Dirección General de Aeronáutica Civil

Reglamentación Aeronáutica Boliviana

RAB 69

PARTE I "Radioayudas para la Navegación"

Reglamento sobre Telecomunicaciones Aeronáuticas

SEGUNDA EDICIÓN
FEBRERO 2016

Reglamento sobre Tele comunicaciones Aeronáuticas

Registro de revisiones

Guía de Revisiones al RAB 69 PARTE I				
No. Revisión	Página	Fecha de Aplicación	Fecha de Inserción	Insertado por:
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 1 -2	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 4 -5	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 7 – 9	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 13	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 15	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 18	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 57	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 62 – 65	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 66 – 67	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	SubPart 2/ 71	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 91 – 93	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 99 -- 100	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 103 – 109	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 111	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 114 – 122	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	APD B/ 125 – 159	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ B/ 1 – 3	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ C/ 1	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ C/ 7 – 8	20/07/18	08/11/18	

1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ C/ 21	20/07/18	08/11/18	
Guía de Revisiones al RAB 69 PARTE I				
No. Revisión	Página	Fecha de Aplicación	Fecha de Inserción	Insertado por:
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ C/ 28 – 31	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ C/ 77	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 3 – 4	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 6 –7	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 16	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 20	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 23 – 51	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 62 -73	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 83 – 84	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 89 – 93	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 98 – 99	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 104 – 111	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 89 – 93	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 89 – 93	20/07/18	08/11/18	
1 Enmienda 91 (Anexo 10 OACI)	ADJ D/ 89 – 93	20/07/18	08/11/18	

Reglamento sobre Telecomunicaciones Aeronáuticas

Lista de páginas efectivas

Lista de páginas efectivas del RAB 69 PARTE I			
Detalle	**Páginas**	**Revisión**	**Fechas**

INDICE

1. DEFINICIONES 2
2. DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN .. 1
2.1. RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN NORMALIZADAS 1
2.2. ENSAYOS EN TIERRA Y EN VUELO 2
2.3. SUMINISTRO DE INFORMACIÓN SOBRE EL ESTADO OPERACIONAL DE LOS SERVICIOS DE RADIONAVEGACIÓN 2
2.4. FUENTE DE ENERGÍA PARA LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y SISTEMAS DE COMUNICACIONES 3
3. ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN 1
3.1. ESPECIFICACIÓN PARA EL ILS 1
3.2. ESPECIFICACIÓN PARA EL SISTEMA RADAR DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN 24
3.3. ESPECIFICACIÓN PARA EL RADIOFARO OMNIDIRECCIONAL VHF (VOR) 26
3.5. ESPECIFICACIÓN PARA EL EQUIPO RADIOTELEMÉTRICO UHF (DME) 35
3.6. ESPECIFICACIÓN PARA LAS RADIOBALIZAS VHF EN RUTA (75 MHZ) 54
3.7. REQUISITOS PARA EL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS) ... 56
3.8. [RESERVADO] 73
3.9. CARACTERÍSTICAS DE SISTEMA PARA LOS SISTEMAS RECEPTORES DE A BORDO ADF 73
3.10. [RESERVADO] 74
3.11. CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS) 74
APÉNDICE A. CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS) 1
APÉNDICE B. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS) 1
1 DEFINICIONES 1
2 GENERALIDADES 1
3 ELEMENTOS GNSS 1
ADJUNTO A. DETERMINACIÓN DE LOS OBJETIVOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO MEDIANTE EL MÉTODO DEL ÁRBOL DE RIESGOS 1
ADJUNTO B. ESTRATEGIA PARA LA INTRODUCCIÓN Y APLICACIÓN DE AYUDAS NO VISUALES EN LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE 1
1. INTRODUCCIÓN 1
2. OBJETIVOS DE LA ESTRATEGIA 1
3. CONSIDERACIONES 1
4. ESTRATEGIA 3
ADJUNTO C. INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS PARA ILS, VOR, PAR, RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA), NDB Y DME 2
1. INTRODUCCIÓN 2
2 TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS 2
3 TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR 44
4. SISTEMA RADAR DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN 56
5. ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA) 56
6. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB 59
7. TEXTOS RELATIVOS AL DME 70
ADJUNTO D. INFORMACIÓN Y TEXTOS DE ORIENTACIÓN PARA LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS DEL GNSS 1
1. DEFINICIONES 1
2. GENERALIDADES 1

3. REQUISITOS DE ACTUACIÓN DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN 1
4. ELEMENTOS DEL GNSS..... 10
5. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS)..... 14
6. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS)..... 15
7. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS)..... 23
8. DISEÑO DEL DISPOSITIVO MONITOR DE CALIDAD DE LA SEÑAL (SQM) 93
9. SUPERVISIÓN DE LA CONDICIÓN Y DE LOS NOTAM 98
10. INTERFERENCIA..... 101
11. GRABACIÓN DE PARÁMETROS GNSS..... 102
12. EVALUACIÓN DE LA ACTUACIÓN GNSS..... 103
13. GNSS Y BASE DE DATOS 103
14. MODELO DE ERRORES RESIDUALES..... 104
ADJUNTO E. TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA VERIFICACIÓN PREVIA AL VUELO DEL EQUIPO VOR DE A BORDO 1
1. ESPECIFICACIÓN RELATIVA A LA INSTALACIÓN PARA PRUEBAS DEL EQUIPO VOR DE A BORDO (VOT)..... 1
2. SELECCIÓN Y EMPLEO DE LOS PUNTOS DE VERIFICACIÓN DEL VOR EN EL AERÓDROMO3
ADJUNTO F. TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO A CONFIABILIDAD Y DISPONIBILIDAD DE RADIOCOMUNICACIONES Y DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN..... 1
1. INTRODUCCIÓN Y CONCEPTOS FUNDAMENTALES 1
2. ASPECTOS PRÁCTICOS DE LA CONFIABILIDAD Y LA DISPONIBILIDAD 4
ADJUNTO G. INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS RELATIVOS AL MLS..... 1
2. DEFINICIONES 1
3. CARACTERÍSTICAS DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO — FUNCIONES ANGULARES Y DE DATOS 1
3.EQUIPO TERRESTRE..... 13
4. ASPECTOS RELATIVOS AL EMPLAZAMIENTO 14
5. ASPECTOS OPERACIONALES DEL EMPLAZAMIENTO DEL EQUIPO DME TERRESTRE..... 25
6. RELACIONES ENTRE LAS MEDIDAS DE VIGILANCIA Y CONTROL TOMADAS POR EL EQUIPO TERRESTRE..... 25
7. EQUIPO DE A BORDO 25
8. OPERACIONES EN LOS LIMITES Y FUERA DE LOS SECTORES DE COBERTURA MLS PROMULGACIÓN..... 32
9. CRITERIOS DE SEPARACIÓN EN FUNCIÓN DE LA RELACIÓN ENTRE LAS SEÑALES Y LAS PÉRDIDAS DE PROPAGACIÓN..... 33
10. TEXTO RELATIVO A LAS INSTALACIONES DEL MLS EN EMPLAZAMIENTOS ESPECIALES34
11. INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO – EQUIPO MLS TERRESTRE 34
12. CLASIFICACIÓN DE LAS INSTALACIONES MLS TERRESTRES DE AZIMUT DE APROXIMACIÓN, ELEVACIÓN Y DME..... 39
13. APROXIMACIÓN POR CÁLCULO DE EJE 41
14. APLICACIÓN DE LOS OBJETIVOS EN MATERIA DE NIVEL DE SERVICIO DE LA TABLA G-15 PARA OPERACIONES MLS/RNAV 47
15. APLICACIÓN DE CONJUNTOS MLS SIMPLIFICADOS..... 49

SUBPARTE 1. RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

APLICABILIDAD

La RAB 69 establece los requerimientos para:

- El proveedor de Servicios a la Navegación Aérea del Estado Boliviano, con jurisdicción en el espacio aéreo dentro la FIR La Paz y para los operadores.
- Su cumplimiento será aplicado coordinadamente con la Dirección General de Aeronáutica Civil de Bolivia.
- Su incumplimiento será sancionado de acuerdo al Manual de Faltas y Sanciones.

1. DEFINICIONES

Nota 1.- Todas las referencias al "Reglamento de Radiocomunicaciones" se refieren al Reglamento de Radiocomunicaciones publicado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones. El Reglamento de Radiocomunicaciones se enmienda de tiempo en tiempo en el marco de las decisiones adoptadas en las actas finales de las Conferencias Mundiales de Radiocomunicaciones celebradas normalmente cada dos a tres años. También se dispone de más información sobre los procesos seguidos por la UIT en el uso de las frecuencias para los sistemas radioeléctricos aeronáuticos en el Manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la OACI (Doc 9718).

Nota 2.- La RAB 69, Parte I comprende normas y métodos recomendados sobre ciertas clases de equipo para ayudas a la navegación aérea. Si bien los Estados contratantes determinan la necesidad de instalaciones específicas de acuerdo con las condiciones prescritas en la norma o método recomendado pertinente, el Consejo examina periódicamente la necesidad de instalaciones específicas y expone a los Estados contratantes interesados la opinión y recomendaciones de la OACI, basándose generalmente en las recomendaciones de las conferencias regionales de navegación aérea (Doc 8144 - Instrucciones para las reuniones regionales de navegación aérea y reglamento interno de las mismas).

Nota 3.- La terminología que se utiliza en este Anexo para referirse a las operaciones de aproximación por instrumentos se basa en la clasificación de operaciones de aproximación y aterrizaje por instrumentos de una versión anterior del Anexo 6. A continuación figura la correspondencia de esta terminología con aquella de las definiciones del Anexo 6:

Requisitos de perfomance en apoyo de las operaciones de aproximacion por instrumentos		
Perfomance de sistemas en el Anexo 10		Metodo del Anexo 6 - categoria de operación de aproximacion
Aproxumacion que no es de precision(NPA)		2D-Tipo A [1]
Aproximacion con guia vertical(APV)		3D-Tipo A [2]
Aproximacion de precision(PA)	Categoria I, DH igual o superiores a 75m (250ft)	3D-Tipo A [3]
	Categoria I, DH igual o superiores a 60m (200ft) e inferior a 75m (250ft)	3D-Tipo B CAT I [3]
	Categoria II	3D-Tipo B CAT II
	Categoria III	3D-Tipo B CAT III
(1) Sin guia vertical barometrica		
(2) Con guia vertical barometrica o SBAS.		
(3) Con guia vertical ILS, MLS, GBAS o SBAS		

Los términos y expresiones indicados a continuación, que se usan en esta parte, tienen el significado siguiente:

Altitud de presión. Expresión de la presión atmosférica mediante la altitud que corresponde a esa presión en la atmósfera tipo.

Altura. Distancia vertical entre un nivel, punto u objeto considerado como punto, y una referencia especificada.

Anchura de banda de aceptación efectiva. Gama de frecuencias con respecto a la que ha sido asignada, cuya recepción se consigue si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias del receptor.
Elevación. Distancia vertical entre un punto o un nivel de la superficie de la tierra, o unido a ella, y el nivel medio del mar.
Especificación para la navegación. Conjunto de requisitos relativos a la aeronave y a la tripulación de vuelo necesarios para dar apoyo a las operaciones de la navegación basada en la performance dentro de un espacio aéreo definido. Existen dos clases de especificaciones para la navegación:
Especificación para la performance de navegación requerida (RNP). Especificación para la navegación basada en la navegación de área que incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo RNP, por ejemplo, RNP 4, RNP APCH.
Especificación para la navegación de área (RNAV). Especificación para la navegación basada en la navegación de área que no incluye el requisito de control y alerta de la performance, designada por medio del prefijo RNAV, por ejemplo, RNAV 5, RNAV 1.
Nota 1.- El Manual sobre la navegación basada en la performance (PBN) (Doc 9613), Parte II, contiene directrices detalladas sobre las especificaciones para la navegación.

Nota 2.- El término RNP, definido anteriormente como "declaración de la performance de navegación necesaria para operar dentro de un espacio aéreo definido", se ha retirado de este Anexo puesto que el concepto de RNP ha sido remplazado por el concepto de PBN. En este Anexo, el término RNP sólo se utiliza ahora en el contexto de especificaciones de navegación que requieren vigilancia de la performance y alerta, p. ej., RNP 4 se refiere a la aeronave y los requisitos operacionales, comprendida una performance lateral de 4 NM, con la vigilancia de performance y alerta a bordo que se describen en el Doc 9613.

Navegación basada en la performance (PBN). Requisitos para la navegación de área basada en la performance que se aplican a las aeronaves que realizan operaciones en una ruta ATS, en un procedimiento de aproximación por instrumentos o en un espacio aéreo designado.

Nota.- Los requisitos de performance se expresan en las especificaciones para la navegación (especificación RNAV, especificación RNP) en función de la precisión, integridad, continuidad, disponibilidad y funcionalidad necesarias para la operación propuesta en el contexto de un concepto para un espacio aéreo particular.

Navegación de área (RNAV). Método de navegación que permite la operación de aeronaves en cualquier trayectoria de vuelo deseada, dentro de la cobertura de las ayudas para la navegación basadas en tierra o en el espacio, o dentro de los límites de capacidad de las ayudas autónomas, o una combinación de ambas.

Nota.- La navegación de área incluye la navegación basada en la performance así como otras operaciones no incluidas en la definición de navegación basada en la performance.

Potencia media (de un transmisor radioeléctrico). La media de la potencia suministrada a la línea de alimentación de la antena por un transmisor en condiciones normales de funcionamiento, evaluada durante un intervalo de tiempo suficientemente largo comparado con el período correspondiente a la frecuencia más baja que existe realmente como componente de modulación.

Nota.- Normalmente se tomará un tiempo de 1/10 de segundo durante el cual la potencia media alcance el valor más elevado.

Principios relativos a factores humanos. Principios que se aplican al diseño, certificación, instrucción, operaciones y mantenimiento y cuyo objeto consiste en establecer una interfaz segura entre el componente humano y de otro tipo del sistema mediante la debida consideración de la actuación humana.
Punto de toma de contacto. Punto en el que la trayectoria nominal de planeo intercepta la pista.

Nota.- El "punto de toma de contacto", tal como queda definido, es sólo un punto de referencia y no tiene necesariamente que coincidir con el punto en que la aeronave entrará verdaderamente en contacto con la pista.

Radiobaliza de abanico. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de abanico.
Radiobaliza Z. Tipo de radiofaro que emite un haz vertical en forma de cono.
Rechazo eficaz del canal adyacente. Rechazo que se obtiene en la frecuencia apropiada del canal adyacente, si se han tenido debidamente en cuenta todas las tolerancias pertinentes del receptor.
Servicio de radionavegación. Servicio que proporciona información de guía o datos sobre la posición para la operación eficiente y segura de las aeronaves mediante una o más radioayudas para la navegación.
Servicio de radionavegación esencial. Servicio de radionavegación cuya interrupción ejerce un impacto importante en las operaciones en el espacio aéreo o aeródromo afectados.
Volumen útil protegido. Parte de la cobertura de la instalación en la que ésta proporciona determinado servicio, de conformidad con los SARPS pertinentes, y dentro de la cual se protege la frecuencia de la instalación.

SUBPARTE 2. DISPOSICIONES GENERALES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

69.1.1. Radioayudas para la navegación normalizadas

2.1.1 Los sistemas normalizados de radioayudas para la navegación serán:

a) el sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS) que se ajuste a las normas contenidas en la SUBPARTE 3, 3.1;
b) el sistema de aterrizaje por microondas (MLS) que se ajuste a las normas contenidas en la SUBPARTE 3, 3.11;
c) el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) conforme a las normas de la SUBPARTE 3, 3.7;
d) el radiofaro omnidireccional VHF (VOR) conforme a las normas de la SUBPARTE 3, 3.3;
e) el radiofaro no direccional (NDB) conforme a las normas de la SUBPARTE 3, 3.4;
f) el equipo radiotelemétrico (DME) conforme a las normas de la SUBPARTE 3, 3.5; y
g) la radiobaliza VHF en ruta conforme a las normas de la SUBPARTE 3, 3.6.

Nota 1.- Como es indispensable la referencia visual en las fases finales de la aproximación y el aterrizaje, la instalación de una radioayuda para la navegación no excluye la necesidad de emplear ayudas visuales para la aproximación y aterrizaje en condiciones de poca visibilidad.

Nota 2.- Se tiene la intención de que la introducción y aplicación de radioayudas para la navegación, a fin de apoyar operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión, se efectúe de conformidad con la estrategia que se reproduce en el Adjunto B.

Nota 3.- Las categorías de las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión se clasifican en el Anexo 6, Parte I, Capítulo 1.

Nota 4.- En el Adjunto C, 2.1 y 2.14, se da información sobre los objetivos operacionales relacionados con las categorías de actuación de las instalaciones ILS.

Nota 5.- En el Adjunto G, 11, se proporciona información sobre los objetivos operacionales relacionados con la actuación de las instalaciones MLS.

2.1.2 Cualquier diferencia que exista entre las radioayudas para la navegación y las normas estipuladas en la SUBPARTE 3, se incluirá en una publicación de información aeronáutica (AIP).

2.1.3 En los casos en que esté instalado un sistema de radioayudas para la navegación que no sea un ILS ni un MLS, pero que pueda ser utilizado total o parcialmente con el equipo de aeronave proyectado para emplearlo con el ILS o con el MLS, se publicarán detalles completos respecto a las partes que puedan emplearse en una publicación de información aeronáutica (AIP).

Nota.- Esta disposición está destinada a formular un requisito para promulgar información relevante y no para autorizar las instalaciones en cuestión.

2.1.4 Disposiciones específicas para el GNSS

2.1.4.1 Se permitirá dar por terminado un servicio de satélite GNSS proporcionado por uno de sus elementos (Subparte 3, 3.7.2), con un aviso previo mínimo de seis años del proveedor de ese servicio.

2.1.4.2 Los Estados que aprueben operaciones basadas en el GNSS deben asegurarse de que se graban los datos del GNSS pertinentes a esas operaciones.

Nota 1.- Estos datos grabados pueden apoyar la investigación de accidentes e incidentes. También pueden utilizarse para análisis periódicos a fin de verificar los parámetros de actuación del GNSS detallados n las normas pertinentes de la presente Reglamentación.
Nota 2.- El texto de orientación acerca de la grabación de los parámetros del GNSS y la evaluación de la actuación GNSS figura en el Adjunto D, 11 y 12.

2.1.4.3 Deben conservarse las grabaciones por lo menos por un período de 14 días. Cuando las grabaciones son pertinentes para investigación de accidentes e incidentes, deben conservarse por períodos más prolongados hasta que sea evidente que ya no serán necesarias.

2.1.5 Radar de aproximación de precisión

2.1.5.1 El sistema radar de aproximación de precisión (PAR), cuando se instale y opere como radioayuda para la navegación junto con equipo para comunicarse en ambos sentidos con las aeronaves y las instalaciones para la coordinación eficaz de estos elementos con control de tránsito aéreo, se ajustará a las normas de la SUBPARTE 3, 3.2.

Nota 1.- El elemento radar de aproximación de precisión (PAR) del sistema radar de aproximación de precisión puede instalarse y operarse sin el elemento radar de vigilancia (SRE), cuando se determina que el SRE no es necesario para satisfacer los requisitos de control de tránsito aéreo para dirigir las aeronaves.

Nota 2.- Aunque el SRE no se considera, en ninguna circunstancia, como una alternativa satisfactoria del sistema radar de aproximación de precisión, el SRE puede instalarse y operarse sin el PAR para ayudar al control de tránsito aéreo a dirigir las aeronaves que traten de emplear radioayudas para la navegación, o para aproximaciones y salidas con el radar de vigilancia.

2.1.6 Cuando se proporcionen para apoyar aproximaciones y aterrizajes de precisión, las radioayudas para la navegación deben complementarse, cuando sea necesario, con una fuente o fuentes de información de guía para la orientación, que cuando se use con los procedimientos apropiados proporcionará guía efectiva hacia la trayectoria de referencia deseada, así como acoplamiento eficaz (manual o automático) con dicha trayectoria.

Nota.- Para dicho fin se han utilizado DME, GNSS, NDB, VOR y sistemas de navegación de aeronaves.

69.1.2. Ensayos en tierra y en vuelo

2.2.1 Se someterán a ensayos periódicos en tierra y en vuelo las radioayudas para la navegación de los tipos comprendidos en las especificaciones de la SUBPARTE 3 y que las aeronaves destinadas a la navegación aérea internacional puedan utilizar.

Nota.- En el Adjunto C y en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc 8071), se da orientación sobre los ensayos en tierra y en vuelo de instalaciones normalizadas por la OACI, así como sobre la periodicidad de dichos ensayos.

69.1.3. Suministro de información sobre el estado operacional de los servicios de radionavegación

2.3.1 Las torres de control de aeródromo y las dependencias que suministran servicio de control de aproximación, recibirán en forma oportuna, de conformidad con el uso del servicio o servicios correspondientes, la información sobre el estado operacional de los servicios de radionavegación esenciales para la aproximación, aterrizaje y despegue en el aeródromo o aeródromos de que se trate.

69.1.4. Fuente de energía para las radioayudas para la navegación y sistemas de comunicacione

2.4.1 Las radioayudas para la navegación y los elementos terrestres de los sistemas de comunicaciones de los tipos especificados en la RAB 69, contarán con fuentes adecuadas de energía y medios de asegurar la continuidad del servicio según el uso del servicio o servicios de que se trate.

Nota.- El Adjunto C, 8, contiene textos de orientación sobre los tiempos de conexión de la fuente de energía.

1.4.1. Consideraciones sobre factores humanos

2.5.1 En el diseño y certificación de las radio ayudas para la navegación deben observarse los principios relativos a factores humanos.

Nota.- Los textos de orientación sobre principios relativos a factores humanos pueden encontrarse en el Manual de instrucción sobre factores humanos (Doc 9683) y en la Circular 249 (Compendio sobre factores humanos núm. 11 - Los factores humanos en los sistemas CNS/ATM).

SUBPARTE 3. ESPECIFICACIONES RELATIVAS A LAS RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

Nota.- En el Anexo 14, Capítulo 8, se indican las especificaciones relativas a la construcción y el emplazamiento de las instalaciones terrestres, a fin de reducir al mínimo el peligro para las aeronaves.

69.1.3 Especificación para el ILS

3.1.1 Definiciones

Ángulo de trayectoria de planeo ILS. El ángulo que forma con la horizontal la recta que representa la trayectoria de planeo media.
Continuidad de servicio del ILS. Propiedad relacionada con la escasa frecuencia de interrupciones de la señal radiada. El nivel de continuidad de servicio del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se pierdan las señales de guía radiadas.
DDM - Diferencias de profundidad de modulación. Porcentaje de profundidad de modulación de la señal mayor, menos el porcentaje de profundidad de modulación de la señal menor, dividido por 100.
Eje de rumbo. En todo plano horizontal, el lugar geométrico de los puntos más próximos al eje de la pista en los que la DDM es cero.
Instalación ILS de Categoría de actuación I. Un ILS que proporciona información de guía desde el límite de cobertura del ILS hasta el punto en que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria ILS de planeo a una altura de 60 m (200ft), o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.

Nota.- Esta definición no tiene por finalidad impedir la utilización del ILS para la Categoría de actuación I por debajo de la altura de 60 m (200 ft) con referencia visual, cuando la calidad de la orientación facilitada lo permita y cuando se hayan establecido procedimientos operativos satisfactorios.

Instalación ILS de Categoría de actuación II. Un ILS que proporciona información de guía desde el límite de cobertura del ILS hasta el punto en el que el eje de rumbo del localizador corta la trayectoria ILS de planeo a una altura de 15 m (50 ft), o menos, por encima del plano horizontal que contiene el umbral.
Instalación ILS de Categoría de actuación III. Un ILS que con la ayuda de equipo auxiliar cuando sea necesario, proporcione información de guía desde el límite de cobertura de la instalación hasta la superficie de la pista, y a lo largo de la misma.
Integridad del ILS. La calidad referente a la seguridad que ofrece la precisión de la información suministrada por la instalación. El nivel de integridad del localizador o de la trayectoria de planeo se expresa en función de la probabilidad de que no se radien señales de guía falsas.
Punto "A" del ILS. Punto de la trayectoria de planeo situado a 7,5 km (4 NM) del umbral, medido sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.
Punto "B" del ILS. Punto de la trayectoria de planeo situado a 1 050 m (3 500 ft) del umbral, medidos sobre la prolongación del eje de la pista en la dirección de la aproximación.
Punto "C" del ILS. Punto por el que la parte recta descendente de la prolongación de la trayectoria nominal de planeo nominal pasa a la altura de 30 m (100 ft) sobre el plano horizontal que contiene el umbral.
Punto "D" del ILS. Punto situado a 4 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 900 m (3 000 ft) del umbral en la dirección del localizador.
Punto "E" del ILS. Punto situado a 4 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 600 m (2 000 ft) del extremo de parada de la pista en la dirección del umbral.

Nota.- Véase el Adjunto C, Figura C-1.

Referencia ILS (Punto "T"). Punto situado a una altura especificada, sobre la intersección del eje de la pista con el umbral, por el cual pasa la prolongación rectilínea hacia abajo de la trayectoria de planeo ILS.
Sector de rumbo. Sector en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo, limitado por los lugares geométricos de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la DDM es 0,155.
Sector de rumbo frontal. El sector de rumbo situado al mismo lado del localizador que la pista.
Sector de rumbo posterior. El sector de rumbo situado en el lado opuesto del localizador respecto a la pista.
Sector de trayectoria de planeo ILS. Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo ILS y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la DDM es 0,175.

Nota.- El sector de trayectoria de planeo ILS está situado en el plano vertical que contiene el eje de la pista y está dividido por la trayectoria de planeo radiada en dos partes denominadas sector superior y sector inferior, que son, respectivamente, los sectores que quedan por encima y por debajo de la trayectoria de planeo.

Semisector de rumbo. Sector situado en un plano horizontal que contiene el eje de rumbo y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos al eje de rumbo en los que la DDM es 0,0775.
Semisector de trayectoria de planeo ILS. Sector situado en el plano vertical que contiene la trayectoria de planeo ILS y limitado por el lugar geométrico de los puntos más cercanos a la trayectoria de planeo en los que la DDM es 0,0875.
Sensibilidad de desplazamiento angular. La proporción de la DDM medida hasta el desplazamiento angular correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.
Sensibilidad de desplazamiento (localizador). La proporción de la DDM medida hasta el desplazamiento lateral correspondiente, a partir de la línea de referencia apropiada.
Sistema de trayectoria de planeo de doble frecuencia. Sistema de trayectoria de planeo ILS en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del canal de trayectoria de planeo de que se trate.
Sistema localizador de doble frecuencia. Sistema localizador en el que se logra la cobertura mediante la utilización de dos diagramas de radiación independientes espaciados en frecuencias de portadora separadas dentro del canal VHF del localizador de que se trate.
Trayectoria de planeo ILS. Aquél de los lugares geométricos de los puntos situados en el plano vertical que contiene el eje de la pista en que la DDM es cero, que está más cerca del plano horizontal.

3.1.2 Requisitos básicos

3.1.2.1 El ILS constará de los elementos esenciales siguientes:

a) equipo localizador VHF, con su sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador;
b) equipo UHF de trayectoria de planeo, con el sistema monitor correspondiente, y equipo de telemando e indicador;
c) radiobalizas VHF, o equipo radiotelemétrico (DME) conforme a la sección 3.5, con el sistema monitor correspondiente y equipo de telemando e indicador.

Nota.- El Adjunto C, 2.11, contiene el texto de orientación sobre el uso de DME como alternativa al componente de radiobalizas del ILS.

3.1.2.1.1 Las instalaciones ILS de las Categorías de actuación I, II y III proporcionarán indicaciones en puntos de mando a distancia designados sobre el estado de funcionamiento de todos los componentes del sistema ILS en tierra, como sigue:

a) para todos los ILS de Categoría II y Categoría III, la dependencia de los servicios de tránsito aéreo que intervenga en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los ILS, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional; y
b) para un ILS de Categoría I, si éste proporciona un servicio de radionavegación esencial, la dependencia de servicios de tránsito aéreo que participa en el control de la aeronave en la aproximación final constituirá uno de los puntos remotos de control designados y recibirá información sobre el estado operacional de los ILS, con una demora que corresponda a los requisitos del ambiente operacional.

Nota 1.- Las indicaciones que exige esta norma tienen la intención de servir de herramienta para apoyar las funciones de gestión del tránsito aéreo y, por lo tanto, se satisfacen los requisitos de suministro oportuno aplicables (de conformidad con 2.8.1). Los requisitos de suministro oportuno que se aplican a las funciones de vigilancia de la integridad de los ILS que protegen a las aeronaves de un mal funcionamiento de los ILS se especifican en 3.1.3.11.3.1 y 3.1.5.7.3.1.

Nota 2.- Es probable que el sistema de tránsito aéreo requiera disposiciones adicionales que pueden considerarse esenciales para lograr plena capacidad de Categoría III, por ejemplo, para proporcionar guía lateral y longitudinal adicional durante el recorrido de aterrizaje y el rodaje y para garantizar mejor integridad y fiabilidad del sistema.

3.1.2.2 El ILS se construirá y ajustará de tal manera que a una distancia especificada del umbral, indicaciones idénticas de los instrumentos que lleven las aeronaves representen desplazamientos similares respecto al eje de rumbo o trayectoria de planeo ILS, según sea el caso, y cualquiera que sea la instalación terrestre que se use.

3.1.2.3 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo especificados en 3.1.2.1 a) y b) que forman parte del ILS - Categoría de actuación I, se ajustarán por lo menos a las normas de 3.1.3 y 3.1.5 respectivamente, excepto aquéllas en que se prescribe la aplicación al ILS - Categoría de actuación II.

3.1.2.4 Los componentes de localizador y trayectoria de planeo especificados en 3.1.2.1 a) y b) que forman parte de un ILS - Categoría de actuación II se ajustarán a las normas aplicables a estos componentes en un ILS - Categoría de actuación I, complementadas o enmendadas por las normas de 3.1.3 y 3.1.5 en que se prescribe aplicación al ILS - Categoría de actuación II.

3.1.2.5 Los componentes de localizador y de trayectoria de planeo, así como todo otro equipo auxiliar especificado en 3.1.2.1.1, que forman parte de una instalación ILS de Categoría de actuación III se ajustarán, fuera de eso, a las normas aplicables a estos componentes en instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II, excepto en lo que resulten complementadas por las normas de 3.1.3 y 3.1.5, en que se prescribe la aplicación a instalaciones ILS de la Categoría de actuación III.

3.1.2.6 Para garantizar un nivel de seguridad adecuado, el ILS debería proyectarse y mantenerse de modo que la probabilidad de funcionamiento dentro de los requisitos de actuación especificados sea elevada, compatible con la categoría de actuación operacional, interesada.

Nota.- Las especificaciones relativas a instalaciones ILS de las Categorías de actuación II y III tienen por objeto lograr el más elevado grado de integridad, confiabilidad y estabilidad de funcionamiento del sistema, en las condiciones ambientales más adversas que se encuentren. En 2.8 del Adjunto C figura texto de orientación de este objetivo en las operaciones de las Categorías II y III.

3.1.2.7 En aquellos lugares en los que haya dos instalaciones ILS separadas que sirvan a los extremos opuestos de una pista única, un acoplamiento apropiado garantizará que sólo radie el localizador que se utiliza para la dirección de aproximación, excepto cuando el localizador utilizado para las operaciones es una instalación ILS de Categoría de actuación I y no se produzca ninguna interferencia perjudicial para las operaciones.

3.1.2.7.1 En los lugares en los que haya dos instalaciones ILS separadas que sirven a los extremos opuestos de una misma pista y en los cuales se utilice una instalación ILS de Categoría de actuación I para las aproximaciones y aterrizajes automáticos en condiciones visuales, un sistema de bloqueo debería garantizar que solamente pueda radiar el localizador que se utiliza para el sentido de aproximación, a no ser que sea necesario el uso simultáneo del otro localizador.

Nota.- Si ambos localizadores están radiando, existe la posibilidad de interferencia con las señales del localizador en la región del umbral. En el Adjunto C, 2.1.8, figura un texto de orientación complementario.

3.1.2.7.2 En los lugares en los que las instalaciones ILS que sirven a los extremos opuestos de una misma pista o a distintas pistas del mismo aeropuerto utilicen las mismas frecuencias asociadas por pares, un sistema de bloqueo asegurará que solamente una instalación radie en cada instante. Cuando se conmute de una instalación ILS a otra, se suprimirá la radiación de ambas por un tiempo no inferior a 20 s.

Nota.- El texto adicional de orientación sobre la operación de localizadores en el mismo canal de frecuencias se halla contenido en 2.1.9 del Adjunto C y en la Parte V, Subparte 4.

3.1.3 Localizador VHF y monitor correspondiente

Introducción. Las especificaciones en esta sección se refieren a los localizadores ILS que proporcionan información positiva de guía en los 360° de azimut, o que proporcionan dicha guía solamente dentro de una parte especificada de la cobertura frontal (véase 3.1.3.7.4). Cuando se instalan localizadores ILS que proporcionan información positiva de guía en un sector limitado, se necesitará, por regla general, información de alguna radioayuda para la navegación, adecuadamente emplazada, junto con los procedimientos apropiados, a fin de garantizar que toda información de guía equívoca dada por el sistema fuera del sector, no sea importante desde el punto de vista de las operaciones.

3.1.3.1 Generalidades

3.1.3.1.1 La radiación del sistema de antenas del localizador producirá un diagrama de campo compuesto, modulado en amplitud por un tono de 90 Hz y otro de 150 Hz. El diagrama de campo de radiación producirá un sector de rumbo con un tono predominando en un lado del rumbo y el otro tono predominando en el lado opuesto.

3.1.3.1.2 Cuando un observador mire hacia el localizador desde el extremo de aproximación de la pista, predominará, a su derecha, la profundidad de modulación de la radiofrecuencia portadora debida al tono de 150 Hz, y la debida al tono de 90 Hz predominará a su izquierda.

3.1.3.1.3 Todos los ángulos horizontales que se empleen para determinar los diagramas de campo del localizador tendrán su origen en el centro del sistema de antenas del localizador que proporciona las señales utilizadas en el sector de rumbo frontal.

3.1.3.2 Radiofrecuencia

3.1.3.2.1 El localizador trabajará en la banda de 108 a 111,975 MHz. Cuando se use una sola radiofrecuencia portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá de ± 0,005%. Cuando se usen dos radiofrecuencias portadoras la tolerancia de frecuencia no excederá de 0,002% y la banda nominal ocupada por las portadoras será simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia no será menor de 5 kHz ni mayor de 14 kHz.

3.1.3.2.2 La emisión del localizador se polarizará horizontalmente. La componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0,016, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de 20° respecto a la horizontal.

3.1.3.2.2.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II, la componente de la radiación polarizada verticalmente no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0,008, cuando una aeronave esté en el eje de rumbo y su actitud en cuanto a inclinación lateral sea de 20° respecto a la horizontal.

3.1.3.2.2.2 Para los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la componente verticalmente polarizada de la radiación dentro de un sector limitado por una DDM de 0,02 a cada lado del eje de rumbo, no excederá de la que corresponde a un error de DDM de 0,005 cuando la aeronave se encuentra en una actitud de 20° de inclinación lateral respecto a la horizontal.

3.1.3.2.3 Para localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III las señales producidas por el transmisor no contendrán ninguna componente que resulte en una aparente fluctuación del eje de rumbo de más de una DDM de 0,005, de cresta a cresta, en la banda de frecuencia de 0,01 a 10 Hz.

3.1.3.3 Cobertura

Nota.- En 2.1.10 y en las Figuras C-7A, C-7B, C-8A y C-8B del Adjunto C se proporciona orientación respecto de la cobertura del localizador.

3.1.3.3.1 El localizador proporcionará señales suficientes para permitir un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de abordo, dentro de los sectores de cobertura del localizador y de la trayectoria de planeo. El sector de cobertura del localizador se extenderá desde el centro del sistema de antena del localizador hasta distancias de:

46,3 km (25 NM) dentro de ± 10° respecto al eje de rumbo frontal;
31,5 km (17 NM) entre 10° y 35° respecto al eje de rumbo frontal;
18,5 km (10 NM) fuera de los ± 35° respecto al eje de rumbo frontal si se proporciona cobertura;

si bien, cuando lo dicten las características topográficas o lo permitan los requisitos operacionales, las limitaciones pueden reducirse a 33,3 km (18 NM) dentro de un sector de ± 10° y 18,5 km (10 NM) dentro del resto de la cobertura, cuando otros medios de navegación proporcionen cobertura satisfactoria dentro del área de aproximación intermedia. Las señales del localizador se recibirán a las distancias especificadas y a una altura igual o superior a 600 m (2 000 ft) por encima de la elevación del umbral, o de 300 m (1 000 ft) por encima de la elevación del punto más alto dentro de las áreas de aproximación intermedia y final, de ellos el valor que resulte más elevado, excepto que, cuando se necesite para proteger la actuación ILS y lo permitan los requisitos operacionales, el límite inferior de cobertura a ángulos de más de 15° respecto del eje de rumbo frontal se elevará linealmente desde su altura a 15° hasta 1 350 m (4 500 ft), como máximo, sobre la elevación del umbral a 35° respecto al eje de rumbo frontal. Tales señales podrán recibirse hasta las distancias especificadas, hasta una superficie que se extienda hacia afuera desde la antena del localizador y tenga una inclinación de 7° por encima del plano horizontal.

Nota.- Se tiene la intención de que cuando los obstáculos existentes penetren en la superficie inferior no sea necesario proporcionar la guía a menos de las alturas dentro del alcance óptico.

3.1.3.3.2 En todos los puntos del volumen de cobertura especificado en 3.1.3.3.1, salvo lo estipulado en 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3, la intensidad de campo no será inferior a 40µV/m (–114 dBW/ m^2).

Nota.- Esta intensidad mínima de campo es necesaria para permitir una utilización operacional satisfactoria de las instalaciones de localizador del ILS.

3.1.3.3.2.1 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación I, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del

localizador no será inferior a 90 µV/m (–107 dBW/ m^2) a partir de una distancia de 18,5 km (10 NM) hasta una altura de 60 m (200 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

3.1.3.3.2.2 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación II, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a 100 µV/m (–106 dBW/ m^2) a una distancia de 18,5 km (10 NM), aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a 200 µV/m (–100 dBW/ m^2) a una altura de 15 m (50 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral. 3.1.3.3.2.3 En el caso de localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la intensidad de campo mínima en la trayectoria de planeo del ILS y dentro del sector de rumbo del localizador, no será inferior a 100 µV/m (–106 dBW/ m^2) a una distancia de 18,5 km (10 NM), aumentando para alcanzar un valor por lo menos igual a 200 µV/m (–100 dBW/ m^2) a una altura de 6 m (20 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral. A partir de este punto y hasta otro punto situado a 4 m (12 ft) por encima del eje de la pista y a 300 m (1 000 ft) del umbral en la dirección del localizador, y a partir de allí a una altura de 4 m (12 ft) a lo largo de la pista en la dirección del localizador, la intensidad de campo no deberá ser inferior a 100 µV/m (–106 dBW/ m^2).

Nota.- Las intensidades de campo indicadas en 3.1.3.3.2.2, y 3.1.3.3.2.3, son necesarias para asegurar la relación señal/ruido exigida para obtener una mejor integridad.

3.1.3.3.3 Por encima de 7° las señales deben reducirse al valor más bajo posible.

Nota 1.- Los requisitos de 3.1.3.3.1, 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 y 3.1.3.3.2.3 se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.

Nota 2.- En el Adjunto C, 2.2.2, se da orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo pertinentes a los localizadores.

3.1.3.3.4 Cuando la cobertura se logre mediante un localizador que usa dos portadoras, proporcionando una portadora un diagrama de radiación en el sector de rumbo frontal y la otra un diagrama de radiación fuera de dicho sector, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal hasta los límites de cobertura especificados en 3.1.3.3.1, no será menor de 10 dB.

Nota.- En la Nota que sigue a 3.1.3.11.2 y en 2.7 del Adjunto C figuran sendos textos de orientación sobre localizadores que consiguen cobertura con dos portadoras. 3.1.3.3.5 Para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación III, la relación de las intensidades de señal de las dos portadoras en el espacio dentro del sector de rumbo frontal, no debería ser inferior a 16 dB.

3.1.3.4 Estructura del curso

3.1.3.4.1 Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I, la amplitud de los codos del eje del rumbo no excederá de los valores siguientes

Zona	***Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)***
Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto “A” del ILS	0,031
Desde el punto “A” del ILS hasta el punto “B”	0,031 en el punto “A” del ILS para disminuir linealmente hasta 0,015 en el punto “B” del ILS
Desde el punto “B” del ILS	

hasta el punto “C”	0,015

3.1.3.4.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de las Categorías de actuación II y III, la amplitud de los codos del eje de rumbo no excederá de los valores siguientes:

Zona	***Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)***
Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto “A” del ILS	0,031
Desde el punto “A” del ILS hasta el punto “B”	0,031 en el punto “A” del ILS disminuyendo linealmente hasta 0,005 en el punto “B” del ILS
Desde el punto “B” del ILS hasta la referencia ILS	0,005

y únicamente en lo que respecta a la Categoría III:

Desde la referencia ILS hasta el punto “D”	0,005
Desde el punto “D” del ILS hasta el punto “E”	0,005 en el punto “D” del ILS aumentando linealmente hasta 0,010 en el punto “E” del ILS

Nota 1.- Las amplitudes indicadas en 3.1.3.4.1 y 3.1.3.4.2, son las DDM debidas a los codos, observadas en el eje de rumbo nominal cuando éste está debidamente ajustado.

Nota 2.- En el Adjunto 2.1.3, 2.1.5, 2.1.6 y 2.1.9, figuran textos de orientación sobre la estructura del curso del localizador.

3.1.3.5 Modulación de la portadora

3.1.3.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz será del 20% a lo largo del eje de rumbo.

3.1.3.5.2 La profundidad de modulación de la portadora debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz estará comprendida entre los límites del 18 y 22%.

3.1.3.5.3 Las siguientes tolerancias se aplicarán a las frecuencias de los tonos de modulación:

a) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz ± 2,5%;
b) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz ± 1,5% para instalaciones de la Categoría de actuación II;
c) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz ± 1% para instalaciones de la Categoría de actuación III;
d) el contenido total de armónicos del tono de 90 Hz no excederá del 10%; además, respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III, el segundo armónico del tono de 90 Hz no excederá del 5%;
e) el contenido total de armónicos del tono de 150 Hz no excederá del 10%.

3.1.3.5.3.1 Respecto a las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, los tonos de modulación deben ser de 90 y de 150 Hz ± 1,5%, cuando sea posible.

3.1.3.5.3.2 Respecto a los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, la profundidad de modulación de amplitud de la portadora en la frecuencia o armónicos de la fuente de energía, o en otros componentes no deseados, no excederá del 0,05%. Los armónicos de la fuente de energía u otros componentes de ruido no deseados que puedan producir una intermodulación de rumbo y autorización son iguales en amplitud (es decir, a azimuts en los que ambos sistemas transmisores realizan una contribución significativa a la profundidad de modulación total).

3.1.3.5.3.3 Los tonos de modulación estarán en fase de tal manera que dentro del semisector de rumbo, las formas de onda demodulada de 90 Hz y 150 Hz pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:

a) respecto a los localizadores de las instalaciones de las Categorías de actuación I y II, de 20°; y
b) respecto a los localizadores de las instalaciones de la Categoría de actuación III, de 10°, de la fase relativa al componente de 150 Hz cada medio ciclo de la forma de onda combinada de 90 y 150 Hz.

Nota 1.- La definición de relación de fase de esta manera no pretende implicar la necesidad de medir la fase dentro del semisector de rumbo.

Nota 2.- En la Figura C-6 del Adjunto C se hallarán ciertos elementos de orientación.

3.1.3.5.3.4 Con sistemas de localizadores de dos frecuencias, 3.1.3.5.3.3 se aplicará a cada portadora. Además, el tono de modulación de 90 Hz de una portadora estará en fase con el tono de modulación de 90 Hz de la otra portadora, de manera que las formas de onda demodulada pasen por el valor cero, en la misma dirección dentro de un margen:

a) respecto a localizadores de las Categorías I y II, de 20°; y
b) respecto a localizadores de la Categoría III, de 10°,

de fase relativa a 90 Hz. Similarmente los tonos de 150 Hz de las dos portadoras estarán acoplados en fase de tal modo que las formas de ondas demoduladas pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de un margen:

1) respecto a localizadores de las Categorías I y II, de 20°; y
2) respecto a los localizadores de la Categoría III, de 10°, de fase relativa a 150 Hz.

3.1.3.5.3.5 Se permitirá el empleo de otros sistemas de localizador de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales “en fase” descritas en 3.1.3.5.3.4. En estos sistemas alternativos la sincronización 90 Hz a 90 Hz y la sincronización 150 Hz a 150 Hz se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en 3.1.3.5.3.4.

Nota.- Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo en la región fuera del eje de rumbo, donde las intensidades de la señal de las dos portadoras son aproximadamente iguales.

3.1.3.5.3.6 La suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de 90 Hz y 150 Hz no debería exceder del 60% o ser inferior al 30% en la zona de cobertura requerida.

3.1.3.5.3.6.1 En el equipo que se instale por primera vez antes del 1 de enero de 2000, la suma de las profundidades de modulación de la onda portadora producida por los tonos de 90 Hz y 150 Hz no excederá del 60% ni será inferior al 30% dentro de la cobertura requerida.

Nota 1.- Si la suma de las profundidades de modulación es superior al 60% para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I, la sensibilidad de desplazamiento nominal puede ajustarse, del modo previsto en 3.1.3.7.1, para alcanzar el límite de modulación mencionado anteriormente.

Nota 2.- Respecto a sistemas de doble frecuencia, no se aplica la norma para la suma máxima de profundidades de modulación en, o cerca de, los azimuts en los que los niveles de la señal portadora de rumbo y autorización son iguales en amplitud (es decir, a azimuts en los que ambos sistemas transmisores realizan una contribución significativa a la profundidad de modulación total).

Nota 3.- La norma para la suma mínima de profundidades de modulación se basa en que se fije el nivel de alarma de desperfecto hasta en un 30%, como se indica en el Adjunto C, 2.3.3.

3.1.3.5.3.7 Cuando se utilice un localizador para comunicaciones radiotelefónicas, la suma de las profundidades de modulación de la portadora debidas a los tonos de 90 Hz y 150 Hz no excederá del 65% dentro de 10° del eje de rumbo, y del 78% en cualquier otro punto alrededor del localizador.

3.1.3.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador ILS que pueden afectar a los valores DDM que aparecen en los receptores del localizador, debería reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.

Nota.- En el Adjunto C, 2.15, se ofrece el texto de orientación pertinente.

3.1.3.6 Precisión de la alineación de curso

3.1.3.6.1 El eje medio del rumbo se ajustará y mantendrá dentro de los límites equivalentes a los siguientes desplazamientos desde el eje de la pista, en la referencia del ILS:

a) respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I: ± 10,5 m (35 ft), o el equivalente lineal de 0,015 DDM, tomándose de ambos valores el menor;
b) respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II: ± 7,5 m (25 ft);
c) respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III: ± 3 m (10 ft).

3.1.3.6.2 Para los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación II, el eje medio de rumbo debería ajustarse y mantenerse dentro de los límites equivalentes a ± 4,5 m (15 ft) de desplazamiento con relación al eje de la pista en la referencia ILS.

Nota 1.- Se tiene la intención de que las instalaciones de las Categorías de actuación II y III se ajusten y se mantengan de forma que se alcancen en ocasiones muy raras los límites indicados en 3.1.3.6.1 y 3.1.3.6.2; el proyecto y el funcionamiento del sistema terrestre ILS total debe ser de una integridad suficiente para satisfacer este objetivo.

Nota 2.- Se pretende que las nuevas instalaciones de Categoría II satisfagan las exigencias de 3.1.3.6.2.

Nota 3.- El Adjunto C, 2.1.3, contiene texto de orientación sobre la medición de la alineación del curso del localizador. En el Adjunto C 2.1.9, figura texto de orientación sobre la protección de la alineación del curso del localizador.

3.1.3.7 Sensibilidad de desplazamiento

3.1.3.7.1 La sensibilidad de desplazamiento nominal en el semisector de rumbo será el equivalente de 0,00145 DDM/m (0,00044 DDM/ft) en la referencia ILS, pero para los localizadores de Categoría I, en los que no pueda alcanzarse la sensibilidad de desplazamiento nominal, la sensibilidad de desplazamiento se ajustará lo más posible a dicho valor. Respecto a los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I en pistas con números de clave 1 y 2, la sensibilidad de desplazamiento nominal se logrará en el punto “B” del ILS. El ángulo de sector de rumbo máximo no pasará de 6°.

Nota.- En el Anexo 14 se definen los números de clave 1 y 2 de pista.

3.1.3.7.2 La sensibilidad de desplazamiento lateral se ajustará y mantendrá dentro de los límites de: a) ± 17% del valor nominal para las instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II; b) ± 10% del valor nominal para las instalaciones ILS de Categoría de actuación III.

3.1.3.7.3 Respecto a las instalaciones ILS de Categoría de actuación II, la sensibilidad de desplazamiento debería ajustarse y mantenerse dentro de los límites de ± 10%, cuando sea factible.

Nota 1.- Las cifras que se dan en 3.1.3.7.1, 3.1.3.7.2 y 3.1.3.7.3 anteriores están basadas en una anchura nominal de sector de 210 m (700 ft) en el punto apropiado, es decir, el punto "B" del ILS en las pistas con números de clave 1 y 2, y el de referencia ILS en otras pistas.

Nota 2.- En el Adjunto C, 2.7, figura un texto de orientación sobre la alineación y la sensibilidad de desplazamiento de localizadores que utilizan dos portadoras. Nota 3.- En el Adjunto C, 2.9, figura un texto de orientación sobre la medición de la sensibilidad de desplazamiento de localizadores.

3.1.3.7.4 El aumento de DDM será sensiblemente lineal con respecto al desplazamiento angular referido al eje de rumbo frontal (en que la DDM es cero) hasta un ángulo, a cada lado del eje de rumbo frontal, en que la DDM es 0,180. Desde ese ángulo hasta ± 10° la DDM no será inferior a 0,180. Desde ± 10° hasta ± 35° respecto al eje de rumbo frontal la DDM no será inferior a 0,155. Cuando se requiera cobertura fuera del sector de ± 35°, la DDM en el área de cobertura, excepto en el sector de rumbo posterior, no será inferior a 0,155.

Nota 1.- La linealidad del cambio de DDM respecto al desplazamiento angular es especialmente importante en las cercanías del eje de rumbo.

Nota 2.- La DDM anterior en el sector 10-35°, se ha de considerar un requisito mínimo para la utilización del ILS como ayuda al aterrizaje. Cuando sea posible, una DDM mayor, por ejemplo, 0,180, es ventajosa porque contribuye a que los aviones de gran velocidad ejecuten interceptaciones de ángulo amplio a distancias convenientes desde el punto de vista operativo, siempre que se cumplan los límites sobre porcentaje de modulación señalados en 3.1.3.5.3.6.

Nota 3.- Siempre que sea posible el nivel de captura del localizador de los sistemas de mando automáticos de vuelo ha de fijarse a una DDM de 0,175 o inferior, a fin de impedir que se produzcan capturas falsas del localizador.

3.1.3.8 Comunicaciones orales

3.1.3.8.1 El localizador puede tener un canal de comunicaciones radiotelefónicas de tierra a aire que pueda funcionar simultáneamente con las señales de navegación e identificación, siempre que dicho funcionamiento no interfiera en modo alguno con la función esencial del localizador.

3.1.3.8.2 Los localizadores de la Categoría III no proporcionarán tal canal, excepto donde se hayan cuidado extraordinariamente el proyecto y utilización de la instalación para asegurar que no hay posibilidad de interferencia con la guía de navegación.

3.1.3.8.3 Si se proporciona el canal habrá de acomodarse a las normas siguientes:

3.1.3.8.3.1 El canal utilizará la misma portadora o portadoras empleadas para la función localizadora y la radiación estará polarizada horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas en fonía, el desfasaje de las modulaciones de ambas portadoras será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.

3.1.3.8.3.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora o portadoras debida a las comunicaciones radiotelefónicas no excederá del 50%, pero se ajustará de manera que:

a) la relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la debida a la señal de identificación sea aproximadamente de 9 a 1;
b) la suma de los componentes de modulación debidos al uso del canal radiotelefónico, a las señales de navegación y a las señales de identificación no excederá del 95%.

3.1.3.8.3.3 La característica de audiofrecuencia del canal radiotelefónico será plana con una variación de 3 dB respecto al nivel a 1 000 Hz, en la gama de 300 a 3 000 Hz.

3.1.3.9 Identificación

3.1.3.9.1 El localizador podrá transmitir simultáneamente una señal de identificación propia de la pista y de la dirección de aproximación, en la misma portadora o portadoras que se utilicen para la función localizadora. La transmisión de la señal de identificación no interferirá en modo alguno con la función esencial del localizador.

3.1.3.9.2 La señal de identificación se emitirá por modulación Clase A2A de la portadora o portadoras usando un tono de modulación de 1 020 Hz con una tolerancia de ± 50 Hz. La profundidad de modulación se mantendrá dentro de los límites del 5 y 15%, excepto cuando se disponga de un canal radiotelefónico, en cuyo caso se ajustará de tal forma que la relación entre la profundidad máxima de modulación debida a las comunicaciones radiotelefónicas y la modulación debida a la señal de identificación sea aproximadamente de 9 a 1 (véase 3.1.3.8.3.2). Las emisiones que lleven la señal de identificación se polarizarán horizontalmente. Cuando dos portadoras estén moduladas con señales de identificación, el desfasaje de las modulaciones será tal que no se produzcan nulos dentro de la cobertura del localizador.

3.1.3.9.3 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y constará de dos o tres letras. Podrá ir precedida de la letra “I” en código Morse internacional seguida de una pausa corta cuando sea necesario distinguir la instalación ILS de otras instalaciones de navegación existentes en el área inmediata.

3.1.3.9.4 La señal de identificación se transmitirá por puntos y rayas a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente y se repetirá a intervalos aproximadamente iguales de por lo menos seis veces por minuto durante todo el tiempo en el que el localizador esté disponible para uso operacional. Cuando las transmisiones del localizador no estén disponibles para uso operacional como, por ejemplo, después de retirar los componentes de navegación, o durante el mantenimiento o transmisiones de pruebas, se suprimirá la señal de identificación. Los puntos tendrán una duración de 0,1 a 0,160 segundos. Normalmente, la duración de una raya será tres veces superior a la duración de un punto. El espaciado entre puntos o rayas será equivalente al de un punto más o menos un 10%. El espaciado entre letras no será inferior a la duración de tres puntos.

3.1.3.10 Emplazamiento

Nota. - En el adjunto C, 2.1.1.9, figura texto de orientación relativo al emplazamiento de las antenas del localizador en el entorno de las pistas y calles de rodaje.

3.1.3.10.1 Para instalaciones de Categorías de actuación II y III, el sistema de antena del localizador se situará en la prolongación del eje de la pista, en el extremo de parada, y se ajustará el equipo de forma que los ejes de rumbo queden en un plano vertical que contenga el eje de la pista servida. La altura y el emplazamiento de la antena serán compatibles con los métodos para proporcionar márgenes verticales de seguridad sobre los obstáculos.

3.1.3.10.2 Para instalaciones de Categorías de actuación I, el sistema de antena del localizador se situará y ajustará de acuerdo con 3.1.3.10.1, a menos que por restricciones del sitio la antena tenga que separarse del eje de la pista.

3.1.3.10.2.1 El sistema de localizador desplazado se situará y ajustará de acuerdo con las disposiciones relativas al ILS desplazado de los Procedimientos para los servicios de navegación aérea - Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc 8168), Parte II, y las normas para el localizador serán con referencia al punto de umbral ficticio conexo.

3.1.3.11 Equipo monitor

3.1.3.11.1 El sistema automático de supervisión producirá una advertencia para los puntos de control designados y realizará una de las acciones siguientes, dentro del período especificado en 3.1.3.11.3.1, cuando persista alguna de las condiciones expresadas en 3.1.3.11.2:

a) suspenderá la radiación; y
b) suprimirá de la portadora las componentes de navegación e identificación.

3.1.3.11.2 Las condiciones que exijan iniciación de la acción del monitor serán las siguientes:

a) para los localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación I un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de 10,5 m (35 ft), o el equivalente lineal de 0,015 DDM, tomándose de ambos valores el menor, en el punto de referencia ILS;
b) para los localizadores de instalaciones de la Categoría de actuación II un desplazamiento del eje medio de rumbo respecto al eje de la pista equivalente a más de 7,5 m (25 ft) en la referencia ILS;
c) para localizadores de las instalaciones de Categoría de actuación III un desplazamiento del eje medio de rumbo con respecto al eje de la pista equivalente a más de 6 m (20 ft) en la referencia ILS;
d) en el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a un nivel tal que ya no se satisface alguno de los requisitos de 3.1.3.3, 3.1.3.4 ó 3.1.3.5, o a un nivel que es inferior al 50% del nivel normal (lo que ocurra primero);
e) en el caso de localizadores en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del 80% de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el 80 y el 50% con tal que el localizador continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.3.3, 3.1.3.4 y 3.1.3.5;
Nota.- Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en 3.1.3.2.1, puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de Categorías II y III. Puede Puede resolverse este problema, de ser necesario por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.
f) cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera en más del 17% del valor nominal para la instalación del localizador.
Nota.- Al seleccionar la cifra de reducción de potencia que ha de emplearse en la supervisión a que se hace referencia en 3.1.3.11.2 e), particular atención debe prestarse a la estructura de los lóbulos vertical y horizontal (los lóbulos verticales debidos a diferentes alturas de antena) de los sistemas combinados de radiación cuando se emplean dos portadoras. Grandes cambios en la relación de potencia entre portadoras pueden resultar en bajas áreas de información lateral y rumbos falsos en las áreas fuera del sector hasta los límites de los requisitos de cobertura vertical especificados en 3.1.3.3.1.

3.1.3.11.2.1 En el caso de los localizadores en los que las funciones básicas se cumplen por medio de un sistema de dos frecuencias, las condiciones que exigen la iniciación de medidas de supervisión deben abarcar el caso en que la DDM en la cobertura requerida más allá de ± 10° del eje de rumbo frontal, salvo en el sector de rumbo posterior, disminuya por debajo de 0,155.

3.1.3.11.3 El período total de radiación, incluyendo el período o períodos de radiación nula, fuera de los límites de actuación especificados en los incisos a), b), c), d), e) y f) de 3.1.3.11.2, será tan

corto como sea factible, compatible con la necesidad de evitar interrupciones del servicio de navegación proporcionado por el localizador.

3.1.3.11.3.1 El período total a que se hace referencia en 3.1.3.11.3 no excederá en ningún caso de:

10 s para localizadores de la Categoría I;
5 s para localizadores de la Categoría II;
2 s para localizadores de la Categoría III.

Nota 1.- Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía del localizador fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias, sino también todo período o períodos de radiación fuera de las tolerancias, incluyendo el período o períodos de radiación nula y el tiempo requerido para eliminar de la portadora las componentes de navegación y de identificación, que pudieran producirse al tomar medidas para restablecer el servicio, por ejemplo, en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo localizador o de sus elementos.
Nota 2.- Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados, y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos 20 s.

3.1.3.11.3.2 Cuando sea factible, el período total indicado en 3.1.3.11.3.1 debería reducirse a fin de que no exceda de dos segundos en los localizadores de la Categoría de actuación II y de un segundo en los localizadores de la Categoría III.

3.1.3.11.4 El proyecto y funcionamiento del sistema monitor serán compatibles con el requisito de que se omitan la guía de navegación e identificación y se dé una advertencia en los puntos designados de telemando en caso de avería del propio monitor.

Nota.- En el Adjunto C, 2.1.7, figura texto de orientación sobre proyecto y funcionamiento de los sistemas monitores.

3.1.3.12 Requisitos de integridad y continuidad de servicio

3.1.3.12.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en cada aterrizaje para los localizadores de instalaciones de Categorías de actuación II y III.

3.1.3.12.2 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no debería ser inferior a $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ en cada aterrizaje para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I.

3.1.3.12.3 La probabilidad de no perder la señal de guía radiada será superior a:

a) $1 – 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación II o localizadores destinados a ser utilizados en operaciones de Categoría III A (equivalente a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones); y
b) $1 – 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 30 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación III o localizadores destinados a ser utilizados en la gama completa de operaciones de Categoría III (equivalente a 4 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.3.12.4 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas debería ser superior a $1 - 4 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 segundos para los localizadores de instalaciones de Categoría de actuación I (equivalente a 1 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota.- En el Adjunto C, 2.8, figura el texto de orientación sobre integridad y continuidad de servicio.

3.1.4 Características de inmunidad a la interferencia de los sistemas receptores del localizador ILS

3.1.4.1 El sistema receptor del localizador ILS proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causada por dos señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora FM en VHF en la gama de 107,7 a 108,0 MHz; y

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - 20\,log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

para las señales de radiodifusión sonora FM en frecuencias VHF inferiores a 107,7 MHz, donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF causan en el receptor una intermodulación de tercer orden de la frecuencia deseada del localizador ILS.
N_1 y N_2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF a la entrada del receptor del localizador ILS. Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en 3.1.4.2.

Δf = 108,1 – f1, donde f1 es la frecuencia de N1, la señal de radiodifusión sonora FM en VHF más cercana a los 108,1 MHz.

3.1.4.2 El sistema receptor del localizador ILS no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Frecuencia (MHz)	***Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor*** (dBm)
88 - 102	+15
102	+10
106	+5
107,9	-10

Nota 1.- Esta relación es lineal entre los puntos adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.

Nota 2.- En el Adjunto C, 2.2.2, figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en 3.1.4.1 y 3.1.4.2.

3.1.5 Equipo de trayectoria de planeo UHF y monitor correspondiente

Nota.- θ se usa en este párrafo para indicar el ángulo de la trayectoria nominal de planeo.

3.1.5.1 Generalidades

3.1.5.1.1 La radiación del sistema de antenas de trayectoria de planeo, UHF, producirá un diagrama de campo compuesto modulado en amplitud por un tono de 90 Hz y otro de 150 Hz. El diagrama estará dispuesto de modo que suministre una trayectoria de descenso recta en el plano vertical que contenga al eje de la pista, con el tono de 150 Hz predominando por debajo de la trayectoria y el tono de 90 Hz predominando por encima de la trayectoria por lo menos hasta un ángulo igual a 1,75 θ.

3.1.5.1.2 El ángulo de trayectoria de planeo ILS debería ser de 3°. Sólo deben usarse ángulos de trayectoria de planeo ILS de más de 3° cuando no sea posible satisfacer por otros medios los requisitos de franqueamiento de obstáculos.

3.1.5.1.2.1 La trayectoria de planeo se deberá ajustar y mantener dentro de:

a) 0,075 θ respecto a θ para trayectorias de planeo de las instalaciones ILS de Categorías de actuación I y II;
b) 0,04 θ respecto a θ para trayectoria de planeo de las instalaciones ILS de Categoría de actuación III.

Nota 1.- En el Adjunto C, 2.4, se proporciona el texto de orientación relativo al ajuste y mantenimiento de los ángulos de trayectoria de planeo.
Nota 2.- En el Adjunto C, 2.4 y Figura C-5, figura un texto de orientación sobre curvatura, alineación y emplazamiento de la trayectoria de planeo ILS, en lo que respecta a la selección de la altura de la referencia del ILS.
Nota 3.- En el Adjunto C 2.1.9, figura texto de orientación relativo a la protección de la estructura del curso de la trayectoria de planeo ILS.

3.1.5.1.3 La prolongación rectilínea, hacia abajo, de la trayectoria de planeo pasará por la referencia ILS a una altura que garantice guía sin peligro sobre los obstáculos, así como la utilización segura y eficiente de la pista en servicio.

3.1.5.1.4 La altura de la referencia ILS, para las instalaciones ILS de las Categorías de actuación II y III, será de 15 m (50 ft). Se permite una tolerancia de + 3 m (10 ft).

3.1.5.1.5 La altura de la referencia ILS, para la instalación ILS de la Categoría de actuación I, debería ser de 15 m (50 ft). Se permite una tolerancia de + 3 m (10 ft).

Nota 1.- Para obtener los valores anteriores de la altura de la referencia ILS se supuso una distancia vertical máxima de 5,8 m (19 ft) entre la trayectoria seguida por la antena de trayectoria de planeo de la aeronave y la trayectoria de la parte inferior de las ruedas en el umbral. En el caso de aeronaves que excedan este criterio, tal vez podría ser necesario tomar las medidas apropiadas, bien sea para mantener el margen vertical adecuado sobre el umbral o para ajustar las mínimas de operación permitidas.

Nota 2.- En el Adjunto C, 2.4, figura texto de orientación apropiado.

3.1.5.1.6 La altura de la referencia ILS para las instalaciones ILS de Categoría de actuación I utilizada en pistas cortas para aproximaciones de precisión con números de clave 1 y 2, debería ser de 12 m (40 ft). Se permite una tolerancia de +6 m (20 ft).

3.1.5.2 Radiofrecuencia

3.1.5.2.1 El equipo de trayectoria de planeo funcionará en la banda de 328,6 a 335, 4 MHz. Cuando se utilice una sola portadora, la tolerancia de frecuencia no excederá del 0,005%. Cuando se empleen sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, la tolerancia de frecuencia no excederá del 0,02%, y la banda nominal ocupada por las portadoras será simétrica respecto a la frecuencia asignada. Con todas las tolerancias aplicadas, la separación de frecuencia entre las

portadoras no será inferior a 4 kHz ni superior a 32 kHz.

3.1.5.2.2 La emisión del equipo de trayectoria de planeo se polarizará horizontalmente.

3.1.5.2.3 En el caso del equipo de trayectoria de planeo ILS de Categoría de actuación III, las señales emitidas por el transmisor no contendrán componentes que den por resultado fluctuaciones aparentes de la trayectoria de planeo de más de 0,02 de DDM, de cresta a cresta, en la banda de frecuencias de 0,01 a 10 Hz.

3.1.5.3 Cobertura

3.1.5.3.1 El equipo de trayectoria de planeo emitirá señales suficientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de aeronave, en sectores de 8° en azimut a cada lado del eje de la trayectoria de planeo del ILS, hasta una distancia de por lo menos 18,5 km (10 NM) entre 1,75 2 y 0,45 2 por encima de la horizontal, o un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a 0,30 2, se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.

3.1.5.3.2 A fin de proporcionar la cobertura para la actuación de la trayectoria de planeo especificada en 3.1.5.3.1, la intensidad mínima de campo en este sector de cobertura será de 400 μV/m (−95 dBW/ m^2). Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de Categoría de actuación I, esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de 30 m (100 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral. Para las trayectorias de planeo de las instalaciones de las Categorías de actuación II y III, esta intensidad de campo se proporcionará hasta una altura de 15 m (50 ft) por encima del plano horizontal que contenga el umbral.

Nota 1.- Los requisitos del párrafo anterior se basan en la suposición de que la aeronave se dirige directamente hacia la instalación.

Nota 2.- El Adjunto C, 2.2, contiene texto de orientación sobre los parámetros importantes del receptor de a bordo.

Nota 3.- El Adjunto C, 2.4, contiene texto de orientación referente a la reducción de la cobertura fuera de los 8° a cada lado del eje de la trayectoria de planeo ILS.

3.1.5.4 Estructura de la trayectoria de planeo ILS

3.1.5.4.1 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	*Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)*
Límite exterior de la cobertura Hasta el punto “C”	0,035

3.1.5.4.2 Para las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de las Categorías de actuación II y III, los codos de la trayectoria de planeo no tendrán amplitudes que excedan de las siguientes:

Zona	***Amplitud (DDM) (probabilidad del 95%)***

Desde el límite exterior de cobertura hasta el punto "A" del ILS	0,035
Desde el punto "A" hasta el punto "B" del ILS	0,035 en el punto "A" del ILS disminuyendo linealmente hasta 0,023 en el punto "B" del ILS
Desde el punto "B" hasta la referencia del ILS	0,023

Nota 1.- Las amplitudes mencionadas en 3.1.5.4.1 y 3.1.5.4.2 son las DDM debidas a los codos, obtenidas en la trayectoria media de planeo cuando esté correctamente ajustada.

Nota 2.- En las zonas de la aproximación en que sea importante la curvatura de la trayectoria de planeo, la amplitud de los codos se calcula partiendo de la trayectoria curva media, y no de la prolongación rectilínea hacia abajo.

Nota 3.— En el Adjunto C, 2.1.4, figura texto de orientación referente a la estructura del curso de la trayectoria de planeo. En el Adjunto C, 2.1.9, figura texto de orientación relativo a la protección de la estructura del curso de la trayectoria de planeo ILS..

3.1.5.5 Modulación de la portadora

3.1.5.5.1 La profundidad nominal de modulación de la portadora, debida a cada uno de los tonos de 90 y 150 Hz será del 40% a lo largo de la trayectoria de planeo ILS. La profundidad de modulación no excederá los límites del 37,5 al 42,5%.

3.1.5.5.2 Se aplicarán a los tonos de modulación de frecuencias las tolerancias siguientes:

a) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz con una tolerancia del 2,5% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I;
b) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz, con una tolerancia del 1,5% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación II;
c) los tonos de modulación serán de 90 y 150 Hz, con una tolerancia del 1% para las instalaciones ILS de la Categoría de actuación III;
d) el contenido total de armónicos del tono de 90 Hz no excederá del 10%; además, para el equipo de las instalaciones ILS de la Categoría de actuación III, el segundo armónico del tono de 90 Hz no excederá del 5%;
e) el contenido total de armónicos del tono de 150 Hz no excederá del 10%.

3.1.5.5.2.1 Respecto a las instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, los tonos de modulación deben ser de 90 y 150 Hz dentro de ± 1,5%, cuando resulte posible.

3.1.5.5.2.2 Respecto al equipo de trayectoria de planeo de las instalaciones de Categoría de actuación III, la profundidad de modulación en amplitud de la portadora, en la frecuencia de la fuente de energía o sus armónicos, o en otras frecuencias de ruido, no excederá del 1%.

3.1.5.5.3 La modulación estará acoplada en fase, de manera que dentro del semisector de la trayectoria de planeo ILS las ondas demoduladas de 90 y 150 Hz pasen por el valor cero en la misma dirección, dentro de:

a) para trayectorias de planeo ILS de instalacions de las Categorías de actuación I y II, 20°;
b) para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación III, 10°, de fase, respecto a la componente de 150 Hz cada medio ciclo de la onda combinada de 90 y 150 Hz.

Nota 1.- Esta manera de definir la relación de fase no tiene por objeto implicar el requisito de medición de la fase dentro del semisector de la trayectoria de planeo ILS.

Nota 2.- En la Figura C-6 del Adjunto C aparece texto de orientación referente a tales medidas.

3.1.5.5.3.1 En el caso de los sistemas de trayectoria de planeo con dos portadoras, 3.1.5.5.3 se aplicará a cada una de ellas. Además, el tono de modulación de 90 Hz de una portadora estará acoplado en fase al tono de modulación de 90 Hz de la otra portadora, de forma que las ondas demoduladas pasen por el mismo valor cero en la misma dirección dentro de:

a) para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de las Categorías I y II, 20°;
b) para trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría III, 10°,

de fase relativa a 90 Hz. De igual manera, los tonos de 150 Hz de las dos portadoras estarán acoplados en fase de manera que las ondas demoduladas pasen por el valor cero en la misma dirección dentro de:

1) para las trayectorias de planeo ILS de las Categorías I y II, 20°;
2) para las trayectorias de planeo ILS de la Categoría III, 10°, de fase relativa a 150 Hz.

3.1.5.5.3.2 Se permitirá el empleo de otros sistemas de trayectoria de planeo de dos frecuencias que utilicen ajuste de fase auditiva distinto del de las condiciones normales “en fase” descritas en 3.1.5.5.3.1. En estos sistemas alternativos, la sincronización 90 a 90 Hz y la sincronización 150 a 150 Hz se ajustarán a sus valores nominales, dentro de márgenes equivalentes a los expuestos en 3.1.5.5.3.1.

Nota. - Esto es para garantizar el funcionamiento correcto del receptor de a bordo dentro del sector de trayectoria de planeo, cuando la intensidad de las señales de las dos portadoras es aproximadamente igual.

3.1.5.5.4 La modulación interferente de frecuencia y de fase en las portadoras de radiofrecuencia del localizador ILS que pueden afectar a los valores DDM que aparecen en los receptores del localizador, debería reducirse al mínimo, en la medida de lo posible.

Nota.- En el Adjunto C, 2.15, se ofrece el texto de orientación pertinente.

3.1.5.6 Sensibilidad de desplazamiento

3.1.5.6.1 Para la trayectoria de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una DDM de 0,0875 en desplazamientos angulares por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, entre 0,07 θ y 0,14 θ.

Nota.- Lo anterior no tiene por objeto excluir los sistemas de trayectoria de planeo que tengan inherentemente sectores superior e inferior asimétricos.

3.1.5.6.2 En el caso de trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular debería corresponder a una DDM de 0,0875 en un desplazamiento angular de 0,12 θ por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de ± 0,02 θ. Los sectores superior e inferior deben ser todo lo más simétricos posible, dentro de los límites especificados en 3.1.5.6.1.

3.1.5.6.3 La sensibilidad de desplazamiento angular para las instalaciones de trayectorias de planeo ILS de Categoría de actuación II será tan simétrica como sea posible. La sensibilidad de desplazamiento angular nominal corresponderá a una DDM de 0,0875 en un desplazamiento angular de:

a) 0,12 θ por debajo de la trayectoria, con una tolerancia de ±0,02 θ;

b) 0,12 θ por encima de la trayectoria, con una tolerancia de +0,02 θ y −0,05 θ.

3.1.5.6.4 En el caso de trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación III, la sensibilidad nominal de desplazamiento angular corresponderá a una DDM de 0,0875 en desplazamientos angulares de 0,12 θ por encima y por debajo de la trayectoria de planeo, con una tolerancia de ±0,02 θ.

3.1.5.6.5 La DDM por debajo de la trayectoria de planeo ILS aumentará suavemente a medida que disminuya el ángulo, hasta que se alcance un valor de 0,22 de DDM. Este valor se logrará en un ángulo no inferior a 0,30 θ por encima de la horizontal. No obstante, si se logra a un ángulo por encima de 0,45 θ, el valor de DDM no será inferior a 0,22 hasta por lo menos 0,45 θ, o a un ángulo menor tal que, siendo igual o superior a 0,30 θ, se requiera para garantizar el procedimiento promulgado de interceptación de la trayectoria de planeo.

Nota.- Los límites de ajuste del equipo de trayectoria de planeo se representan gráficamente en la Figura C-11 del Adjunto C.

3.1.5.6.6 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de instalaciones de la Categoría de actuación I, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y se mantendrá dentro de ±25% del valor nominal elegido.

3.1.5.6.7 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación II, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de ±20% del valor nominal elegido.

3.1.5.6.8 En el caso de las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación III, la sensibilidad de desplazamiento angular se ajustará y mantendrá dentro de ±15% del valor nominal elegido.

3.1.5.7 Equipo monitor

3.1.5.7.1 El sistema automático de supervisión proporcionará una advertencia a los puntos de control designados y hará que cese la radiación dentro de los períodos especificados en 3.1.5.7.3.1, si persiste alguna de las siguientes condiciones:

a) desviación del ángulo medio θ de trayectoria de planeo ILS que sea superior al sector comprendido entre −0,075 θ y +0,10 θ;
b) en el caso de trayectorias de planeo ILS en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de frecuencia única, una reducción de la potencia de salida a menos del 50% de lo normal, con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5;
c) en el caso de trayectorias de planeo ILS en que las funciones básicas se proporcionan mediante el uso de un sistema de dos frecuencias, una reducción de la potencia de salida respecto a cada portadora a menos del 80% de lo normal, si bien puede permitirse una reducción mayor entre el 80 y el 50% de lo normal con tal que la trayectoria de planeo continúe satisfaciendo los requisitos de 3.1.5.3, 3.1.5.4 y 3.1.5.5;

   Nota.- Es importante reconocer que un cambio de frecuencia que dé lugar a una pérdida de la diferencia de frecuencia que se especifica en 3.1.5.2.1 puede crear una situación peligrosa. Este problema es de mayor importancia operacional para las instalaciones de Categorías II y III. Puede resolverse este problema, de ser necesario, por medio de disposiciones especiales de vigilancia o circuitos altamente confiables.
d) para las trayectorias de planeo ILS de la Categoría de actuación I, un cambio del ángulo entre la trayectoria de planeo y la línea por debajo de ésta (predominando 150 Hz) en la que se observe una DDM de 0,0875, de más de (lo que sea mayor):

i) ±0,0375 θ; o
ii) un ángulo equivalente a un cambio de sensibilidad de desplazamiento a un valor que difiera 25% respecto del valor nominal;

e) para las trayectorias de planeo ILS de las Categorías de actuación II y III, un cambio de sensibilidad de desplazamiento hasta un valor que difiera en más del 25% del valor nominal;
f) descenso de la línea por debajo de la trayectoria de planeo ILS en la que se observa una DDM de 0,0875, hasta menos de 0,7475 respecto a la horizontal;
g) reducción de la DDM hasta menos de 0,175 dentro de la cobertura indicada, por debajo del sector de la trayectoria de planeo.

Nota 1.- El valor de 0,7475 respecto a la horizontal, tiene por objeto asegurar un margen vertical adecuado sobre los obstáculos. Este valor se ha derivado de otros parámetros referentes a las especificaciones de la trayectoria de planeo y del monitor. Como no se trata de obtener en la medición una precisión de cuatro cifras decimales, se puede utilizar el valor de 0,75 como límite del monitor para este fin. En los Procedimientos para los servicios de navegación aérea - Operación de aeronaves (PANS-OPS) (Doc 8168) figura indicaciones sobre los criterios de franqueamiento de obstáculos.

Nota 2.- Con los incisos f) y g) no se trata de establecer un requisito referente a un monitor separado para proteger contra desviaciones del límite inferior del semisector por debajo de 0,7475 respecto a la horizontal.

Nota 3.- En las instalaciones de trayectoria de planeo en que la sensibilidad nominal de desplazamiento angular elegida corresponda a un ángulo por debajo de la trayectoria de planeo ILS que esté próximo a los límites especificados en 3.1.5.6, o en los propios límites, puede ser que resulte necesario ajustar los límites de funcionamiento del monitor como protección contra desviaciones de semisector por debajo de 0,7475 respecto a la horizontal.

Nota 4.- El texto de orientación relativo a la condición descrita en g), aparece en el Adjunto C, 2.4.12.

3.1.5.7.2 Debería disponerse de supervisión de características de la trayectoria de planeo ILS con tolerancias más pequeñas, en los casos en que, de no hacerlo, habría dificultades para las operaciones.

3.1.5.7.3 El período total de radiación, incluidos los períodos de radiación nula, fuera de los límites de actuación prescritos en 3.1.5.7.1, será lo más corto posible compatible con la necesidad de evitar la interrupción del servicio de navegación suministrado por la trayectoria de planeo ILS.

3.1.5.7.3.1 El período total de radiación mencionado en 3.1.5.7.3 no sobrepasará en ningún caso:
6 s, respecto a las trayectorias de planeo ILS de la Categoría I;
2 s, respecto a las trayectorias de planeo ILS de las Categorías II y III.

Nota 1.- Los períodos totales especificados son límites que no deben excederse nunca y tienen por objeto proteger a la aeronave en las fases finales de aproximación contra prolongados o repetidos períodos de guía de trayectoria de planeo ILS fuera de los límites del monitor. Por esta razón incluyen no sólo el período inicial de funcionamiento fuera de las tolerancias sino también todo período o períodos de radiación fuera de los límites de tolerancia, incluyendo los períodos de radiación nula, que pueden ocurrir cuando se están tomando medidas para restablecer el servicio, por ejemplo, en el curso de funcionamiento consecutivo del monitor y consiguientes cambios del equipo o equipos localizadores o de sus elementos.

Nota 2.- Desde el punto de vista operacional, el propósito es que no se radie ninguna guía fuera de los límites del monitor después de los períodos de tiempo indicados y que no se hagan más intentos de restablecer el servicio hasta que hayan pasado unos 20 s.

3.1.5.7.3.2 Cuando sea factible, el período total especificado en 3.1.5.7.3.1 para trayectorias de planeo ILS de las Categorías II y III no debería exceder de 1 s.

3.1.5.7.4 Se tendrá cuidado especial en el proyecto y funcionamiento del monitor con objeto de garantizar que la radiación cese y se dé advertencia en los puntos de telemando designados en caso de falla del propio monitor.

Nota.- El Adjunto C, 2.1.7, contiene texto de orientación sobre el proyecto y funcionamiento de sistemas monitores.

3.1.5.8 Requisitos de integridad y continuidad de servicio

3.1.5.8.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a 1−0,5 x 10^{-9} en cada aterrizaje para las trayectorias de planeo en instalaciones de Categorías de actuación II y III.

3.1.5.8.2 La probabilidad de no radias señales de guía falsas no debería ser inferior a 1-1x10^{-7} en cada aterrizaje para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categoría de actuación I.

3.1.5.8.3 La probabilidad de no perder una señal de guía radiada será superior a 1-2x10^{-6} en cualquier periodo de 15 segundos para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categorías de actuación II y III (equivalentes a 2000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.1.5.8.4 La probabilidad de no perder las señales de guía radiada debería ser superior a 1-4x10^{-6} en cualquier periodo de 15 segundos para las trayectorias de planeo en las instalaciones de Categoría de actuación I (equivalente a 1000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota.- En el Adjunto C, 2.8. Figura el texto de orientación sobre la integridad y continuidad de servicio.

3.1.6 Pares de frecuencias del localizador y de la trayectoria de planeo
3.1.6.1 Los pares de frecuencia del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos, se tomaran de la siguiente lista, de conformidad con las disposiciones de la Parte V, Subparte 4, 4.2:

Localizador (MHz)	*Trayectoria de planeo (MHz)*	*Localizador (MHz)*	*Trayectoria de planeo (MHz)*
108,1	334,7	110,1	334,4
108,155	334,55	110,15	334,25
108,5	334,1	110,3	335,0
108,35	333,95	110,35	334,85
108,3	329,9	110,5	329,6
108,55	329,75	110,55	329,45
108,7	330,5	110,7	329,2
108,75	330,35	110,75	330,05
108,9	329,3	110,9	330,8
108,95	329,15	110,95	330,65
109,1	331,4	111,1	331,7
109,15	331,25	111,15	331,55
109,3	331,4	111,3	332,3
109,35	331,25	111,35	332,15
109,5	331,4	111,5	332,9
109,55	331,25	111,55	332,75
109,7	331,4	111,7	333,5
109,75	331,05	111,75	333,35
109,9	331,4	111,9	331,1
109,95	331,25	111,95	330,95

3.1.6.1.1 En las regiones donde los requisitos relativos a las frecuencias del transmisor del localizador de pista y de la trayectoria de planeo de un sistema de aterrizaje por instrumentos no justifiquen más de 20 pares, éstos se seleccionarán consecutivamente, conforme se necesiten, de la lista siguiente:

Número de Orden)	*Localizador (MHz)*	*Trayectoria de planeo (MHz)*
1	110,3	335,0
2	109,9	333,8
3	109,5	332,6
4	110,1	334,4
5	109,7	333,2
6	109,3	332,0
7	109,1	331,4
8	110,9	330,8
9	110,7	330,2
10	110,5	329,6
11	108,1	334,7
12	108,3	334,1
13	108,5	329,9
14	108,7	330,5
15	108,9	329,3
16	111,1	331,7
17	111,3	332,3
18	111,5	332,9
19	111,7	333,5
20	111,9	331,1

3.1.6.2 En los casos en que los localizadores ILS actuales que satisfacen necesidades nacionales, funcionen en frecuencias que terminen en décimas pares de megahertzio, se les asignará nuevas frecuencias de conformidad con 3.1.6.1 ó 3.1.6.1.1 tan pronto como sea posible, y sólo podrán seguir operando en las actuales asignaciones hasta que pueda efectuarse esta nueva asignación.

3.1.6.3 A los localizadores ILS existentes utilizados en el servicio internacional que operen en frecuencias que terminen en décimas impares de megahertzio no se les asignarán nuevas frecuencias que terminen en décimas impares más una vigésima de megahertzio, excepto cuando por acuerdo regional pueda hacerse uso general de cualesquiera de los canales enumerados en 3.1.6.1 (véase la Parte V, Subparte, 4.2).

3.1.7 Radiobalizas VHF

3.1.7.1 Generalidades

a) Habrá dos radiobalizas en cada instalación, salvo lo previsto en 3.1.7.6.5. Podrá añadirse una tercera radiobaliza siempre que la autoridad competente estime que se necesita en determinado lugar debido a los procedimientos de operaciones.
b) Las radiobalizas se ajustarán a los requisitos indicados en 3.1.7. Si la instalación comprende sólo dos radiobalizas, se cumplirán los requisitos aplicables a la intermedia y a la exterior.
c) Las radiobalizas producirán diagramas de irradiación para indicar las distancias, determinadas de antemano, al umbral, a lo largo de la trayectoria de planeo ILS.

3.1.7.1.1 Cuando se use una radiobaliza en relación con el rumbo posterior de un localizador, debería ajustarse a las características de la radiobaliza que se especifican en 3.1.7.

3.1.7.1.2 Las señales de identificación de las radiobalizas que se usen con el rumbo posterior de un localizador, se distinguirán claramente de las identificaciones de las radiobalizas interna, intermedia y exterior, según se prescribe en 3.1.7.5.1.

3.1.7.2 Radiofrecuencia

3.1.7.2.1 Las radiobalizas trabajarán en 75 MHz con una tolerancia de frecuencia de ± 0,005% y utilizarán polarización horizontal.

3.1.7.3 Cobertura

3.1.7.3.1 El sistema de radiobalizas se ajustará de modo que proporcione cobertura en las siguientes distancias, medidas en la trayectoria de planeo y en la línea de rumbo del localizador del ILS:

a) radiobaliza interna (si se instala): 150 m ± 50 m (500 ft ± 160 ft);
b) radiobaliza intermedia: 300 m ± 100 m (1 000 ft ± 325 ft);
c) radiobaliza exterior: 600 m ± 200 m (2 000 ft ± 650 ft).

3.1.7.3.2 La intensidad de campo en los límites de la zona de cobertura especificada en 3.1.7.3.1 será de 1,5 mV/m (82 dBW/ m^2). Además, la intensidad de campo dentro de la zona de cobertura aumentará hasta alcanzar como mínimo 3,0 mV/m (76 dBW/ m^2).

Nota 1.- Al diseñar la antena terrestre, es conveniente garantizar que se proporciona un grado suficiente de variación de intensidad de campo en los bordes de la cobertura. Conviene también asegurar que las aeronaves que se encuentren dentro de los límites del sector de rumbo del localizador recibirán una indicación visual.

Nota 2.- Se obtendrá un funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de los receptores de radiobalizas de a bordo, si la sensibilidad se regula de manera que se obtenga una indicación visual cuando la intensidad de campo sea de 1,5 mV/m (82 dBW/ m^2*).*

3.1.7.4 Modulación

3.1.7.4.1 Las frecuencias de modulación serán las siguientes:

a) radiobaliza interna (si se instala): 3 000 Hz;
b) radiobaliza intermedia: 1 300 Hz;
c) radiobaliza exterior: 400 Hz.

La tolerancia de frecuencia de las anteriores frecuencias será de ± 2,5%, y el contenido total de armónicas de cada una de las frecuencias no excederá del 15%.

3.1.7.4.2 La profundidad de modulación de las radiobalizas será del 95%, ± 4%.

3.1.7.5 Identificación

3.1.7.5.1 No se interrumpirá la energía portadora. La modulación de audiofrecuencia se manipulará como sigue:

a) radiobaliza interna (si se instala): 6 puntos por segundo continuamente;
b) radiobaliza intermedia: una serie continua de puntos y rayas alternados, manipulándose las rayas a la velocidad de 2 rayas por segundo, y los puntos a la velocidad de 6 puntos por segundo;
c) radiobaliza exterior: 2 rayas por segundo continuamente.

Estas velocidades de manipulación se mantendrán dentro de una tolerancia de ± 15%.

3.1.7.6 Emplazamiento

3.1.7.6.1 La radiobaliza interna, cuando se instale, estará emplazada de modo que, en condiciones de mala visibilidad, indique la inminente proximidad del umbral de pista.

3.1.7.6.1.1 Si el diagrama de radiación es vertical, la radiobaliza interna, cuando se instale, debería estar emplazada a una distancia comprendida entre 75 m (250 ft) y 450 m (1 500 ft) con respecto al umbral y a no más de 30 m (100 ft) de la prolongación del eje de la pista.

Nota 1.- Se trata de que el diagrama de radiación de la radiobaliza interna corte la prolongación rectilínea hacia abajo de la trayectoria nominal de planeo a la altura de decisión más baja aplicable en operaciones de la Categoría II.

Nota 2.- Al emplazar la radiobaliza interna debe tenerse cuidado a fin de evitar interferencia entre las radiobalizas interna e intermedia. Detalles respecto a la ubicación de radiobalizas internas figuran en el Adjunto C, 2.10.

3.1.7.6.1.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo debería emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y del sector de la trayectoria de planeo ILS que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en 3.1.7.6.1.1.

3.1.7.6.2 La radiobaliza intermedia se ubicará de forma que indique la inminencia de la orientación de aproximación visual, en condiciones de poca visibilidad.

3.1.7.6.2.1 Si el diagrama de radiación es vertical la radiobaliza intermedia debería ubicarse a 1 050 m (3 500 ft), ± 150 m (500 ft), del umbral de aterrizaje, en el extremo de aproximación de la pista, y a no más de 75 m (250 ft) de la prolongación del eje de la pista.

Nota.- Véase el Adjunto C, 2.10, que trata del emplazamiento de las radiobalizas interna e intermedia.

3.1.7.6.2.2 Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo debería emplazarse de forma que produzca un campo dentro del sector de rumbo y el sector de la trayectoria de planeo ILS que sea esencialmente parecido al producido por una antena que radie un diagrama vertical y que se haya instalado en las condiciones prescritas en 3.1.7.6.2.1.

3.1.7.6.3 La radiobaliza exterior se emplazará de modo que proporcione verificaciones de funcionamiento del equipo, altura y distancia a la aeronave durante la aproximación intermedia y final.

3.1.7.6.3.1 La radiobaliza exterior debería emplazarse a 7,2 km (3,9 NM) del umbral, excepto que, cuando por motivos topográficos o por razones operacionales esto no sea posible, la radiobaliza exterior puede emplazarse a una distancia entre 6,5 y 11,1 km (3,5 y 6 NM) del umbral.

3.1.7.6.4 Si el diagrama de radiaciones es vertical, la radiobaliza exterior no debería estar a más de 75 m (250 ft) de la prolongación del eje de la pista. Si el diagrama de radiación no es vertical, el equipo debería emplazarse de modo que produzca un campo dentro de los sectores de rumbo y de trayectoria de planeo ILS que sea sensiblemente igual al producido por una antena que radie un diagrama vertical.

3.1.7.6.5 La posición de las radiobalizas o, cuando sea aplicable, la distancia o distancias equivalentes indicadas por el DME cuando se utilice en sustitución de la totalidad o parte del componente de radiobalizas del ILS, se publicarán de conformidad con las disposiciones del Anexo 15.

3.1.7.6.5.1 Cuando así se utilice, el DME proporcionará información de distancia equivalente desde el punto de vista operacional a la proporcionada por la radiobaliza o radiobalizas.

3.1.7.6.5.2 Cuando se use en sustitución de la radiobaliza intermedia, la frecuencia del DME estará emparejada con la del localizador del ILS y se emplazará de modo que sea mínimo el error de la información de distancia.

3.1.7.6.5.3 El DME a que se alude en 3.1.7.6.5 se ajustará a la especificación que figura en 3.5.

3.1.7.7 Equipo monitor

3.1.7.7.1 Un equipo apropiado suministrará señales para la operación de un monitor automático. Éste transmitirá una alarma al punto de control si se produce una de las siguientes condiciones:

a) falla de la modulación o de la manipulación;
b) reducción de la potencia radiada a menos del 50% de la normal.

3.1.7.7.2 Para cada radiobaliza debería suministrarse equipo monitor apropiado que indique, en el lugar adecuado, toda reducción de la profundidad de modulación por debajo del 50%.

69.1.5. Especificación para el sistema radar de aproximación de precisión

Nota.- Las distancias empleadas en estas especificaciones son siempre las directas.

3.2.1 El sistema radar de aproximación de precisión comprenderá los siguientes componentes:

3.2.1.1 El elemento radar de aproximación de precisión (PAR).

3.2.1.2 El elemento radar de vigilancia (SRE).

3.2.2 Cuando se emplee el PAR únicamente, se identificará la instalación mediante el término PAR o radar de aproximación de precisión y no mediante la expresión sistema radar de aproximación de precisión.

Nota.- En el Anexo 11, Capítulo 6, figuran las disposiciones referentes al registro y conservación de datos radar.

3.2.3 Elemento radar de aproximación de precisión (PAR)

3.2.3.1 Cobertura

3.2.3.1.1 El PAR podrá detectar e indicar la posición de una aeronave de 15 m^2 o más de área de eco, que se encuentre dentro de un espacio limitado por un sector azimut al de 20° y un sector de elevación de 7° a una distancia de 16,7 km (9 NM) por lo menos, de su respectiva antena.

Nota.- Como guía para determinar el significado de las áreas de eco de una aeronave, se incluye la tabla siguiente:

Avión privado (monomotor): de 5 a 10 m^2*.*
Bimotores de pequeñas dimensiones: desde 15 m^2*.*
Bimotores de dimensiones medianas: desde 25 m^2*.*
Cuadrimotores: de 50 a 100 m^2*.*

3.2.3.2 Emplazamiento

3.2.3.2.1 El PAR se emplazará y ajustará para que proporcione servicio completo a un sector cuyo vértice esté en un punto a 150 m (500 ft) del punto de toma de contacto, en la dirección del extremo de parada de la pista, y que se extiende en azimut de ± 5° respecto al eje de la pista, y en elevación de −1° a + 6°.

Nota 1.- Los requisitos indicados en 3.2.3.2.1 pueden satisfacerse haciendo retroceder el emplazamiento del equipo respecto al punto de toma de contacto, en la dirección del extremo de parada de la pista, 915 m (3 000 ft) o más para una separación de 120 m (400 ft) respecto al eje de la pista, o 1 200 m (4 000 ft) o más, para una separación de 185 m (600 ft), cuando el equipo está alineado para explorar más o menos 10° respecto al eje de la pista. En cambio, si el equipo está alineado para explorar 15° hacia lado y 5° al otro del eje de la pista, el retroceso mínimo puede reducirse a 685 m (2 250 ft) y 915 m (3 000 ft) para separaciones de 120 m (400 ft) y 185 m (600 ft) respectivamente.

Nota 2.- En el Adjunto C (Figuras C-14 a C-17), se dan diagramas que ilustran el emplazamiento del PAR.

3.2.3.3 Precisión

3.2.3.3.1 Precisión en azimut. La información de azimut se indicará de manera que las desviaciones a la izquierda o a la derecha respecto a la línea de rumbo puedan observarse fácilmente. El error máximo admisible en relación con la desviación respecto a la línea de rumbo será ya sea del 0,6% de la distancia desde la antena PAR + el 10% de la desviación respecto a la línea de rumbo, o 9 m (30 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. El equipo estará emplazado de manera que el error en el punto de toma de contacto no exceda de 9 m (30 ft). El sistema estará alineado y ajustado de manera que el error indicado en el punto de toma de contacto sea el mínimo y no exceda del 0,3% de la distancia desde la antena PAR, o 4,5 m (15 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a un ángulo azimutal de 1,2° una de otra.

3.2.3.3.2 Precisión en elevación. La información de elevación se indicará de modo que las desviaciones por encima o por debajo de la trayectoria de descenso para las cuales se haya ajustado el equipo sean fácilmente observables. El error máximo admisible de las desviaciones respecto a la línea de rumbo será 0,4% de la distancia desde la antena PAR + el 10% del desplazamiento real respecto a la trayectoria de planeo elegida, o 6 m (20 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. El equipo estará emplazado de manera que el error en el punto de toma de contacto no exceda de 6 m (20 ft). Además, estará alineado y ajustado de manera que el error indicado en el punto de toma de contacto sea mínimo y no exceda del 0,2% de la distancia desde la antena PAR, o 3 m (10 ft), aceptándose como error el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a 0,6° de elevación una de otra.

3.2.3.3.3 Precisión en distancia. El error en la indicación de la distancia al punto de toma de contacto no excederá de 30 m (100 ft) + el 3% de la distancia desde dicho punto. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que se hallen a 120 m (400 ft) una de otra, en el mismo azimut.

3.2.3.4 Se dispondrá de información que permita establecer la posición de la aeronave controlada en relación con la de otras aeronaves y obstáculos. Las indicaciones permitirán también el cálculo de su velocidad respecto a tierra y el régimen de desviación o aproximación respecto a la trayectoria de vuelo deseada.

3.2.3.5 La información se renovará completamente cada segundo, por lo menos.

3.2.4 Elemento radar de vigilancia (SRE)

3.2.4.1 El elemento radar de vigilancia utilizado como SRE de un sistema radar de aproximación de precisión, satisfará al menos los siguientes requisitos de actuación.

3.2.4.2 Cobertura

3.2.4.2.1 El SRE podrá detectar aeronaves de 15 m^2 o más, de área de eco, que estén en la línea visual de la antena, dentro del volumen descrito en la forma siguiente:

Una superficie plana vertical que gira 360° alrededor de la antena, cuyos límites son: una línea que forma un ángulo de 1,5° sobre el plano horizontal de la antena, que se prolonga desde ésta hasta 37 km (20 NM); una línea vertical a 37 km (20 NM) desde la intersección con la línea de 1,5° hasta 2 400 m (8 000 ft) sobre el nivel de la antena; una línea horizontal a 2 400 m (8 000 ft) desde 37 km (20 NM) que vuelve hacia la antena, hasta la intersección con una línea que parte de la antena con 20° de inclinación sobre el plano horizontal de la misma; y una línea a 20°, desde la intersección con la línea a 2 400 m (8 000 ft) hasta la antena.

3.2.4.2.2 Al llevar a cabo las investigaciones, debería procurarse aumentar la zona servida para aeronaves que tengan un área de eco de 15 m^2 hasta, por lo menos, el volumen obtenido al enmendar 3.2.4.2.1 con las sustituciones siguientes:

- donde dice 1,5°, léase 0,5°;
- donde dice 37 km (20 NM), léase 46,3 km (25 NM);
- donde dice 2 400 m (8 000 ft), léase 3 000 m (10 000 ft);
- donde dice 20°, léase 30°.

Nota.- En el Adjunto C, Figura C-18, aparece un diagrama que indica la cobertura vertical del SRE.

3.2.4.3 Precisión

3.2.4.3.1 Precisión en azimut. La indicación de posición en azimut estará comprendida dentro de ± 2° respecto a la posición verdadera. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves dentro de 4° de azimut una de otra.

3.2.4.3.2 Precisión en distancia. El error en la indicación de distancia no excederá del 5% de la distancia verdadera, o de 150 m (500 ft), el valor que sea mayor. Será posible resolver las posiciones de dos aeronaves que estén separadas por una distancia del 1% de la distancia verdadera desde el punto de observación, o 230 m (750 ft), el valor que sea mayor.

3.2.4.3.2.1 El error en la indicación de distancia no debería exceder del 3% de la distancia verdadera, o de 150 m (500 ft), el valor que sea mayor.

3.2.4.4 El equipo podrá renovar completamente la información concerniente a distancia y azimut de cualquier aeronave dentro de la zona servida por el equipo, cada 4s por lo menos.

3.2.4.5 Debería tratarse de reducir en todo lo posible las perturbaciones causadas por los ecos de tierra o los debidos a nubes y precipitación.

69.1.6. Especificación para el radiofaro omnidireccional VHF (VOR)

3.3.1 Generalidades

3.3.1.1 El VOR se construirá y ajustará de modo que las indicaciones similares de los instrumentos de las aeronaves representen iguales desviaciones angulares (marcaciones), en el sentido de las agujas del reloj, grado por grado, respecto al norte magnético, medidas desde la ubicación del VOR.

3.3.1.2 El VOR radiará una radiofrecuencia portadora a la que se aplicarán dos modulaciones separables de 30 Hz. Una de estas modulaciones será tal que su fase sea independiente del azimut del punto de observación (fase de referencia). La otra modulación (fase variable) será tal que su fase en el punto de observación difiera de la fase de referencia en un ángulo igual a la marcación del punto de observación respecto al VOR.

3.3.1.3 Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable estarán en fase a lo largo del meridiano magnético de referencia que pase por la estación.

Nota.- Las modulaciones de fase de referencia y de fase variable están en fase cuando el valor máximo de la suma de la radiofrecuencia portadora y de la energía de la banda lateral, debida a la modulación de fase variable, ocurra al mismo tiempo que la frecuencia instantánea más alta de la modulación de fase de referencia.

3.3.2 Radiofrecuencia

3.3.2.1 El VOR trabajará en la banda 111,975 a 117,975 MHz, pero se podrán usar frecuencias en la banda 108 a 111,975 MHz cuando, de conformidad con las disposiciones del Parte V, Subparte 4, 4.2.1 y 4.2.3.1, sea aceptable el uso de tales frecuencias. La frecuencia más alta asignable será de 117,950 MHz. La separación entre canales se hará por incrementos de 50 kHz, en relación con la frecuencia asignable más alta. En áreas en que la separación entre canales generalmente usada sea de 100 ó 200 kHz, la tolerancia de frecuencia para la portadora será de ± 0,005%.

3.3.2.2 La tolerancia de frecuencia para la portadora en todas las nuevas instalaciones montadas después del 23 de mayo de 1974, en áreas en que la separación entre canales usada sea de 50 kHz, será de ± 0,002%.

3.3.2.3 En áreas en que se monten nuevas instalaciones VOR y las frecuencias asignadas tengan una separación de 50 kHz entre canales respecto a los VOR existentes en la misma área, se concederá prioridad a garantizar que la tolerancia de frecuencia para la portadora de los actuales VOR se reduce a ± 0,002%.

3.3.3 Polarización y precisión del diagrama

3.3.3.1 La emisión del VOR se polarizará horizontalmente. La componente polarizada verticalmente de la radiación será la menor posible.

Nota.- No es posible por ahora establecer cuantitativamente la magnitud máxima permisible de la componente polarizada verticalmente de la radiación del VOR. En el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc 8071) se da información sobre las comprobaciones que pueden hacerse en vuelo para determinar los efectos de la polarización vertical en la exactitud de la marcación.

3.3.3.2 La contribución de la estación terrestre al error en la información de marcación suministrada por la radiación polarizada horizontalmente del VOR para todos los ángulos de elevación entre cero y 40°, medidos desde el centro del sistema de antenas del VOR, será de ± 2°.

3.3.4 Cobertura

3.3.4.1 Los VOR suministrarán señales convenientes para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo a los niveles y distancias requeridas por razones operacionales, y hasta un ángulo de elevación de 40°.

3.3.4.2 La intensidad de campo o la densidad de potencia en el espacio de las señales VOR que se requieren para lograr un funcionamiento satisfactorio de una instalación de aeronave típica, al nivel de servicio mínimo y al máximo radio de servicio especificado, deben ser de 90 μ V/m − 107 dBW/ m^2.

Nota.- Los valores típicos de la potencia isótropa radiada equivalente (PIRE) para lograr alcances especificados figuran en el Adjunto C, 3.1. La definición de PIRE figura en 3.5.1.

3.3.5 Modulaciones de las señales de navegación

3.3.5.1 La portadora de radiofrecuencia, tal como se observe desde cualquier punto en el espacio, se modulará en amplitud por dos señales, de la manera siguiente:

a) una subportadora de 9 960 Hz de amplitud constante, modulada en frecuencia a 30 Hz:
   1) para el VOR convencional, la componente de 30 Hz de esta subportadora FM es fija independientemente del azimut y se denomina ‘‘fase de referencia” y tendrá una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17);
   2) para el VOR Doppler, la fase de la componente de 30 Hz varía con el azimut y se denomina “fase variable” y tendrá una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17) cuando se observe a un ángulo de elevación de hasta 5°, con una relación de desviación mínima de 11 cuando se observe a un ángulo de elevación de más de 5° y de hasta 40°;
b) una componente modulada en amplitud a 30 Hz:
   1) para el VOR convencional, esta componente es el resultado de la rotación de un diagrama de campo cuya fase varía con el azimut, y se denomina “fase variable”;
   2) para el VOR Doppler, esta componente, de fase constante en relación con el azimut y de amplitud constante, se radia omnidireccionalmente, y se denomina “fase de referencia”.

3.3.5.2 La profundidad nominal de modulación de la portadora de radiofrecuencia debida a la señal de 30 Hz o la subportadora de 9 960 Hz estará comprendida entre los límites del 28 y el 32%.

Nota.- Este requisito se aplica a la señal transmitida observada en ausencia de trayectos múltiples.

3.3.5.3 La profundidad de modulación de la portadora de radiofrecuencia, debida a la señal de 30 Hz, tal como se observe a cualquier ángulo de elevación de hasta 5°, estará comprendida dentro de los límites de 25 y 35%. La profundidad de modulación de la portadora de radiofrecuencia, debida a la señal de 9 960 Hz, tal como se observe a cualquier ángulo de elevación de hasta 5°, estará comprendida dentro de los límites de 20 a 55% en instalaciones sin modulación de señales vocales, y dentro de los límites de 20 a 35% en instalaciones con modulación de señales vocales.

Nota.- Cuando la modulación se mida durante la prueba en vuelo bajo condiciones de trayectos múltiples dinámicos considerables, se esperan variaciones en los porcentajes de modulación recibidos. Pueden resultar aceptables variaciones de corto plazo más allá de estos valores. El Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación (Doc 8071) contiene información adicional sobre la aplicación de tolerancias de modulación en vuelo.

3.3.5.4 Las frecuencias de modulación de la fase variable y de la fase de referencia serán de 30 Hz con una tolerancia de ± 1%.

3.3.5.5 La frecuencia central de la modulación de la subportadora será de 9 960 con una tolerancia de ± 1%.

3.3.5.6

a) Para el VOR convencional, el porcentaje de modulación con amplitud de la subportadora de 9 960 Hz no excederá del 5%.
b) Para el VOR Doppler, el porcentaje de la modulación en amplitud de la subportadora de 9 960 Hz no excederá del 40% cuando se mida en un punto que diste por lo menos 300 m (1 000 ft) del VOR.

3.3.5.7 Cuando se aplique el espaciado de 50 kHz entre canales VOR, el nivel de banda lateral de las armónicas del componente de 9 960 Hz de la señal radiada no excederá los niveles siguientes con referencia al nivel de la banda lateral de 9 960 Hz:

Subportadora	***Nivel***
9 960 Hz	referencia 0 dB
2ª armónica	−30 dB
3ª armónica	−50 dB
4ª armónica y siguientes	−60 dB

3.3.6 Radiotelefonía e identificación

3.3.6.1 Si el VOR suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a tierra, dicho canal usará la misma portadora de radiofrecuencia que se usa para fines de navegación. La radiación de este canal se polarizará horizontalmente.

3.3.6.2 La profundidad máxima de modulación de la portadora en el canal de comunicación no será mayor del 30%.

3.3.6.3 Las características de audiofrecuencia del canal radiotelefónico no diferirán más de 3 dB en relación al nivel de 1 000 Hz en la gama de 300 a 3 000 Hz.

3.3.6.4 El VOR suministrará la transmisión simultánea de una señal de identificación en la misma portadora de radiofrecuencia que se use para fines de navegación. La radiación de la señal de identificación se polarizará horizontalmente.

3.3.6.5 Para la señal de identificación se empleará el código Morse internacional y consistirá en dos o tres letras. Se emitirá a una velocidad que corresponda a 7 palabras por minuto, aproximadamente. La señal se repetirá por lo menos una vez cada 30 s y el tono de modulación será de 1 020 Hz con ± 50 Hz de tolerancia.

3.3.6.5.1 La señal de identificación debería transmitirse por lo menos tres veces cada 30 s, espaciada igualmente dentro de ese período de tiempo. Una de dichas señales de identificación puede ser una identificación oral.

Nota.- En el caso de que el VOR y el DME estén asociados de acuerdo con 3.5.2.5, las disposiciones respecto a identificación de 3.5.3.6.4 influyen en la identificación VOR.

3.3.6.6 La profundidad a que se module la portadora por la señal de identificación en clave se aproximará al 10%, pero no excederá de dicho valor, si bien cuando no se proporcione un canal de comunicación, se puede permitir aumentar la modulación por la señal de identificación en clave hasta un valor que no sobrepase el 20%.

3.3.6.6.1 Si el VOR suministra un canal simultáneo de comunicación de tierra a aire, la profundidad de modulación de la señal de identificación en clave debería ser 5 ± 1%, a fin de suministrar una calidad satisfactoria de radio- telefonía.

3.3.6.7 La transmisión de radiotelefonía no interferirá de modo alguno con los fines básicos de navegación. Cuando se emita en radiotelefonía, no se suprimirá la señal de identificación en clave.

3.3.6.8 La función receptora VOR permitirá la identificación positiva de la señal deseada bajo las condiciones de señal que se encuentren dentro de los límites de coberturas especificadas, y con los parámetros de modulación especificados en 3.3.6.5, 3.3.6.6 y 3.3.6.7.

3.3.7 Equipo monitor

3.3.7.1 Un equipo adecuado situado en el campo de radiación, proporcionará señales para el funcionamiento de un monitor automático. Dicho equipo transmitirá una advertencia a un punto de control o bien eliminará de la portadora las componentes de identificación y de navegación o hará que cese la radiación si se presenta alguna de las siguientes desviaciones respecto a las condiciones establecidas o una combinación de las mismas:

a) un cambio de más de 1°, en el emplazamiento del equipo de control, de la información de marcación transmitida por el VOR;
b) una disminución del 15% en las componentes de modulación, del nivel de voltaje de las señales de radiofrecuencia en el dispositivo de control, trátese de la subportadora, de la señal de modulación en amplitud de 30 Hz o de ambas.

3.3.7.2 La falla del propio monitor hará que se transmita una advertencia a un punto de control y, o bien:

a) suprimirá las componentes de identificación y de navegación de la portadora; o bien
b) hará que cese la radiación.

Nota.- En el Adjuntos C, 3 y el Adjunto E, figuran textos de orientación sobre el VOR.

3.3.8 Características de inmunidad a la interferencia de los sistemas receptores VOR

3.3.8.1 El sistema receptor del VOR proporcionará inmunidad adecuada a la interferencia por efectos de intermodulación de tercer orden causado por dos señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en VHF en la gama de 107,7 a 108,0 MHz; y

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - 20\,log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

Para las señales de radiodifusión sonora FM en frecuencias VHF inferiores a 107,7 MHz donde las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF causan en el receptor una intermodulación de tercer orden en la frecuencia deseada del VOR.

N_1 y N_2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM en VHF a la entrada del receptor VOR. Ninguno de esos niveles excederá de los valores indicados en los criterios de desensibilización establecidos en 3.3.8.2.

$\Delta f = 108{,}1 - f_1$, donde f_1 es la frecuencia de N_1, la señal de radiodifusión sonora FM en VHF más cercana a los 108,1 MHz.

3.3.8.2 El sistema receptor del VOR no se desensibilizará en presencia de señales de radiodifusión FM en VHF cuyos niveles se ajusten a la tabla siguiente:

Frecuencia (MHz)	*Nivel máximo de la señal no deseada a la entrada del receptor (dBm)*
88 – 102	+15
+15104	+10
106+10	+5
107,9+5	-10

Nota 1.-Esta relación es lineal entre punto adyacentes indicados por las frecuencias anteriores.

Nota 2.- En el Adjunto C, 3.6.5, figura un texto de orientación sobre los criterios de inmunidad que han de aplicarse al funcionamiento de los sistemas mencionados en 3.3.8.1 y 3.3.8.2.

69.1.7. Especificación para el radiofaro no direccional (NDB)

3.4.1 Definiciones

Nota.- En el Adjunto C se da orientación sobre el significado y aplicación de cobertura nominal y cobertura efectiva y cobertura de los NDB.

Cobertura efectiva. Zona que rodea un NDB, dentro de la cual se pueden obtener marcaciones con precisión suficiente para la naturaleza de la operación en cuestión.
Cobertura nominal. El área que rodea a un NDB, dentro de la cual la intensidad del campo vertical de la onda terrestre excede el valor mínimo especificado para el área geográfica en que está situado el radiofaro.

Nota.- Esta definición tiene por objeto establecer un método para clasificar los radiofaros a base de la cobertura normal prevista cuando no haya transmisión ionosférica, o propagación anómala desde el radiofaro en cuestión, ni interferencia ocasionada por otras instalaciones LF/MF, teniendo en cuenta, sin embargo, el ruido atmosférico existente en la zona geográfica en cuestión.

Radiofaro de localización. Un radiofaro no direccional LF/MF utilizado como una ayuda para la aproximación final.

Nota.- El radiofaro de localización tiene normalmente una zona de servicio clasificada con un radio de 18,5 y 46,3 km (10 y 25 NM).

Radio medio de la cobertura nominal. El radio de un círculo que tenga la misma área que la cobertura nominal.

3.4.2 Cobertura

3.4.2 El valor mínimo de intensidad de campo en la cobertura nominal de un NDB debería ser de 70 µV/m.

Nota 1.- En el Adjunto C, 6.1, y en las disposiciones pertinentes de la UIT, estipuladas en la SUBPARTE VIII, Artículo 35, Sección IV, Parte B del Reglamento de Radiocomunicaciones, se da orientación a las intensidades de campo requeridas especial- mente en las latitudes comprendidas entre 30°N y 30°S.

Nota 2.- La selección de lugares y horas para medir la intensidad de campo es importante a fin de evitar resultados anormales respecto a la localidad en cuestión; son de suma importancia para las operaciones los puntos de las rutas aéreas que se encuentren dentro de la zona que rodea al radiofaro.

3.4.2.2 Todas las notificaciones o divulgaciones que se refieran a los NDB se basarán en el radio medio de la zona de servicio clasificada.

Nota 1.- Al clasificar los radiofaros situados en zonas en que puedan producirse variaciones diurnas y de temporada en las zonas de servicio clasificadas, deben tenerse en cuenta dichas variaciones.

Nota 2.- Los radiofaros que tengan un radio medio de zona de servicio clasificada, comprendido entre 46,3 y 278 km (25 y 150 NM) pueden designarse por el múltiplo de 46,3 km (25 NM) más próximo al radio medio de su zona de servicio clasificada, y los radiofaros con una zona de servicio clasificada superior a 278 km (150 NM), por el múltiplo de 92,7 km (50 NM) más próximo.

3.4.2.3 Cuando la cobertura nominal de un NDB es bastante diferente en varios sectores importantes de operación, su clasificación debería expresarse en función del radio medio de la cobertura, así como de los límites angulares de cada sector en la forma siguiente: Radio de la cobertura del sector/límites angulares del sector, expresados en marcaciones magnéticas en el sentido de las agujas del reloj, con referencia al radiofaro.

Cuando convenga clasificar un NDB en tal forma, el número de los sectores debería reducirse al mínimo y de ser posible no exceder de dos.

Nota.- El radio medio de un sector dado de la cobertura nominal es igual al radio del correspondiente sector de círculo de la misma zona. Ejemplo: 150/210° − 30° 100/30° − 210°.

3.4.3 Limitaciones de la potencia radiada
La potencia radiada por un NDB no excederá en más de 2 dB de la necesaria para lograr la zona de servicio clasificada convenida, pero esta potencia podrá aumentarse si se coordina regionalmente o si no se produce interferencia perjudicial para otras instalaciones.

3.4.4 Radiofrecuencias

3.4.4.1 Las radiofrecuencias asignadas a los NDB se seleccionarán de entre las que estén disponibles en la parte del espectro comprendida entre 190 y 1 750 kHz.

3.4.4.2 La tolerancia de frecuencia aplicable a los NDB será de 0,01%, pero para los NDB que, con una potencia de antena superior a 200 W, utilicen frecuencias de 1 606,5 kHz o superiores, la tolerancia será de 0,005%.

3.4.4.3 Cuando se utilicen dos radiofaros de localización como complemento de un ILS, la separación de frecuencia entre las portadoras de los dos no debería ser inferior a 15 kHz, para asegurar el funcionamiento correcto del radiocompás y, preferiblemente, de no más de 25 kHz, a fin de que se pueda variar rápidamente la sintonía cuando la aeronave tenga solamente un radiocompás.

3.4.4.4 Cuando localizadores asociados con instalaciones ILS que dan servicio a extremos opuestos de una sola pista tienen asignada una frecuencia común, se tomarán las medidas oportunas para asegurar que no puede radiar la instalación que no está en servicio.

Nota.- En la Parte V, Subparte 3, 3.2.2 se amplía la orientación acerca del funcionamiento de los radiofaros de localización en canales de frecuencia común.

3.4.5 Identificación

3.4.5.1 Todo NDB se identificará individualmente por un grupo de dos o tres letras en código Morse internacional transmitido a una velocidad correspondiente a siete palabras por minuto aproximadamente.

3.4.5.2 Cada 30 s se transmitirá, por lo menos una vez, la identificación completa, salvo cuando la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora. En este caso se dará la identificación a intervalos de aproximadamente 1 min, aunque se podrá usar un intervalo más corto en determinadas estaciones NDB cuando se considere conveniente para las operaciones.

3.4.5.2.1 Excepto en aquellos casos en que la identificación del radiofaro se efectúe por manipulación que interrumpa la portadora, la señal de identificación debería transmitirse por lo menos tres veces cada 30 s, a intervalos iguales en ese período de tiempo.
3.4.5.3 Para los NDB con un radio medio de cobertura nominal igual o menor que 92,7 km (50 NM), que se usen principalmente como ayudas para la aproximación y la espera en las proximidades de

un aeródromo, se transmitirá la identificación por lo menos tres veces cada 30 s, a intervalos iguales en ese período de tiempo.

3.4.5.4 La frecuencia del tono de modulación usado para la identificación será de 1 020 Hz ± 50 Hz o de 400 Hz ± 25 Hz.

Nota.- La determinación de las cifras que han de usarse se haría regionalmente teniendo en cuenta las consideraciones contenidas en el Adjunto C, 6.5.

3.4.6 Características de las emisiones

Nota.- Las especificaciones siguientes no tienen por objeto excluir el empleo de modulaciones o tipos de modulación que se puedan utilizar en los NDB además de las especificadas para la identificación simultánea y la modulación por la voz, siempre que estas modulaciones adicionales no afecten materialmente el rendimiento obtenido de los NDB con los radiogoniómetros de a bordo que se usan corrientemente y siempre que su uso no produzca interferencia perjudicial a otros servicios NDB.

3.4.6.1 Excepto lo dispuesto en 3.4.6.1.1 todos los NDB radiarán una portadora ininterrumpida y se identificarán por interrupción de un tono de modulación de amplitud (NON/A2A).

3.4.6.1.1 Los NDB que no se empleen total o parcialmente como ayudas para la espera, aproximación y aterrizaje, o los que tengan una zona de servicio clasificada de un radio medio menor de 92,7 km (50 NM), podrán identificarse por manipulación que interrumpa la portadora no modulada (NON/A1A) si se encuentran en áreas de mucha densidad de radiofaros y donde no sea posible lograr la zona de servicio clasificada debido a:

a) interferencia de las estaciones de radio;
b) mucho ruido atmosférico;
c) condiciones locales.

Nota.- Al seleccionar los tipos de emisión, tendrá que tenerse presente la posibilidad de confusión resultante de que una aeronave pase de la sintonía de una instalación NON/A2A a la de otra instalación NON/A1A, sin cambiar el radiocompás de "MCW"a "CW" ("onda continua modulada" a "onda continua").

3.4.6.2 En todo NDB identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, la profundidad de modulación se mantendrá lo más cerca posible del 95%.

3.4.6.3 En todo NDB identificado por manipulación que interrumpa un tono audio de modulación, las características de la emisión durante la identificación serán tales que se logre identificación satisfactoria en el límite de su cobertura nominal.

Nota 1.- Los requisitos anteriores exigirán el porcentaje de modulación más elevado posible, así como el mantenimiento de una potencia adecuada de la portadora radiada durante la identificación.

Nota 2.- Con un paso de banda del radiogoniómetro de ± 3 kHz respecto a la portadora, una relación de señal ruido de 6 dB en el límite de la zona de servicio clasificada, satisfará, en general, el requisito anterior.

Nota 3.- En el Adjunto C, 6.4, figuran algunas consideraciones respecto a la profundidad de modulación.

3.4.6.4 *No debe disminuirse la potencia de la portadora de un NDB con emisiones NON/A2A, cuando se radie la señal de identificación, salvo en el caso de un NDB cuya zona de servicio clasificada tenga un radio medio superior a 92,7 km (50 NM), en que podrá aceptarse una disminución no superior a 1,5 dB.*

3.4.6.5 Las modulaciones no deseadas de la radiofrecuencia no llegarán, en total, al 5% de la amplitud de la portadora.

Nota.- Se podrá menoscabar seriamente el funcionamiento satisfactorio del equipo radiogoniométrico automático (ADF) si la emisión del radiofaro contiene modulación por una audiofrecuencia igual o muy próxima a la frecuencia de conmutación del cuadro o a su segunda armónica. Las frecuencias de conmutación del cuadro en el equipo utilizado corrientemente, están comprendidas entre 30 y 120 Hz.

3.4.6.6 La anchura de banda de las emisiones y el nivel de las radiaciones no esenciales, se mantendrán al valor más bajo que permita el estado de la técnica y la naturaleza del servicio.

Nota.- El Artículo S.3 del Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT contiene disposiciones generales sobre las características técnicas de los equipos y de las emisiones. El Reglamento de Radiocomunicaciones contiene disposiciones generales relativas a la anchura de banda permitida, la tolerancia de frecuencias y las emisiones no esenciales (véanse los Apéndices APS1, APS2, y APS3).

3.4.7 Emplazamiento de los radiofaros de localización

3.4.7.1 *Cuando se empleen radiofaros de localización como complemento del ILS, su emplazamiento debe ser el de las radiobalizas exterior o intermedia. Cuando sólo se use un radiofaro de localización como complemento del ILS, debe emplazarse preferentemente en el mismo punto que la radiobaliza exterior. Cuando los radiofaros de localización se empleen como ayuda para la aproximación final, sin que exista ningún ILS, debe seleccionarse emplazamientos equivalentes a los que se usan cuando se instala un ILS, teniendo en cuenta las pertinentes disposiciones acerca del margen sobre los obstáculos, de los* PANS-OPS *(Doc 8168).*

3.4.7.2 *Cuando se instalan radiofaros de localización en las posiciones de las radiobalizas intermedia y exterior, siempre que sea factible deben estar situados a un mismo lado de la prolongación del eje de la pista, para que la trayectoria entre los radiofaros de localización sea lo más paralela posible a dicho eje.*

3.4.8 Equipo monitor

3.4.8.1 Para cada NDB se suministrarán medios de control adecuados que puedan detectar cualquiera de las condiciones siguientes, en un lugar apropiado:

a) disminución de la potencia de la portadora radiada de más del 50% del valor necesario para obtener la zona de servicio clasificada;
b) falla de transmisión de la señal de identificación;
c) funcionamiento defectuoso o falla de los medios de control.

3.4.8.2 *Cuando un NDB funcione con una fuente de energía que tenga una frecuencia próxima a las de conmutación del equipo ADF de a bordo, y cuando las características del NDB sean tales que es probable que la frecuencia de la fuente de alimentación aparezca en la emisión como un producto de modulación, los medios de control deben poder detectar, en la portadora, tal modulación causada por la fuente de energía, cuando exceda del 5%.*

3.4.8.3 Durante las horas de servicio de un NDB, los medios de control deben proporcionar comprobación constante del funcionamiento del NDB, según se prescribe en 3.4.8.1 a), b) y c).

3.4.8.4 *Durante las horas de servicio de un NDB que no sea un radiofaro de localización, los medios de control proporcionarán comprobación constante del funcionamiento del radiofaro de localización, según se prescribe en 3.4.8.1 a), b) y c).*

Nota.- En el Adjunto C, 6.6, figura texto de orientación sobre la comprobación del NDB.

69.1.8. Especificación para el equipo radiotelemétrico UHF (DME)

Nota.- En la sección siguiente se han previsto dos tipos de instalaciones DME: DME/N para las aplicaciones generales, y DME/P según se indica en 3.11.3.

3.5.1 Definiciones

Amplitud del impulso. Tensión máxima de la envolvente del impulso, es decir, A en la Figura 3-1.
Búsqueda. Condición que existe cuando el interrogador del DME intenta adquirir del transpondedor seleccionado, y enganchar, la respuesta a sus propias interrogaciones.
Código del impulso. Método para distinguir entre los modos W, X, Y y Z y entre los modos FA e IA.
DME/N. Equipo radiotelemétrico, principalmente para servir las necesidades operacionales de la navegación en ruta o TMA, donde la "N" identifica las características de espectro estrecho.
DME/P. Elemento radiotelemétrico del MLS, donde la "P" significa telemetría de precisión. Las características del espectro son similares a las del DME/N.
Duración del impulso. Intervalo de tiempo entre los puntos de amplitud 50% de los bordes anterior y posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos b y f de la Figura 3-1.
Eficacia del sistema. El cociente entre el número de respuestas válidas procesadas por el interrogador y el total de sus propias interrogaciones.
Eficacia de respuesta. El cociente entre el número de respuestas transmitidas por el transpondedor y el total de interrogaciones válidas recibidas.
Error a lo largo de la trayectoria (PFE). Aquella parte del error de señal de guía que puede hacer que la aeronave se desplace del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados (véase 3.11).
Modo de aproximación final (FA). La condición de la operación del DME/P que presta apoyo a las operaciones de vuelo en las zonas de aproximación final y de pista.
Modo de aproximación inicial (IA). La condición de la operación del DME/P que presta apoyo a las operaciones de vuelo fuera de la zona de aproximación final y con características de compatibilidad con el DME/N.
Modos W, X, Y, Z. Método de codificación de las transmisiones del DME mediante separación en el tiempo de los impulsos de un par, de modo que cada frecuencia pueda utilizarse más de una vez.
Origen virtual. Punto en el cual la línea recta que pasa por los puntos de amplitud 30 y 5% del borde anterior del impulso corta al eje de amplitud 0% (véase la Figura 3-2).
Potencia isótropa radiada equivalente (PIRE). Producto de la potencia suministrada a la antena transmisora por la ganancia de antena en una dirección determinada en relación con una antena isótropa (ganancia absoluta o isótropa).
Punto de referencia de aproximación MLS. Punto en la trayectoria de planeo mínima a una altura determinada sobre el umbral (véase 3.11).
Punto de referencia MLS. Punto del eje de la pista más próximo al centro de fase de la antena de elevación de aproximación (véase 3.11).
Ruido de mandos (CMN). Aquella parte del error de la señal de guía que origina movimientos en los timones y mandos y pudiera afectar al ángulo de actitud de la aeronave durante el vuelo acoplado, pero que no hace que la aeronave se desvíe del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados (véase 3.11).
Seguimiento. Condición que existe cuando el interrogador del DME ha enganchado respuestas a sus propias interrogaciones, y proporciona medición de distancia (telemetría) en forma continua.
Tiempo de aumento del impulso. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 10 y 90% del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos a y c de la Figura 3-1.
Tiempo de aumento parcial. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 5 y 30% del borde anterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos h e i de las Figuras 3-1 y 3-2.
Tiempo de disminución del impulso. Tiempo medido entre los puntos de amplitud 90 y 10% del borde posterior de la envolvente del impulso, es decir, entre los puntos e y g de la Figura 3-1.
Tiempo de trabajo. Tiempo durante el cual se está transmitiendo un punto o raya de un carácter en código Morse.
Tiempo muerto DME. Un período que sigue inmediatamente a la decodificación de una interrogación válida durante el cual la interrogación recibida no dará origen a una respuesta.

Nota.- El objetivo del tiempo muerto es evitar la respuesta del transpondedor a ecos que sean efecto de trayectos múltiples.

Velocidad de transmisión. Promedio del número de pares de impulsos por segundo transmitidos por el transpondedor.

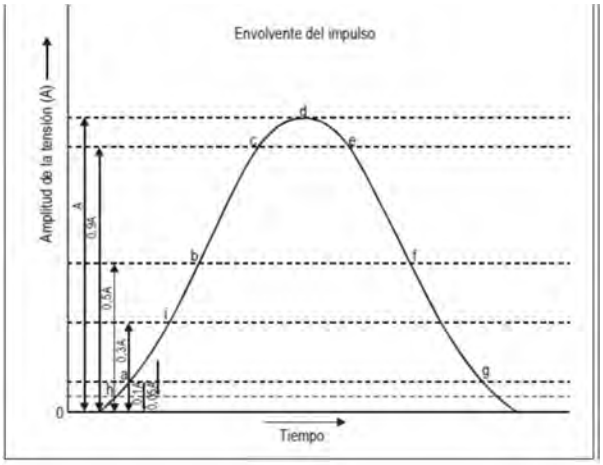


Figura 3-1

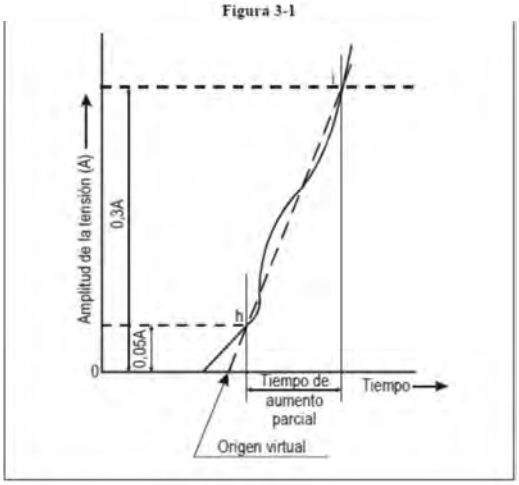


Figura 3-2

3.5.2 Generalidades

3.5.2.1 El sistema DME proporcionará una indicación continua y precisa en la cabina de mando de la distancia oblicua que existe entre la aeronave equipada al efecto y un punto de referencia en tierra provisto de equipo.
3.5.2.2 El sistema comprenderá dos partes básicas, una instalada en la aeronave y la otra en tierra. La parte instalada en la aeronave se llamará interrogador y la de tierra transpondedor.

3.5.2.3 Al funcionar, los interrogadores interrogarán a los transpondedores, los cuales a su vez transmitirán a la aeronave respuestas sincronizadas con las interrogaciones, obteniéndose así la medición exacta de la distancia.

3.5.2.4 El DME/P tendrá dos modos de funcionamiento, IA y FA.

3.5.2.5 Cuando un DME se asocie con un ILS, un MLS o un VOR a fin de que constituyan una sola instalación:

a) funcionarán en pares de frecuencias normalizados de conformidad con 3.5.3.3.4;
b) tendrán un emplazamiento común dentro de los límites prescritos en 3.5.2.6 para instalaciones conexas; y
c) cumplirán con las disposiciones sobre identificación, de 3.5.3.6.4.

3.5.2.6 *Límites de emplazamiento común para las instalaciones DME asociadas con instalaciones ILS, MLS o VOR*

3.5.2.6.1 Las instalaciones asociadas VOR y DME tendrán un emplazamiento común de conformidad con lo siguiente:

a) en las instalaciones que se utilizan en áreas terminales para fines de aproximación u otros procedimientos en los que se exige la máxima precisión del sistema para determinar la posición, la separación de las antenas del VOR y del DME no excede de 80 m (260 ft);
b) para fines distintos de los indicados en a), la separación de las antenas del VOR y del DME no excede de 600 m (2 000 ft).

3.5.2.6.2 *Asociación del DME con el ILS*

Nota.- En el Adjunto C, 2.11, se proporciona orientación sobre la asociación del DME con el ILS.

3.5.2.6.3 *Asociación del DME con el MLS*

3.5.2.6.3.1 *Si se utiliza un DME/P para proporcionar información de distancia debe estar emplazado tan cerca como sea posible de la instalación en azimut MLS.*

Nota.- En el Adjunto G, 5, y en el Adjunto C, 7.1.6, se proporciona orientación sobre el emplazamiento del DME con el MLS. En estos textos de orientación se indican en particular las medidas apropiadas que han de adoptarse para impedir que, respecto a la misma pista, se den distintas indicaciones de distancia cero cuando el DME/P esté asociado con el MLS y cuando el DME/N esté asociado con el ILS.

3.5.2.7 Las normas de 3.5.3, 3.5.4 y 3.5.5 identificadas con ‡ se aplicarán sólo al equipo DME que se instaló por primera vez después del 1 de enero de 1989.

3.5.3 Características del sistema

3.5.3.1 *Actuación*

3.5.3.1.1 *Alcance.* El sistema proporcionará un medio para medir la distancia oblicua desde una aeronave hasta un transpondedor elegido, hasta el límite de la cobertura prescrita por los requisitos operacionales de dicho transpondedor.

3.5.3.1.2 *Cobertura*

3.5.3.1.2.1 Cuando el DME/N esté asociado con un VOR, la cobertura será por lo menos la del VOR, en la medida de lo posible.
´3.5.3.1.2.2 Cuando el DME/N esté asociado, ya sea con un ILS o un MLS, la cobertura correspondiente será por lo menos la del ILS respectivo o la de los sectores de cobertura de guía angular en azimut MLS.

3.5.3.1.2.3 La cobertura del DME/P será por lo menos la proporcionada por lo sectores de cobertura de guía angular en azimut MLS.

Nota.- No se trata de determinar hasta qué distancia puede usarse el sistema en las operaciones ni la cobertura; el espaciado entre las instalaciones de que actualmente se dispone puede limitar el alcance en cierta áreas.

3.5.3.1.3 *Precisión*

3.5.3.1.3.1 *Precisión del sistema.* Las normas de precisión que se especifican en 3.5.3.1.4, 3.5.4.5 y 3.5.5.4 serán satisfechas con una probabilidad del 95%.

3.5.3.1.4 *Precisión del DME/P*

Nota 1.- En los párrafos siguientes, se establecen dos normas de precisión del DME/P, 1 y 2, para tener en cuenta varias aplicaciones.

Nota 2.- En el Adjunto C, 7.3.2, se proporciona orientación con respecto a las normas de precisión.

3.5.3.1.4.1 *Componentes de error.* El error a lo largo de la trayectoria (PFE) estará integrado por aquellas componentes de frecuencia en el error del DME/P a la salida del interrogador, que tengan un valor inferior a 1,5 rad/s. El ruido de mandos (CMN) estará integrado por aquellas componentes de frecuencia en el error del DME/P a la salida del interrogador, cuyo valor esté comprendido entre 0,5 y 10 rad/s.

Nota.- Los límites de error especificados en un punto se aplicarán a lo largo de una trayectoria de vuelo que incluya a ese punto. La información sobre la interpretación de los errores del DME/P y la medida de dichos errores a lo largo de un intervalo adecuado a la inspección en vuelo, se proporcionan en el Adjunto C, 7.3.6.1.

3.5.3.1.4.2 Los errores a lo largo de la prolongación del eje de la pista no excederán de los valores proporcionados en la Tabla B al final de esta Subparte.
3.5.3.1.4.3 En el sector de aproximación, fuera de la prolongación del eje de pista, el PFE admisible tanto para la norma 1 como para la norma 2 podrá aumentar linealmente con el ángulo hasta un valor de ± 40° de ángulo de azimut MLS cuando el error admisible es 1,5 veces el correspondiente a la prolongación de eje de pista a la misma distancia. El CMN admisible no aumentará con el ángulo. Las modificaciones del ángulo de elevación no provocarán deterioro del PFE o del CMN.

3.5.3.2 *Radiofrecuencias y polarización.* El sistema trabajará con la polarización vertical en la banda de frecuencias de 960 a 1 215 MHz. Las frecuencias de interrogación y de respuesta se asignarán con 1 MHz de separación entre canales.

3.5.3.3 *Canales*

3.5.3.3.1 Los canales DME en operación se formarán por pares de frecuencias de interrogación y respuesta y por codificación de impulsos en los pares de frecuencias.

3.5.3.3.2 *Codificación de los impulsos.* Los canales DME/P tendrán dos códigos de impulso de interrogación distintos, según se indica en la tabla adjunta a 3.5.4.4.1. Uno de ellos se utilizará en el modo de aproximación inicial (IA) y el otro en el modo de aproximación final (FA).

3.5.3.3.3 Los canales DME en operación se escogerán de la Tabla A (situación al final de esta Subparte), de 352 canales, en la que se asignan los números de canal, las frecuencias y los códigos de impulso.

3.5.3.3.4 *Agrupación de los canales en pares.* Cuando los transpondedores DME tengan que trabajar en combinación con una sola instalación VHF para la navegación en la banda de frecuencias de 108 a 117, 95 MHz y/o con una instalación de ángulo MLS en la banda de frecuencia de 5 031,0 a 5

090,7 MHz, el canal DME en operación formará un par con la frecuencia del canal VHF o la frecuencia angular MLS, según se indica en la Tabla A.

Nota.- Puede haber casos en los que un canal DME forme un par tanto con la frecuencia ILS como con un canal MLS (véase la Parte V, Subparte 4, 4.3).

3.5.3.4 *Frecuencia de repetición de los impulsos de interrogación*

Nota.- Si en el lapso de un segundo el interrogador opera en más de un canal, se aplicarán a la suma de las interrogaciones siguientes.

3.5.3.4.1 *DME/N.* El promedio de la frecuencia de repetición de los impulsos del interrogador no excederá de 30 pares de impulsos por segundo, basándose en la suposición de que el 95% del tiempo por lo menos se ocupa en el seguimiento.

3.5.3.4.2 *DME/N.* Si se desea disminuir el tiempo de búsqueda, puede aumentarse la frecuencia de repetición de los impulsos durante la búsqueda, pero dicha frecuencia de repetición no excederá de 150 pares de impulsos por segundo.

3.5.3.4.3 *DME/N. Después que se hayan transmitido 15 000 pares de impulsos sin obtener indicación de distancia, la frecuencia de repetición de los impulsos no debe exceder de 60 pares de impulsos por segundo desde este momento hasta que se cambie el canal de operación, o se complete satisfactoriamente la búsqueda.*

‡3.5.3.4.4 *DME/N.* Si, después de un período de 30 s, no se ha establecido seguimiento, la frecuencia de repetición de pares de impulsos no excederá de 30 pares de impulsos por segundo a partir de ese momento.

3.5.3.4.5 *DME/P.* La frecuencia de repetición de impulsos del interrogador no excederá del siguiente número de pares de impulsos por segundo:

a) búsqueda 40
b) aeronave en tierra 5
c) seguimiento en modo de aproximación inicial 16
d) seguimiento en modo de aproximación final 40

Nota 1.- Puede excederse la frecuencia de repetición de impulsos (PRF) de 5 pares por segundo, para una aeronave en tierra, si la aeronave necesita información precisa de distancia.

Nota 2.- Lo que se persigue es que todos los cambios de PRF se efectúen por medios automáticos.

3.5.3.5 *Número de aeronaves que puede atender el sistema*

3.5.3.5.1 La capacidad de los transpondedores utilizados en un área será la adecuada para el tránsito máximo de esa área o de 100 aeronaves, escogiendo el valor más bajo de estos dos.

3.5.3.5.2 *En las áreas en que el tránsito máximo exceda de 100 aeronaves, el transpondedor debe ser capaz de atender dicho tránsito.*

Nota.- En el Adjunto C, 7.1.5, se proporciona texto de orientación sobre el número de aeronaves que pueden atenderse.

3.5.3.6 *Identificación del transpondedor*

3.5.3.6.1 Todos los transpondedores transmitirán una señal de identificación en una de las siguientes formas requeridas por 3.5.3.6.5:

a) una identificación “independiente” que conste de impulsos de identificación codificadas (código Morse internacional) que pueda usarse con todos los transpondedores;

b) una señal “asociada” que pueda usarse por los transpondedores combinados directamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación de guía angular MLS que transmita ella misma una señal de identificación.

Nota.- Una instalación de guía angular MLS proporciona su identificación como una palabra digital transmitida en el canal de datos a las regiones de cobertura de azimut de aproximación y posterior, como se indica en 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.2 En ambos sistemas de identificación se emplearán señales que consistirán en la transmisión, durante un período apropiado, de una serie de pares de impulsos transmitidos repetidamente a razón de 1 350 pares de impulsos por segundo, y que temporalmente sustituirán a todos los impulsos de respuesta que normalmente se producirán en ese momento, salvo lo que se indica en 3.5.3.6.2.2. Estos impulsos tendrán características similares a las de los demás impulsos de las señales de respuesta

.

‡3.5.3.6.2.1 *DME/N.* Los impulsos de respuesta se transmitirán entre tiempos de trabajo.

3.5.3.6.2.2 *DME/N. Si se desea mantener un ciclo de trabajo constante, debe transmitirse un par de impulsos igualadores, que tengan las mismas características que los pares de impulsos de identificación, 100* µs ± *10* µs*, después de cada par de identificación.*

3.5.3.6.2.3 *DME/P.* Los impulsos de respuesta se transmitirán entre tiempos de trabajo.

3.5.3.6.2.4 Para el transpondedor del DME/P, los pares de impulsos de respuesta a las interrogaciones válidas en modo FA se transmitirán igualmente durante los tiempos de trabajo y tendrán prioridad con respecto a los pares de impulsos de identificación.

3.5.3.6.2.5 El transpondedor DME/P no utilizará el par de impulsos igualadores indicados en 3.5.3.6.2.2.

3.5.3.6.3 Las características de la señal “independiente” de identificación serán como sigue:

a) la señal de identificación consistirá en la transmisión del código del radiofaro en forma de puntos y rayas (código Morse internacional) de impulsos de identificación, por lo menos una vez cada 40 s a la velocidad de por lo menos 6 palabras
b) la característica del código de identificación y la velocidad de transmisión de letras del transpondedor DME se ajustará a lo siguiente para asegurar que el tiempo máximo total en que esté el manipulador cerrado no exceda de 5 s por grupo de código de identificación. Los puntos tendrán una duración de 0,1 a 0,160 s. La duración tipo de las rayas será tres veces mayor que la duración de los puntos. La duración entre puntos o rayas o entre ambos, será igual a la de un punto más o menos 10%. El tiempo de duración entre letras o números no será menor de tres puntos. El período total de transmisión de un grupo de código de identificación no excederá de 10 s.

Nota.- El tono de la señal de identificación se transmite a un ritmo de repetición de 1 350 pares de impulsos por segundo. Esta frecuencia puede utilizarse directamente en el equipo de a bordo como salida audible para el piloto, o pueden generarse otras frecuencias o opción del constructor del interrogador (véase 3.5.3.6.2).

3.5.3.6.4 Las características de la señal “asociada” serán como sigue:

a) cuando se trate de una señal asociada con una instalación VHF o de ángulo MLS, la identificación se transmitirá en forma de puntos y rayas (código Morse internacional), según se indica en 3.5.3.6.3, y se sincronizará en el código de identificación de la instalación VHF;

b) cada intervalo de 40 s se subdividirá en cuatro o más períodos iguales, transmitiéndose la identificación del transpondedor solamente durante uno de estos períodos y la identificación de la instalación asociada VHF y de ángulo MLS durante los restantes períodos;
c) cuando el transpondedor DME esté asociado con un MLS, la identificación consistirá en las tres últimas letras de la identificación de la instalación de ángulo MLS especificadas en

3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.5 *Aplicación de la identificación*

3.5.3.6.5.1 El código de identificación "independiente" se empleará siempre que un transpondedor no esté asociado directamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación MLS.

3.5.3.6.5.2 Siempre que un transpondedor esté asociado específicamente con una instalación VHF de navegación o con una instalación MLS, se suministrará la identificación en el código asociado.

3.5.3.6.5.3 Mientras se estén transmitiendo comunicaciones en radiotelefonía por una instalación VHF de navegación asociada, no se suprimirá la señal "asociada" del transpondedor.

3.5.3.7 *Transición de modo del DME/P*

3.5.3.7.1 El interrogador del DME/P de norma de precisión 1 pasará del seguimiento en modo IA al seguimiento en modo FA al aproximarse a 13 km (7 NM) del transpondedor, o en cualquier otra situación en un radio de 13 km (7 NM).

3.5.3.7.2 Para la norma de precisión 1 la transición de operación de seguimiento en modo IA a la operación en modo FA puede iniciarse en un radio de 14,8 km (8 NM) del transpondedor. A mayor distancia, el interrogador no interrogará en modo FA.

Nota.- Lo estipulado en 3.5.3.7.1 no se aplica si el transpondedor es un DME/N o si el modo FA del transpondedor DME/P no funciona.

3.5.3.8 *Eficacia del sistema.* La precisión del sistema del DME/P, señalada en 3.5.3.1.4, se logrará con una eficacia del sistema igual o mayor del 50%.

3.5.4 Detalle de las características técnicas del transpondedor y equipo de control correspondiente

3.5.4.1 *Transmisor*

3.5.4.1.1 *Frecuencia de operación.* El transpondedor transmitirá en la frecuencia de respuesta adecuada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).

3.5.4.1.2 *Estabilidad de frecuencia.* La radiofrecuencia de operación no variará más de 0,002% en más o en menos de la frecuencia asignada.

3.5.4.1.3 *Forma y espectro del impulso.* Lo siguiente se aplicará a todos los impulsos radiados.

a) Tiempo de aumento del impulso.

1) *DME/N*. El tiempo de aumento del impulso no excederá de 3 µs.
2) *DME/P.* El tiempo de aumento del impulso no excederá de 1,6 µs. Para el modo FA, el impulso tendrá un tiempo de aumento parcial de 0,25, ± 0,05 µs. Con respecto al modo FA y, para la norma de precisión 1, la pendiente del impulso en el tiempo de aumento parcial no variará en más de ± 20%. Para la norma de precisión 2, la pendiente no variará en más de ± 10%.
3) *DME/P. El tiempo de aumento del impulso para el DME/P no debe exceder de 1,2 µs.*

b) La duración del impulso será de 3,5 µs más o menos 0,5 µs.
c) El tiempo de disminución del impulso será nominalmente de 2,5 µs, pero no excederá de 3,5 µs.
d) La amplitud instantánea del impulso entre el punto del borde anterior que tiene 95% de la amplitud máxima y el punto del borde posterior que tiene el 95% de la amplitud máxima, no tendrá, en ningún momento, un valor inferior al 95% de la amplitud máxima de tensión del impulso.
e) Para el DME/N y el DME/P, el espectro de la señal modulada por impulso será tal que durante el impulso la PIRE contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en frecuencias de 0,8 MHz por encima y 0,8 MHz por debajo de la frecuencia nominal del canal, no exceda, en cada caso, de 200 mW, y la PIRE contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en frecuencias de 2 MHz por encima y 2 MHz por debajo de la frecuencia nominal del canal no exceda, en cada caso de 2 mW. La PIRE contenida en cualquier banda de 0,5 MHz disminuirá monótonamente a medida que la frecuencia central de la banda se aparte de la frecuencia nominal del canal.

Nota.- En el documento EUROCAE ED-57 (incluida la Enmienda núm. 1), figuran textos de orientación relativos a la medición del espectro de los impulsos.

f) Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañan la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al 1% de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.

Nota 1.- El tiempo "durante el impulso" comprende el intervalo total desde el comienzo de la transmisión del impulso hasta su finalización. Por razones prácticas, este intervalo puede medirse entre los puntos de 5% en los frentes anterior y posterior de la envolvente del impulso.

Nota 2.- La potencia contenida en las bandas de frecuencia especificadas en 3.5.4.1.3 es la potencia media durante el impulso. La potencia media de una banda de frecuencia determinada es el cociente entre la energía contenida en esta banda de frecuencia y el tiempo de transmisión del impulso, con arreglo a la Nota 1.

3.5.4.1.4 *Separación entre impulsos*

3.5.4.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla en 3.5.4.4.1.

3.5.4.1.4.2 *DME/N.* La tolerancia de la separación entre impulsos será de ± 0,25 µs.

3.5.4.1.4.3 *DME/N. La tolerancia de la separación entre los impulsos del DME/N debe ser de ± 0,10 µs.*

3.5.4.1.4.4 *DME/P.* La tolerancia de la separación entre impulsos será de ± 0,10 µs.

3.5.4.1.4.5 Las separaciones entre los impulsos se medirán entre los puntos a mitad de la tensión del borde anterior de los impulsos.

3.5.4.1.5 *Potencia máxima de salida*

3.5.4.1.5.1 *DME/N. La PIRE de cresta no debe ser inferior a la que se requiere para asegurar una densidad máxima de potencia de impulso (valor medio), de aproximadamente −83 dBW/* m^2 *al nivel y alcance de servicio máximos especificados.*

‡3.5.4.1.5.2 *DME/N.* La potencia isótropa radiada equivalente de cresta no será inferior a la que se requiere para asegurar una densidad de potencia de impulso de cresta de −89 dBW/ m^2 en todas las condiciones meteorológicas de operación y en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2.

Nota.- Si bien la norma de 3.5.4.1.5.2 implica contar con sensibilidad mejorada en el receptor del interrogador, se tiene la intención de que la densidad de potencia especificada en 3.5.4.1.5.1 esté disponible en el máximo alcance y en el máximo nivel de servicio especificado.

3.5.4.1.5.3 *DME/P.* La potencia isótropa radiada equivalente de cresta no será inferior a la que se requiere para asegurar las siguientes densidades de potencia de impulso de cresta en todas las condiciones meteorológicas de operación:

a) −89 dBW/ m^2 en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2 a distancias mayores de 13 km (7 NM) a partir de la antena del transpondedor;
b) −75 dBW/ m^2 en todo punto dentro de la cobertura especificada en 3.5.3.1.2 a distancias inferiores a 13 km (7 NM) a partir de la antena del transpondedor;
c) −70 dBW/ m^2 en el punto de referencia de aproximación MLS;
d) −79 dBW/ m^2 a 2,5 m (8 ft) por encima de la superficie de la pista, en el punto de referencia MLS, o en el punto más alejado del eje de la pista que se encuentre en la línea de alcance óptico de la antena del transpondedor DME.
Nota.- En el Adjunto C, 7.2.1 y 7.3.8, figuran textos de orientación relativos a la PIRE.

3.5.4.1.5.4 La potencia de cresta de los impulsos constituyentes de todo par de impulsos no diferirá más de 1 dB.

3.5.4.1.5.5 *La capacidad de respuestas del transmisor debe ser tal que el transpondedor pueda mantenerse en operación continua a una velocidad de transmisión constante de 2 700 ± 90 pares de impulsos por segundo (si se ha de dar servicio a 100 aeronaves).*
Nota.- En el Adjunto C, 7.1.5, figura texto de orientación sobre la relación entre el número de aeronaves y la velocidad de transmisión.

3.5.4.1.5.6 El transmisor trabajará a una velocidad de transmisión de servicio, incluso pares de impulsos distribuidos al azar y pares de impulsos de respuesta de distancia, de no menos de 700 pares de impulsos por segundo excepto durante la identificación.

La velocidad de transmisión mínima se acercará tanto como sea posible a los 700 pares de impulsos por segundo. Para el DME/P, dicha velocidad no excederá en ningún caso de 1 200 pares de impulsos por segundo.

Nota.- Operar los transpondedores DME con velocidades de transmisión estables cercanas a 700 pares de pulsos por segundo reducirá al mínimo los efectos de interferencia de pulso, particularmente en otros servicios de aviación como el GNSS.

3.5.4.1.6 *Radiación espuria.* Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor, pero esté sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta DME, será mayor de 50 dB por debajo de la potencia de cresta del impulso recibido y medido en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de respuesta en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se refiere a todas las transmisiones espurias, incluso a la interferencia del modulador y eléctrica.

‡3.5.4.1.6.1 *DME/N.* El nivel de potencia espuria especificado en 3.5.4.1.6 será más de 80 dB por debajo del nivel de potencia de cresta del impulso.

3.5.4.1.6.2 *DME/P.* El nivel de potencia espuria especificado en 3.5.4.1.6 será más de 80 dB por debajo del nivel de potencia de cresta del impulso.

3.5.4.1.6.3 *Radiación espuria fuera de banda.* En todas las frecuencias desde 10 a 1 800 MHz, excluyendo la banda de frecuencia de 960 a 1 215 MHz, la salida espuria del transmisor del transpondedor DME no excederá de – 40 dBm en cualquier banda de receptor de 1 kHz.

3.5.4.1.6.4 La potencia isótropa radiada equivalente a todos los armónicos CW de la frecuencia portadora en cualquier canal de operación DME no excederá de −10 dBm.

3.5.4.2 *Receptor*
3.5.4.2.1 *Frecuencia de operación.* La frecuencia central del receptor será la frecuencia de interrogación apropiada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).

3.5.4.2.2 *Estabilidad de frecuencia.* La frecuencia central del receptor no variará en más de ± 0,002% de la frecuencia asignada.

3.5.4.2.3 *Sensibilidad del transpondedor*

3.5.4.2.3.1 En ausencia de todos los pares de impulsos de interrogación, con la excepción de aquellos necesarios para llevar a cabo las mediciones de sensibilidad, los pares de impulsos de la interrogación con la separación y la frecuencia nominales correctas, accionarán al transpondedor si la densidad de potencia de cresta en la antena del transpondedor es de por lo menos:

a) −103 dBW/ m^2 para el DME/N con un alcance de cobertura de más de 56 km (30 NM);
b) −93 dBW/ m^2 para el DME/N con un alcance de cobertura de no más de 56 km (30 NM);
c) −86 dBW/ m^2 para el DME/P en modo IA;
d) −75 dBW/ m^2 para el DME/P en modo FA.

3.5.4.2.3.2 Las densidades mínimas de potencia especificadas en 3.5.4.2.3.1 originarán una respuesta de transpondedor con una eficacia de por lo menos:

a) 70% para el DME/N;
b) 70% para el DME/P en modo IA;
b) 80% para el DME/P en modo FA.

‡3.5.4.2.3.3 *Gama dinámica del DME/N.* Deberá mantenerse el rendimiento del transpondedor cuando la densidad de potencia de la señal de interrogación en la antena del transpondedor tenga un valor comprendido entre el mínimo especificado en 3.5.4.2.3.1 y un máximo de −22 dBW/ m^2 si se instala con el ILS o con el MLS, y de −35 dBW/ m^2, si se instala para otros fines.

3.5.4.2.3.4 *Gama dinámica del DME/P.* Deberá mantenerse el rendimiento del transpondedor cuando la densidad de potencia de la señal de interrogación en la antena del transpondedor tenga un valor comprendido entre el mínimo especificado en 3.5.4.2.3.1 y un máximo de −22 dBW/ m^2.

3.5.4.2.3.5 El nivel de sensibilidad no variará más de 1 dB para cargas del transpondedor comprendidas entre 0 y 90% de su velocidad máxima de transmisión.

‡3.5.4.2.3.6 *DME/N.* Cuando la separación de un par de impulsos de interrogador se aparte del valor nominal en hasta ± 1 μs, la sensibilidad del receptor no se reducirá en más de 1 dB.

3.5.4.2.3.7 *DME/P.* Cuando la separación de un par de impulsos de interrogador se aparta del valor nominal en hasta 1ms, la sensibilidad del receptor no se reducirá en más de 1dB.

3.5.4.2.4 *Limitación de la carga*

3.5.4.2.4.1 *DMEN/N. Cuando la carga del transpondedor exceda del 90% de la velocidad máxima de transmisión, debe reducirse automáticamente la sensibilidad del receptor a fin de limitar las respuestas del transpondedor, para que no se exceda nunca la velocidad máxima de transmisión admisible. (El margen de reducción de ganancia debería ser por lo menos de 50 dB).*

3.5.4.2.4.2 *DME/P.* Con objeto de evitar una sobrecarga, el respondedor limitará sus respuestas automáticamente, garantizándose así que no se excede la velocidad máxima de transmisión. Si la reducción de sensibilidad del receptor fuera necesaria para satisfacer este requisito, se aplicará al modo IA pero no al modo FA.

3.5.4.2.5 *Ruido.* Cuando se interrogue al receptor a las densidades de potencia especificadas en 3.5.4.2.3.1 para producir una velocidad de transmisión igual al 90% de la máxima, los pares de impulsos generados por el ruido no excederán del 5% de la velocidad de transmisión máxima.
3.5.4.2.6 *Anchura de banda*

3.5.4.2.6.1 La anchura de banda mínima admisible en el receptor será tal que el nivel de sensibilidad del transpondedor no se reduzca en más de 3 dB cuando la variación total del receptor se añade a una variación de frecuencia de la interrogación recibida de ± 100 kHz.

3.5.4.2.6.2 *DME/N.* La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de la especificación

3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.6.3 *DME/P — modo IA.* La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 2 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 10 MHz.

3.5.4.2.6.4 *DME/P — modo FA.* La anchura de banda del receptor será suficiente para permitir el cumplimiento de 3.5.3.1.3 cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 6 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 20 MHz.

3.5.4.2.6.5 Las señales que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y que tengan densidades de potencia hasta los valores especificados en 3.5.4.2.3.3 para el DME/N y en 3.5.4.2.3.4 para el DME/P, no activarán el transpondedor.

Las señales que lleguen a la frecuencia intermedia serán suprimidas por lo menos en 80 dB. Las demás respuestas o señales espurias dentro de la banda de 960 a 1 215 MHz, y las frecuencias imagen se suprimirán por lo menos en 75 dB.

3.5.4.2.7 *Tiempo de restablecimiento.* Dentro de los 8 µs siguientes a la recepción de una señal de entre 0 y 60 dB sobre el nivel mínimo de sensibilidad, dicho nivel del transpondedor para una señal deseada quedará dentro de 3 dB del valor obtenido a falta de señales. Este requisito se satisfará con la inactividad de los circuitos supresores de eco, si los hubiere. Los 8 µs deben medirse entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de las dos señales, ajustándose ambas en su forma a las especificaciones estipuladas en 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.8 *Radiaciones espurias.* La radiación de cualquier parte del receptor o de los circuitos conectados a él satisfará los requisitos estipulados en 3.5.4.1.6.
3.5.4.2.9 *Supresión de CW y de ecos*

La supresión de CW y de ecos debe ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.

Nota.- A este respecto, se entiende por ecos las señales no deseadas originadas por la transmisión por diferentes vías (reflexiones, etc.).

3.5.4.2.10 *Protección contra la interferencia*

La protección contra la interferencia fuera de la banda de frecuencias DME debe ser la adecuada para los emplazamientos en que hayan de usarse los transpondedores.

3.5.4.3 *Decodificación*

3.5.4.3.1 El transpondedor incluirá un circuito decodificador de forma que el transpondedor sólo se pueda activar cuando reciba pares de impulsos que tengan duración y separaciones apropiadas a las señales del interrogador, como se describe en 3.5.5.1.3 y 3.5.5.1.4.

3.5.4.3.2 Las características del circuito decodificador no se verán alteradas por las señales que lleguen antes, entre, o después de los impulsos constituyentes de un par que tenga espaciado correcto.

‡3.5.4.3.3 *DME/N — Rechazo del decodificador.* Un par de impulsos de interrogación con separación de ± 2 µs, o más, del valor nominal y con un nivel de señal de hasta el valor especificado en 3.5.4.2.3.3, será rechazado de modo que la velocidad de transmisión no supere el valor obtenido cuando haya ausencia de interrogaciones.

3.5.4.3.4 *DME/P — Rechazo del decodificador.* Un par de impulsos de interrogación, con separación de ± 2 µs, o más, del valor nominal y con un nivel de señal de hasta el valor especificado en 3.5.4.2.3.4, será rechazado de modo que la velocidad de transmisión no supere el valor obtenido cuando haya ausencia de interrogaciones.

3.5.4.4 *Retardo de tiempo*

3.5.4.4.1 Cuando el DME esté asociado solamente con una instalación VHF, el retardo de tiempo será el intervalo entre el punto a mitad de voltaje del frente interior del segundo impulso constituyente del par de interrogación, y el punto a mitad del voltaje del frente anterior del segundo impulso constituyente de la transmisión de respuesta, y este retardo será de conformidad con la tabla siguiente, cuando se desee que los interrogadores de las aeronaves indiquen la distancia desde el emplazamiento del transpondedor.

.

Sufijo de canal	Modo de funcionamiento	Separación entre pares de impulsos (µs) Interrogación	Separación entre pares de impulsos (µs) Respuesta	Retardo (µs) 1er impulso Temporización	Retardo (µs) 2° impulso Temporización
	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	-
X	DME/P FA M	18	12	56	-
	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	-
Y	DME/P FA M	42	30	62	-
	DME/N	-	-	-	-
	DME/P IA M	24	24	50	-
W	DME/P FA M	30	24	56	-
	DME/N	-	-	-	-
	DME/P IA M	21	15	56	-
Z	DME/P FA M	27	15	62	-

Nota 1.- W y X se multiplexan a la misma frecuencia.

Nota 2.- Z e Y se multiplexan a la misma frecuencia.

3.5.4.4.2 Cuando un DME esté asociado con una instalación de ángulo MLS el retardo de tiempo será el intervalo entre el punto a mitad de voltaje del frente anterior del primer impulso constituyente del par de interrogación, y el punto a mitad de voltaje del frente anterior del primer impulso constituyente de la transmisión de respuesta, y este retardo será de 50 µs para los canales del modo X y de 56 µs para los canales del modo Y, cuando se desee que los interrogadores de las aeronaves indiquen la distancia desde el emplazamiento del transpondedor.

3.5.4.4.2.1 No se permitirá ajustar el retardo en los transpondedores DME/P.

3.5.4.4.3 *Para el DME/N, el retardo del transpondedor debe poderse ajustar a un valor apropiado entre el valor nominal del retardo menos 15 µs y el valor nominal del retardo, para que los interrogadores de las aeronaves puedan indicar la distancia cero a un punto específico que esté alejado del emplazamiento del transpondedor.*

Nota.- Aquellos modos que no permitan disponer del margen completo de 15 µs de ajuste del retardo del transpondedor pueden ajustarse solamente hasta los límites fijados por el retardo del circuito de transpondedor y por el tiempo de restablecimiento.

‡3.5.4.4.3.1 *DME/N.* El retardo será el intervalo entre el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de interrogación y el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de la transmisión de respuesta.

3.5.4.4.3.2 *DME/P — modo IA.* El retardo será el intervalo entre el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de impulsos de interrogación y el punto de tensión media del borde anterior del primer impulso del par de impulsos de respuesta.

3.5.4.4.3.3 *DME/P — modo FA.* El retardo será el intervalo entre el origen virtual del primer impulso del par de impulsos de interrogación y el origen virtual del primer impulso de par de impulsos de respuesta. Los puntos de medición del tiempo de llegada se encontrarán dentro del tiempo de aumento parcial del primer impulso del par de impulsos, en cada caso.

3.5.4.4.4 *DME/N. Los transpondedores deben estar emplazados lo más cerca posible del punto en que se requiere la indicación cero.*

Nota 1.- Es conveniente que el radio de esfera en la superficie de la cual se da la indicación cero sea lo más pequeño posible a fin de mantener al mínimo la zona de ambigüedad.

Nota 2.- En 7.1.6 del Adjunto C, y 5 del Adjunto G, se proporciona un texto de orientación sobre el emplazamiento común del DME y del MLS. En estos textos de orientación se indican en particular las medidas apropiadas que han de adoptarse para impedir que, respecto a la misma pista, se den distintas indicaciones de distancia cero cuando el DME/P esté asociado con el MLS y cuando el DME/N esté asociado con el ILS.

3.5.4.5 *Precisión*

3.5.4.5.1 *DME/N.* El transpondedor no contribuirá con un error mayor de ± 1 μs [150 m (500 ft)] al error total del sistema.

3.5.4.5.1.1 *DME/N. La contribución al error total del sistema debido a la combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas de emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deben ser superior a ± 340 m (0,183 NM) más 1,25% de la distancia medida.*

Nota.- Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.

‡3.5.4.5.1.2 *DME/N.* La combinación de errores del transpondedor, errores de coordenadas del emplazamiento del transpondedor, efectos de propagación y efectos de interferencia de pulsos aleatorios no deberá contribuir con un error superior a ±185 m (0,1 NM) al error total del sistema.

Nota. — Este límite de contribución de errores incluye aquéllos debidos a todas las causas, a excepción del equipo de a bordo y supone que este equipo mide el retardo basándose en el primer pulso constituyente de un par de pulsos.

‡3.5.4.5.2 *DME/N.* El transpondedor asociado a una ayuda para el aterrizaje no contribuirá con un error mayor de ± 0,5 μs [75 m (250 ft)] al error total del sistema.

3.5.4.5.3 *DME/P — modo FA*

3.5.4.5.3.1 *Norma de precisión 1.* El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 10 m (± 33 ft) y un CME de más de ± 8 m (± 26 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.3.2 *Norma de precisión 2.* El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 5 m (± 16 ft) y un CMN de más de ± 5 m (± 16 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.4 *DME/P — modo IA.* El transpondedor no contribuirá con un PFE de más de ± 15 m (± 50 ft) y un CMN de más de ± 10 m (± 33 ft) al error total del sistema.

3.5.4.5.5 *Cuando un DME está asociado con una instalación de ángulo MLS, la exactitud anterior debería incluir el error introducido por la detección del primer impulso debido a las tolerancias de espaciado de los impulsos.*

3.5.4.6 *Rendimiento*

3.5.4.6.1 El rendimiento de respuesta del transpondedor será de por lo menos el 70% en el caso del DME/N y del DME/P (en modo IA) y el 80% en el caso del DME/P (en modo FA) para todos los valores de carga del transpondedor, hasta la carga correspondiente a 3.5.3.5, y para el nivel mínimo de sensibilidad especificado en 3.5.4.2.3.1 y 3.5.4.2.3.5.

Nota.- Cuando se considere el valor de eficacia de respuesta del transpondedor, ha de tenerse en cuenta el tiempo muerto del DME y la carga correspondiente a la función monitora.

3.5.4.6.2 *Tiempo muerto del transpondedor.* El receptor del transpondedor quedará inactivo durante un período que normalmente no exceda de 60 µs después de la decodificación de una interrogación válida. En casos extremos cuando el emplazamiento geográfico del transpondedor sea tal que haya problemas de reflexión indeseables, pudiera aumentarse el tiempo muerto pero solamente lo mínimo necesario para permitir la supresión de ecos del DME/N y del DME/P en el modo IA.

3.5.4.6.2.1 En el DME/P el tiempo muerto del modo IA no suprimirá el canal de modo FA y viceversa.
3.5.4.7 *Supervisión y control*

3.5.4.7.1 Se proporcionarán medios en cada emplazamiento del transpondedor para supervisar y controlar automáticamente el transpondedor en uso.

3.5.4.7.2 *Supervisión del DME/N*

3.5.4.7.2.1 Si se presenta alguna de las condiciones especificadas en 3.5.4.7.2.2, el equipo monitor hará lo siguiente:

a) dará una indicación apropiada en un punto de control;
b) el transpondedor en servicio dejará automáticamente de funcionar; y
c) el transpondedor auxiliar, si se dispone del mismo, se pondrá automáticamente en funcionamiento.

3.5.4.7.2.2 El equipo monitor funcionará en la forma especificada en 3.5.4.7.2.1, si:

a) el retardo del transpondedor difiere del valor asignado en 1 µs [150 m (500 ft)] o más;
‡b) en el caso de un DME/N asociado con una ayuda para el aterrizaje, el retardo del transpondedor difiere del valor asignado en 0,5 µs [75 m (250 ft)] o más.

3.5.4.7.2.3 *El equipo monitor debe funcionar en la forma especificada en 3.5.4.7.2.1, si la separación entre el primer y el segundo impulsos del par de impulsos del transpondedor difiere del valor nominal especificado en la tabla que figura a continuación de 3.5.4.4.1, en 1 µs o más.*

3.5.4.7.2.4 *El equipo monitor debe dar también una indicación apropiada en el punto de control si surge alguna de las condiciones siguientes:*

a) una disminución de 3 dB o más en la potencia de salida transmitida por el transpondedor;
b) una disminución de 6 dB o más en el nivel mínimo de sensibilidad del transpondedor (siempre que esto no se deba a acción de los circuitos de reducción automática de ganancia del receptor);
c) la separación entre el primer y segundo impulsos del par de impulsos de respuesta del transpondedor difiere del valor normal especificado en 3.5.4.1.4 en 1 µs o más;
d) variación de las frecuencias del transmisor y receptor del transpondedor fuera del margen de control de los circuitos de referencia (cuando las frecuencias de operación no se controlan directamente por cristal).

3.5.4.7.2.5 Se proporcionarán medios a fin de que las condiciones y funcionamiento defectuoso enumerados en 3.5.4.7.2.2, 3.5.4.7.2.3 y 3.5.4.7.2.4 que son objeto de supervisión, puedan persistir por un período determinado antes de que actúe el equipo monitor. Este período será lo más reducido posible, pero no excederá de 10 s, compatible con la necesidad de evitar interrupciones, debidas a efectos transitorios, del servicio suministrado por el transpondedor.

3.5.4.7.2.6 No se activará el transpondedor más de 120 veces por segundo, ya sea para fines de supervisión o de control automático de frecuencia, o de ambos.

3.5.4.7.3 *Supervisión del DME/P*

3.5.4.7.3.1 El sistema monitor hará que cese la radiación del transpondedor y proporcionará una advertencia en un punto de control si alguna de las condiciones siguientes persiste durante un período mayor que el especificado:

a) existe un cambio del PFE del transpondedor que excede los límites especificados en 3.5.4.5.3 ó 3.5.4.5.4 en más de un segundo. Si se excede el límite del modo FA pero se

mantiene el límite del modo IA, este último modo puede permanecer en funcionamiento;
b) existe una reducción de la PIRE a un valor inferior del necesario para satisfacer los requisitos especificados en 3.5.4.1.5.3, durante un período de más de un segundo;
c) existe una reducción de 3 dB, o más, en la sensibilidad del transpondedor necesaria para satisfacer los requisitos especificados en 3.5.4.2.3, durante un período de más de 5 s en el modo FA y de más de 10 s en el modo IA (siempre que esto no se deba a la reacción de los circuitos de reducción automática de la sensibilidad del receptor);
d) la separación entre el primer y segundo impulsos del par de impulsos de respuesta del transpondedor difiere del valor especificado en la tabla que figura en 3.5.4.4.1 en 0,25 µs, o más, durante un período de más de un segundo.

3.5.4.7.3.2 *El dispositivo monitor debe dar una indicación adecuada en un punto de control si, durante más de un segundo, el tiempo de aumento parcial del impulso de respuesta aumentara a más de 0,3* µ*s o disminuyera a menos de 0,2 µs.*

3.5.4.7.3.3 El período durante el cual se radia una información de guía errónea no excederá de los valores especificados en 3.5.4.7.3.1. Durante este período se llevarán a cabo los intentos de corregir el error poniendo a cero el equipo terrestre principal o conmutando al equipo terrestre de reserva, si existe éste. Si el error no se corrige dentro del tiempo permitido, cesará la radiación. Después de la interrupción anterior, no se intentará restaurar el servicio hasta haber transcurrido un período de 20 s.

3.5.4.7.3.4 No se activará al transpondedor más de 120 veces por segundo para fines de supervisión en el modo IA ni más de 150 veces por segundo para fines de supervisión en el modo FA.

3.5.4.7.3.5 *Falla del equipo monitor del DME/N y del DME/P.* Las fallas de cualquier componente del equipo monitor producirán, automáticamente, los mismos resultados que se obtendrían del mal funcionamiento del elemento objeto de supervisión.

3.5.5 Características técnicas del interrogador

Nota.- Los incisos siguientes especifican únicamente los parámetros del interrogador que se deben definir para lograr que éste:

a) no impida la operación efectiva del sistema DME, por ejemplo, aumentando anormalmente la carga del transpondedor; y
b) pueda dar lecturas precisas de distancia.

3.5.5.1 *Transmisor*

3.5.5.1.1 *Frecuencia de operación.* El interrogador transmitirá en la frecuencia de la interrogación apropiada al canal DME asignado (véase 3.5.3.3.3).

Nota.- Esta especificación no excluye el uso de interrogadores de a bordo que tengan menos del número total de canales de operación.

3.5.5.1.2 *Estabilidad de frecuencia.* La radiofrecuencia de operación no variará en más de ± 100 kHz del valor asignado.

3.5.5.1.3 *Forma y espectro del impulso.* Se aplicará lo siguiente a todos los impulsos radiados:

a) Tiempo de aumento del impulso:
1) *DME/N.* El tiempo de aumento del impulso no excederá de 3 µs.
2) *DME/P.* El tiempo de aumento de impulso no excederá de 1,6 µs.
Para el modo FA, el impulso tendrá un tiempo de aumento parcial de 0,25 ± 0,05 µs. Con respecto al modo FA y a la norma de
3) precisión 1, la pendiente del impulso en el tiempo de aumento parcial no variará en más de ± 20%. Para la norma de precisión 2, la pendiente no variará en más de ± 10%.
4) DME/P. El tiempo de aumento del impulso no debe exceder de 1,2 µs.

b) La duración del impulso será de 3,5 µs ± 0,5 µs.
c) El tiempo de disminución del impulso será nominalmente de 2,5 µs, pero no excederá de 3,5 µs.
d) La amplitud instantánea del impulso entre el punto del borde anterior que tiene 95% de la amplitud máxima y el punto del borde posterior que tiene el 95% de la amplitud máxima, no tendrá en ningún momento un valor inferior al 95% de la amplitud máxima de tensión del impulso.
e) El espectro de la señal modulada por impulso será tal que, por lo menos, el 90% de la energía de cada impulso estará en la banda de 0,5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal.
f) Para aplicar correctamente las técnicas de fijación de umbrales, la magnitud instantánea de las señales transitorias que acompañen la activación del impulso y que ocurren antes del origen virtual, serán inferiores al 1% de la amplitud máxima del impulso. El proceso de activación no se iniciará durante el microsegundo anterior al origen virtual.

Nota 1.- El límite inferior del tiempo de aumento del impulso [véase 3.5.5.1.3 a)] y del tiempo de disminución [véase 3.5.5.1.3 c)], se rigen por los requisitos de espectro en 3.5.5.1.3 e).

Nota 2.- Aun cuando el inciso e) de 3.5.5.1.3 requiera un espectro prácticamente obtenible, es conveniente hacer lo posible por conseguir las siguientes características de control del espectro: el espectro de la señal modulada por impulso es tal que la potencia contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en frecuencias superiores en 0,8 MHz e inferiores en 0,8 MHz respecto a la frecuencia nominal del canal es en cada caso por lo menos de 23 dB por debajo de la potencia contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal. La potencia contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en frecuencias de 2 MHz más o 2 MHz menos que la frecuencia nominal del canal, es en cada caso por lo menos de 38 dB por debajo de la potencia contenida en una banda de 0,5 MHz centrada en la frecuencia nominal del canal. Todo lóbulo adicional del espectro es de menor amplitud que el lóbulo adyacente más cercano a la frecuencia nominal del canal.

3.5.5.1.4 *Separación entre impulsos*

3.5.5.1.4.1 La separación entre los impulsos constituyentes de pares de impulsos transmitidos será la indicada en la tabla que figura en 3.5.4.4.1.

3.5.5.1.4.2 *DME/N.* La tolerancia de la separación entre impulsos será de ± 0,5 µs.

3.5.5.1.4.3 *DME/N. La tolerancia de la separación entre impulsos debe ser de ± 0,25* µs.

3.5.5.1.4.4 *DME/P.* La tolerancia de la separación entre impulsos será de ± 0,25 µs.

3.5.5.1.4.5 La separación entre impulsos se medirá entre los puntos de tensión media de los bordes anteriores de los impulsos.

3.5.5.1.5 *Frecuencia de repetición de los impulsos*

3.5.5.1.5.1 La frecuencia de repetición de los impulsos será la especificada en 3.5.3.4.

3.5.5.1.5.2 La variación en tiempo entre pares sucesivos de impulsos de interrogación será suficiente para impedir los acoplamientos falsos.

3.5.5.1.5.3 *DME/P.* A los efectos de lograr la precisión de sistema especificada en 3.5.3.1.4, la variación en el tiempo entre pares sucesivos de impulsos de interrogación será suficientemente aleatoria como para impedir la correlación de los errores por trayectos múltiples de alta frecuencia.

Nota.- En el Adjunto C, 7.3.7, se da orientación sobre los efectos de los trayectos múltiples del DME/P.

3.5.5.1.6 *Radiación espuria.* Durante los intervalos entre la transmisión de cada uno de los impulsos, la potencia espuria del impulso recibida y medida en un receptor que tenga las mismas características que el receptor del transpondedor DME, pero sintonizado a cualquier frecuencia de interrogación o respuesta DME, será mayor de 50 dB por debajo de la potencia de cresta del impulso recibida y medida en el mismo receptor sintonizado a la frecuencia de interrogación en uso durante la transmisión de los impulsos requeridos. Esta disposición se aplicará a todas las transmisiones espurias del impulso. La potencia CW espuria radiada del interrogador en cualquier frecuencia DME de interrogación o respuesta no excederá de 20 µw (−47 dBW).

Nota.- Aunque la radiación espuria CW entre impulsos se limita a los niveles que no exceden de −47 dBW, se advierte a los Estados que donde se emplean interrogadores DME y transpondedores de radar secundario de vigilancia en la misma aeronave, puede ser necesario proveer protección al SSR de a bordo en la banda de 1 015 a 1 045 MHz. Esta protección puede proporcionarse limitando la CW conducida y radiada a un nivel del orden de −77 dBW. Cuando este nivel no se pueda lograr, el grado requerido de protección puede suministrarse al proyectar el emplazamiento relativo de las antenas del SSR y DME de la aeronave. Cabe anotar que solamente unas pocas de estas frecuencias se utilizan en la planificación de pares de frecuencias VHF y DME.

3.5.5.1.7 *La potencia espuria del impulso recibida y medida según las condiciones establecidas en 3.5.5.1.6 debe ser 80 dB por debajo de la potencia de cresta requerida recibida del impulso.*

Nota.- Referencia 3.5.5.1.6 y 3.5.5.1.7 — si bien se recomienda la limitación de la radiación espuria CW entre impulsos a niveles que no excedan de 80 dB por debajo de la potencia de cresta recibida del impulso, los Estados deben tener cuidado cuando los usuarios empleen transpondedores radar secundarios de vigilancia en la misma aeronave, de que quizá sea necesario limitar la CW directa y radiada a no más de 0,02 µW en la banda de frecuencia de 1 015 a 1 045 MHz. Debe notarse que sólo pocas de estas frecuencias se utilizan en el plan de pares VHF/DME.

3.5.5.1.8 *DME/P.* La PIRE de cresta no será inferior a la requerida para asegurar las densidades de potencia señaladas en 3.5.4.2.3.1 en todas las condiciones meteorológicas de operación.

3.5.5.2 *Retardo*

3.5.5.2.1 El retardo estará de acuerdo con los valores indicados en la tabla que figura en 3.5.4.4.1.

3.5.5.2.2 *DME/N.* El retardo será el intervalo comprendido entre el punto de tensión media del borde anterior del segundo impulso constituyente de interrogación y el momento en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

‡3.5.5.2.3 *DME/N.* El retardo será el intervalo comprendido entre el tiempo del punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que

los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.5.5.2.4 *DME/P — modo IA.* El retardo será el intervalo comprendido entre el tiempo del punto de tensión media del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero.

3.5.5.2.5 *DME/P — modo FA.* El retardo será el intervalo comprendido entre el origen virtual del borde anterior del primer impulso de interrogación y el tiempo en que los circuitos de distancia lleguen a la condición correspondiente a la indicación de distancia cero. El tiempo de llegada se medirá dentro del tiempo de aumento parcial del impulso.

3.5.5.3 *Receptor*

3.5.5.3.1 *Frecuencia de operación.* La frecuencia central del receptor será la frecuencia del transpondedor apropiada al canal DME en operación asignado (véase 3.5.3.3.3).

3.5.5.3.2 *Sensibilidad del receptor*

‡3.5.5.3.2.1 *DME/N.* La sensibilidad del equipo de a bordo será suficiente para adquirir y proporcionar información de distancia con la precisión especificada en 3.5.5.4, para la densidad de potencia de señal especificada en 3.5.4.1.5.2.

Nota.- Si bien la norma de 3.5.5.3.2.1 se refiere a los interrogadores DME/N, la sensibilidad del receptor es mejor de la necesaria para operar con la densidad de potencia de los transpondedores DME/N indicada en 3.5.4.1.5.1, a fin de garantizar el interfuncionamiento con el modo IA de los transpondedores DME/P.

3.5.5.3.2.2 *DME/P.* La densidad del equipo de a bordo será suficiente para adquirir y proporcionar información de distancia con la precisión especificada en 3.5.5.4.2 y 3.5.5.4.3, para las densidades de potencia de señal especificadas en 3.5.4.1.5.3.

‡3.5.5.3.2.3 *DME/N.* El rendimiento del interrogador deberá mantenerse cuando la densidad de potencia de la señal del transpondedor en la antena del interrogador esté comprendida entre los valores mínimos indicados en 3.5.4.1.5 y un valor máximo de −18 dBW/ m^2.

3.5.5.3.2.4 *DME/P.* El rendimiento del interrogador deberá mantenerse cuando la densidad de potencia de la señal del transpondedor en la antena del interrogador esté comprendida entre los valores mínimos indicados en 3.5.4.1.5 y un valor máximo de −18 dBW/ m^2.

3.5.5.3.3 *Anchura de banda*

3.5.5.3.3.1 *DME/N.* La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.4.1.3.

3.5.5.3.3.2 *DME/P — modo IA.* La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.4.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 2 MHz y la anchura de banda de 60 dB no excederá de 10 MHz.

3.5.5.3.3.3 *DME/P — modo FA.* La anchura de banda del receptor será suficiente para que se cumpla con la especificación de 3.5.3.1.3, cuando las señales de entrada sean las especificadas en 3.5.5.1.3. La anchura de banda de 12 dB no excederá de 6 MHz y la anchura de 60 dB no excederá de 20 MHz.

3.5.5.3.4 *Rechazo de interferencia*

3.5.5.3.4.1 Cuando la relación entre las señales deseadas y no deseadas DME de canal común es de 8 dB, por lo menos, en los terminales de entrada del receptor de a bordo, el interrogador deberá presentar información de distancia y proporcionar sin ambigüedad identificación de la señal más fuerte.

Nota.- La expresión "canal común" se refiere a aquellas señales de respuesta que utilizan la misma frecuencia y la misma separación entre pares de impulsos.

‡3.5.5.3.4.2 *DME/N.* Se rechazarán aquellas señales DME que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y con amplitudes de hasta 42 dB por encima del umbral de sensibilidad.

3.5.5.3.4.3 *DME/P.* Se rechazarán aquellas señales DME que difieran en más de 900 kHz de la frecuencia nominal del canal deseado y con amplitudes de hasta 42 dB por encima del umbral de sensibilidad.

3.5.5.3.5 *Decodificación*

3.5.5.3.5.1 El interrogador comprenderá un circuito decodificador de modo que el receptor pueda ser accionado solamente por pares de impulsos recibidos con una duración de impulsos y una separación entre impulsos adecuada a las señales del transpondedor que se describen en 3.5.4.1.4.

‡3.5.5.3.5.2 *DME/N — Rechazo del decodificador.* Se rechazará todo par de impulsos de respuesta con una separación de ± 2 µs, o más, con respecto al valor nominal y con cualquier nivel de señal de hasta 42 dB por encima de la sensibilidad del receptor.

3.5.5.3.5.3 *DME/P — Rechazo del decodificador.* Se rechazará todo par de impulsos de respuesta con una separación de ± 2 µs, o más, con respecto al valor nominal, y con cualquier nivel de señal de hasta 42 dB por encima de la sensibilidad del receptor.

3.5.5.4 *Precisión*

‡3.5.5.4.1 *DME/N.* El interrogador no contribuirá con un error superior a ± 315 m (± 0,17 NM) o 0,25% del alcance indicado, lo que sea mayor, al error total del sistema.

3.5.5.4.2 *DME/P — modo IA.* El interrogador no contribuirá con un error de más de ± 30 m (± 100 ft) al PFE total del sistema y con un error de más de ± 15 m (± 50 ft) al CMN total del sistema.

3.5.5.4.3 *DME/P — modo FA*

3.5.5.4.3.1 *Norma de precisión 1.* El interrogador no contribuirá con un error de más de ± 15 m (± 50 ft) al PFE total del sistema y con un error de más de ± 10 m (± 33 ft) al CMN total del sistema.

3.5.5.4.3.2 *Norma de precisión 2.* El interrogador no contribuirá con un error de más de ± 7 m (± 23 ft) el PFE total del sistema y con un error de más de ± 7 m (± 23 ft) al CMN total del sistema.

Nota.- En el Adjunto C, 7.3.4, se proporciona texto de orientación relativo a los filtros que contribuyen a lograr la precisión señalada anteriormente.

3.5.5.4.4 *DME/P.* El interrogador logrará la precisión especificada en 3.5.3.1.4 con una eficacia de sistema del 50% o más.

Nota.- En el Adjunto C, 7.1.1, se proporciona texto de orientación relativo a la eficacia del sistema.

69.1.9. Especificación para las radiobalizas VHF en ruta (75 MHz)

3.6.1 Equipo

3.6.1.1 *Frecuencias.* Las emisiones de las radiobalizas VHF en ruta se harán en una radiofrecuencia de 75 MHz ± 0,005%.

3.6.1.2 *Características de las emisiones*

3.6.1.2.1 Las radiobalizas radiarán una portadora ininterrumpida modulada a una profundidad no inferior al 95% ni superior al 100%. El contenido total de armónicas de la modulación no excederá del 15%.

3.6.1.2.2 La frecuencia del tono de modulación será de 3 000 Hz ± 75 Hz.

3.6.1.2.3 La radiación se polarizará horizontalmente.

3.6.1.2.4 *Identificación.* Si es necesaria la identificación en clave en una radiobaliza, el tono de modulación se manipulará de modo que transmita rayas o puntos, o ambos, en un orden adecuado. La forma en que se haga la manipulación será tal que proporcione duraciones de los puntos y de las rayas, así como de los intervalos de espaciado, correspondientes a una velocidad de transmisión de 6 a 10 palabras por minuto aproximadamente. No se interrumpirá la portadora durante la identificación.

3.6.1.2.5 *Zona de servicio y diagrama de radiación*

Nota.- La zona de servicio y el diagrama de radiación de las radiobalizas se establecerán generalmente por los Estados contratantes, a base de los requisitos de operación teniendo en cuenta las recomendaciones de las conferencias regionales. El diagrama de radiación más conveniente sería el que:

a) en el caso de radiobalizas de abanico, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un paralelepípedo rectangular simétrico respecto a la línea vertical que pase por la radiobaliza, y cuyos ejes mayor y menor estén situados de acuerdo con la trayectoria de vuelo servida;
b) en el caso de radiobalizas Z, haga funcionar la lámpara solamente cuando la aeronave esté dentro de un cilindro cuyo eje sea la línea vertical que pase por la radiobaliza. En la práctica no es posible obtener estos diagramas y es necesario utilizar un diagrama intermedio. En el Adjunto C, se describen, como guía, los sistemas de antena de uso corriente que han demostrado ser satisfactorios en general. Tales diseños y cualquier otro nuevo que proporcione un diagrama de radiación que se aproxime mucho al más conveniente, antes descrito, satisfará normalmente los requisitos de operación.

3.6.1.2.6 *Determinación de la cobertura.* Los límites de cobertura de las radiobalizas se determinarán basándose en la intensidad de campo especificada en 3.1.7.3.2.

3.6.1.2.7 *Diagrama de radiación.*

Normalmente el diagrama de radiación de una radiobaliza debe ser tal que el eje polar sea vertical y la intensidad de campo en el diagrama sea simétrica respecto al eje polar en el plano o planos que contengan las trayectorias de vuelo para las que ha de usarse la radiobaliza.

Nota.- Las dificultades de emplazamiento de ciertas radiobalizas pueden obligar a aceptar ejes polares que no sean verticales.

3.6.1.3 *Equipo monitor.*

Para cada radiobaliza debe instalarse un equipo apropiado de control que indique en un lugar adecuado:

a) toda disminución de potencia de la portadora radiada de más del 50% del valor normal;
b) toda disminución de profundidad de modulación por debajo del 70%;
c) toda falla de manipulación.

69.1.7 Requisitos para el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS)

3.7.1 Definiciones

Alerta. Indicación proporcionada a otros sistemas de aeronave o anuncio al piloto de que un parámetro de funcionamiento de un sistema de navegación está fuera de los márgenes de tolerancia.
Canal de exactitud normal (CSA). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del GLONASS.
Constelaciones principales de satélites. Las constelaciones principales de satélites son el GPS y el GLONASS.
Error de posición del GNSS. Diferencia entre la posición verdadera y la posición determinada mediante el receptor del GNSS.
Integridad. Medida de la confianza que puede tenerse en la exactitud de la información proporcionada por la totalidad del sistema. En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alertas).
Límite de alerta. Margen de tolerancia de error que no debe excederse en la medición de determinado parámetro sin que se expida una alerta.
Servicio de determinación de la posición normalizado (SPS). Nivel especificado de la exactitud en cuanto a la posición, velocidad y tiempo de que dispone continuamente en todo el mundo cualquier usuario del sistema mundial de determinación de la posición (GPS).
Seudodistancia. Diferencia entre la hora de transmisión por un satélite y la de recepción por un receptor GNSS multiplicada por la velocidad de la luz en el vacío, incluido el sesgo debido a la diferencia entre la referencia de tiempo del receptor GNSS y del satélite.
Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS). Sistema de aumentación por el que la información obtenida a partir de otros elementos del GNSS se añade o integra a la información disponible a bordo de la aeronave.
Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS). Sistema de aumentación de amplia cobertura por el cual el usuario recibe información de aumentación transmitida por satélite.
Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS). Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor de base terrestre.
Sistema mundial de determinación de la posición (GPS). Sistema de navegación por satélite explotado por los Estados Unidos.
Sistema mundial de navegación por satélite (GNSS). Sistema mundial de determinación de la posición y la hora, que incluye una o más constelaciones de satélites, receptores de aeronave y vigilancia de la integridad del sistema con el aumento necesario en apoyo de la performance de navegación requerida en la operación prevista.
Sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS). Sistema de navegación por satélite explotado por la Federación de Rusia.
Sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS). Sistema de aumentación por el cual el usuario recibe la información para aumentación directamente de un transmisor que forma parte de un grupo de transmisores de base terrestre que cubren una región.
Tiempo hasta alerta. Tiempo máximo admisible que transcurre desde que el sistema de navegación empieza a estar fuera de su margen de tolerancia hasta que se anuncia la alerta por parte del equipo.

3.7.2 Generalidades

3.7.2.1 *Funciones*

3.7.2.1.1 El GNSS proporcionará a la aeronave datos sobre posición y hora.
Nota.- Estos datos se obtienen a partir de mediciones de seudodistancias entre una aeronave equipada con un receptor GNSS y diversas fuentes de señales a bordo de satélites o en tierra.

3.7.2.2 *Elementos del GNSS*

3.7.2.2.1 Se proporcionará el servicio de navegación del GNSS mediante diversas combinaciones de los siguientes elementos instalados en tierra, a bordo de satélites o a bordo de la aeronave:

a) el sistema mundial de determinación de la posición (GPS) que proporciona el servicio de determinación de la posición normalizado (SPS) definido en 3.7.3.1;
b) el sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) que proporciona la señal de navegación de canal de exactitud normal (CSA) definido en 3.7.3.2;
c) el sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS) definido en 3.7.3.3;
d) el sistema de aumentación basado en satélites (SBAS) definido en 3.7.3.4;
e) el sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) definido en 3.7.3.5;
f) el sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS) definido en 3.7.3.5; y
g) el receptor GNSS de aeronave definido en 3.7.3.6.

3.7.2.3 Referencia de espacio y horaria

3.7.2.3.1 Referencia de espacio. Se expresará la información sobre posición proporcionada al usuario mediante el GNSS en función de la referencia geodésica del Sistema geodésico mundial — 1984 (WGS-84).

Nota 1.- Los SARPS relativos al WGS-84 figuran en el Anexo 4, Capítulo 2; el Anexo 11, Capítulo 2; el Anexo 14, Volúmenes I y II, Capítulo 1; y el Anexo 15, Capítulo 1.

Nota 2.- Si se emplean elementos del GNSS que no utilizan coordenadas WGS-84, habrán de aplicarse parámetros adecuados de conversión.

3.7.2.3.2 Referencia horaria. Se expresarán los datos de la hora proporcionados al usuario mediante el GNSS en una escala de tiempo en la que se tome como referencia el tiempo universal coordinado (UTC).

3.7.2.4 Actuación de la señal en el espacio

3.7.2.4.1 La combinación de elementos GNSS y de un receptor de usuario GNSS sin falla satisfará los requisitos de señal en el espacio definidos en la Tabla 3.7.2.4-1 (al final de la sección 3.7).

Nota 1.- El concepto de receptor de usuario sin falla se aplica solamente como medio para determinar la actuación de combinaciones de diversos elementos del GNSS. Se supone que el receptor sin falla tiene la exactitud y actuación de tiempo hasta alerta nominales. Se supone que tal receptor no tiene fallas que influyen en la actuación en materia de integridad, disponibilidad y continuidad.

Nota 2.- Para el servicio de aproximación GBAS (como se define en el Adjunto D, 7.1.2.1) diseñado para presar apoyo a las operaciones de aproximación y aterrizaje con mínimos de Categoría III, se definen requisitos de actuación que se aplican además de los requisitos de actuación de la señal en el espacio definidos en la Tabla 3.7.2.4-1

3.7.3 Especificaciones de los elementos del GNSS

3.7.3.1 Servicio de determinación de la posición normalizado GPS (SPS) (L1)

3.7.3.1.1 Exactitud de los segmentos espacial y de control
Nota. - En las normas de exactitud que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describen en el Adjunto D, 4.1.2. Se aplican según las condiciones especificadas en el Apéndice B, 3.1.3.1.1.

3.7.3.1.1.1 Exactitud de la posición. Los errores de posición del SPS del GPS no excederán de los límites siguientes:

	Promedio mundial 95% del tiempo	Peor emplazamiento 95% del tiempo
Error de posición horizontal	9 m (30 ft	17 m (56 ft)
Error de posición vertical	15 m (49 ft	37 m (121 ft)

3.7.3.1.1.2 *Exactitud en cuanto a transferencia de tiempo.* Los errores de transferencia de tiempo SPS del GPS no excederán de 40 nanosegundos el 95% del tiempo.

3.7.3.1.1.3 *Exactitud en cuanto a dominio de distancia.* El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes:

a) error de distancia de cualquier satélite — 30 m (100 ft) con la fiabilidad especificada en 3.7.3.1.3;
b) error de cambio de distancia de percentil 95 de cualquier satélite — 0,006 m (0,002 ft) por segundo (promedio mundial);
c) error de aceleración en distancia de percentil 95 de cualquier satélite — 0,002 m (0,006 ft)/s2; (promedio mundial); y
d) error telemétrico de percentil 95 de cualquier satélite respecto a todas las diferencias cronológicas entre la hora de generación de datos y la de su uso — 7,8 m (26 ft) (promedio mundial).

3.7.3.1.2 *Disponibilidad.* La disponibilidad del SPS del GPS será la siguiente:

≥ 99% de disponibilidad del servicio horizontal, emplazamiento promedio (17 m, umbral del 95%)
≥ 99% de la disponibilidad del servicio vertical, emplazamiento promedio (37 m, umbral del 95%)
≥ 90% de disponibilidad del servicio horizontal, peor emplazamiento (17 m, umbral del 95%)
≥ 90% de disponibilidad del servicio vertical, peor emplazamiento (37 m, umbral del 95%)
3.7.3.1.3 *Fiabilidad.* La fiabilidad del SPS del GPS estará dentro de los límites siguientes:

a) fiabilidad — por lo menos del 99,94% (promedio mundial); y
b) fiabilidad — por lo menos del 99,79% (peor promedio en un punto).

3.7.3.1.4 *Probabilidad de falla importante del servicio.* La probabilidad de que el error telemétrico del usuario (URE) de cualquier satélite sea superior a 4,42 veces el límite superior en la radiodifusión de exactitud telemétrica del usuario (URA) por dicho satélite sin que se reciba una alerta en la antena de recepción dentro de un plazo de 10 segundos no será superior a 1×10-5 por hora.

*Nota.- Las diversas indicaciones de alerta se describen en el documento "*Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" *del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4a edición, septiembre de 2008, Sección 2.3.4.*

3.7.3.1.5 *Continuidad*. La probabilidad de perder la disponibilidad de la señal en el espacio (SIS) (SPS) del GPS de un intervalo de la constelación de 24 intervalos nominales debido a una interrupción no programada no será superior a 2×10-4 por hora.

3.7.3.1.6 *Cobertura.* El SPS del GPS abarcará la superficie de la tierra hasta una altitud de 3 000 km.

Nota.- En el Adjunto D, 4.1, figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad y cobertura del GPS.

3.7.3.1.7 *Características de las radiofrecuencias (RF)*

Nota.- En el Apéndice B, 3.1.1.1 se especifican las características RF detalladas.

3.7.3.1.7.1 *Frecuencia portadora.* Cada satélite GPS radiodifundirá una señal SPS a una frecuencia portadora de 1 575,42 MHz (GPS L1) utilizándose el acceso múltiple por división de códigos (CDMA).

Nota.- Se añadirá una nueva frecuencia civil a los satélites GPS y será ofrecida por los Estados Unidos para aplicaciones críticas relativas a la seguridad de la vida. Los SARPS relativos a dicha señal pudieran prepararse en fecha posterior.

3.7.3.1.7.2 *Espectro de señal.* La potencia de señal del SPS del GPS estará dentro de una banda de ± 12 MHz (1 563,42 −1 587,42 MHz) con centro en la frecuencia L1.

3.7.3.1.7.3 *Polarización.* La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira (en el sentido de las agujas del reloj).

3.7.3.1.7.4 *Nivel de potencia de la señal.* Cada satélite GPS radiodifundirá señales de navegación SPS con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de –158,5 dBW a –153 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.1.7.5 *Modulación.* La señal L1 SPS será modulada por desplazamiento de fase bipolar (BPSK) con un ruido seudoaleatorio (PRN) de código bruto/adquisición (C/A) de 1 023 MHz. Se repetirá la secuencia de código C/A cada milisegundo. La secuencia de códigos PRN transmitida será la adición Módulo 2 de un mensaje de navegación de 50 bits por segundo y de un código C/A.

3.7.3.1.8 *Hora GPS.* La hora GPS se dará por referencia a UTC (como lo mantiene el Observatorio naval de los Estados Unidos).

3.7.3.1.9 *Sistema de coordenadas.* El sistema de coordenadas GPS será el WGS-84.
3.7.3.1.10 *Información para la navegación.* Los datos de navegación transmitidos por los satélites comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

a) hora de transmisión del satélite;
b) posición del satélite;
c) funcionalidad del satélite;
d) corrección del reloj de satélite;
e) efectos de retardo de propagación;
f) transferencia de tiempo a UTC; y
g) estado de la constelación.

Nota.- La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.1.1.2 y 3.1.1.3, respectivamente.

3.7.3.2 *Canal de exactitud normal (CSA) (L1) del GLONASS*

Nota.- En esta sección, el término GLONASS se refiere a todos los satélites en la constelación. Las normas relacionadas exclusivamente con los satélites GLONASS-M se califican en la forma correspondiente.

3.7.3.2.1 *Exactitud de los segmentos espacial y de control*

Nota.- En las normas de exactitud que siguen no se incluyen los errores atmosféricos o del receptor según se describe en el Adjunto D, 4.2.2.

3.7.3.2.1.1 *Exactitud de la posición.* Los errores de posición del canal CSA del GLONASS no excederán los límites siguientes:

	Promedio mundial 95% del tiempo	Peor emplazamiento 95% del tiempo
Error de posición horizontal	5 m (17 ft)	12 m (40 ft)
Error de posición vertical	9 m (29 ft)	25 m (97 ft)

3.7.3.2.1.2 *Exactitud de transferencia de tiempo.* Los errores de transferencia de tiempo del CSA del GLONASS no excederán de 700 nanosegundos el 95% del tiempo.

3.7.3.2.1.3 *Exactitud en cuanto a dominio de distancia.* El error de dominio de distancia no excederá de los límites siguientes:

a) error de distancia de cualquier satélite — 18 m (59,7 ft);
b) error de cambio de distancia de cualquier satélite — 0,02 m (0,07 ft) por segundo;
c) error de aceleración en distancia de cualquier satélite — 0,007 m (0,023 ft)/s2; y
d) media cuadrática del error telemétrico de todos los satélites — 6 m (19,9 ft).

3.7.3.2.2 *Disponibilidad.* La disponibilidad del CSA del GLONASS será como sigue:

a) ≥ 99% de disponibilidad del servicio horizontal, emplazamiento promedio (12 m, umbral del 95%);
b) ≥ 99% de disponibilidad del servicio vertical, emplazamiento promedio (25 m, umbral del 95%);
c) ≥ 90% de disponibilidad del servicio horizontal, peor emplazamiento (12 m, umbral del 95%); y
d) ≥ 90% de disponibilidad del servicio vertical, peor emplazamiento (25 m, umbral del 95%).

3.7.3.2.3 *Fiabilidad.* La fiabilidad del CSA del GLONASS estará dentro de los límites siguientes:

a) frecuencia de una falla importante del servicio — no superior a tres al año para la constelación (promedio mundial); y
b) fiabilidad — por lo menos del 99,7% (promedio mundial).

3.7.3.2.4 *Cobertura.* El CSA del GLONASS cubrirá la superficie de la tierra hasta una altitud de 2 000 km.

Nota.- En el Adjunto D, 4.2, figuran textos de orientación sobre exactitud, disponibilidad, fiabilidad y cobertura del GLONASS.

3.7.3.2.5 *Características RF*

3.7.3.2.5.1 *Frecuencia portadora.* Cada satélite del GLONASS radiodifundirá la señal de navegación del CSA a su propia frecuencia portadora en la banda de frecuencias L1 (1,6 GHz) utilizándose el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).
Nota 1.- Los satélites GLONASS pueden tener la misma frecuencia portadora pero en tal caso están situados en intervalos de polos opuestos del mismo plano orbital.

Nota 2.- Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código de distancia adicional a las frecuencias portadoras en la banda de frecuencias L2 (1,2 GHz) utilizando el acceso múltiple por división de frecuencias (FDMA).

3.7.3.2.5.2 *Espectro de señal.* La potencia de señal CSA del GLONASS estará dentro de la banda de ± 5,75 MHz con centro en cada frecuencia portadora del GLONASS.

3.7.3.2.5.3 *Polarización.* La señal RF transmitida será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.2.5.4 *Nivel de potencia de señal.* Cada satélite del GLONASS radiodifundirá señales de navegación CSA con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca de tierra desde los que se observe el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena polarizada linealmente de 3 dBi esté dentro de la gama de −161 dBW a −155,2 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

Nota 1.- El límite de potencia de 155,2 dBW se basa en las características predeterminadas de una antena de usuario, pérdidas atmosféricas de 0,5 dB y un error de posición angular del satélite que no exceda de 1º (en la dirección que lleva a un aumento del nivel de la señal).

Nota 2.- Los satélites GLONASS-M radiodifundirán un código telemétrico en L2 con potencia suficiente para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los que se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena de polarización lineal de 3 dBi no sea inferior a −167 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.2.5.5 *Modulación*

3.7.3.2.5.5.1 Cada satélite del GLONASS transmitirá a su frecuencia portadora la señal RF de navegación utilizando un tren binario de modulación BPSK. La modulación por desplazamiento de fase de la portadora se ejecutará a ± 0,2 radianes con el error máximo de ± 0,2 radianes. Se repetirá la frecuencia de códigos seudoaleatorios cada milisegundo.

3.7.3.2.5.5.2 Se generará la señal de navegación modulada mediante la adición Módulo 2 de las tres siguientes señales binarias:

a) código telemétrico transmitido a 511 kbits/s;
b) mensaje de navegación transmitido a 50 bits/s; y
c) secuencia de serpenteo auxiliar de 100 Hz.

3.7.3.2.6 *Hora del GLONASS.* La hora del GLONASS se dará por referencia a UTC (SU) (como lo mantiene el servicio horario nacional de Rusia).

3.7.3.2.7 *Sistema de coordenadas.* El sistema de coordenadas del GLONASS será el PZ-90.

Nota.- La conversión del sistema de coordenadas PZ-90 utilizado por el GLONASS a coordenadas WGS-84 se define en el Apéndice B, 3.2.5.2.

3.7.3.2.8 *Información para la navegación.* Los datos de navegación transmitidos por el satélite comprenderán la información necesaria para determinar lo siguiente:

a) hora de transmisión del satélite;
b) posición del satélite;
c) funcionalidad del satélite;
d) corrección del reloj de satélite;
e) transferencia de tiempo a UTC; y
f) estado de la constelación.

Nota.- La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.2.1.2 y 3.2.1.3, respectivamente.

3.7.3.3 *Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS)*

3.7.3.3.1 *Actuación.* La función ABAS en combinación con uno o más de los otros elementos del GNSS y tanto el receptor GNSS sin falla, como el sistema de aeronave sin falla utilizados para la función ABAS satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad indicados en 3.7.2.4.

3.7.3.4 Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS)

3.7.3.4.1 Actuación. El SBAS combinado con uno o más de los otros elementos del GNSS y un receptor sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad del sistema para la operación prevista según lo indicado en 3.7.2.4 en toda el área de servicio correspondiente (véase 3.7.3.4.3)

Nota. - El SBAS complementa las constelaciones principales de satélites aumentando la exactitud, integridad, continuidad y disponibilidad para la navegación, suministradas dentro de un área de servicio que ordinariamente abarca múltiples aeródromos.

3.7.3.4.1.1 El SBAS combinado con uno o más de los otros elementos del GNSS y un receptor sin falla satisfarán los requisitos de integridad de la señal en el espacio que se establecen en 3.7.2.4 en toda el área de cobertura del SBAS.

Nota.- Pueden usarse mensajes de tipo 27 o 28 para cumplir los requisitos de integridad en el área de cobertura. El Adjunto D, 3.3, brinda orientación adicional sobre los fundamentos y la interpretación de este requisito.

3.7.3.4.2 Funciones. El SBAS desempeñará una o más de las siguientes funciones:

a) telemetría: proporcionar una señal adicional de seudodistancia con un indicador de exactitud a partir de un satélite SBAS (3.7.3.4.2.1 y Apéndice B, 3.5.7.2);
b) estado de los satélites GNSS: determinar y transmitir el estado de funcionalidad de los satélites GNSS (Apéndice B, 3.5.7.3);
c) correcciones diferenciales básicas: proporcionar correcciones de efemérides y de reloj de los satélites GNSS (rápidas y a largo plazo) que han de aplicarse a las mediciones de seudodistancia de los satélites (Apéndice B, 3.5.7.4); y
d) correcciones diferenciales precisas: determinar y transmitir las correcciones ionosféricas (Apéndice B, 3.5.7.5).

Nota.- Si se proporcionan todas las funciones, el SBAS en combinación con las constelaciones principales de satélites puede prestar apoyo a operaciones de salida, en ruta, de terminal y de aproximación, incluidas las aproximaciones de precisión de Categoría I. El nivel de actuación que pueda lograrse depende de la infraestructura incorporada al SBAS y de las condiciones ionósfericas en el área geográfica de interés.

3.7.3.4.2.1 Telemetría

3.7.3.4.2.1.1 Excluyéndose los efectos atmosféricos, el error de distancia para la señal telemétrica procedente de satélites SBAS no excederá de 25 m (82 ft) (95%).
3.7.3.4.2.1.2 La probabilidad de que el error de distancia exceda de 150 m (490 ft) en cualquier hora no excederá de 10−5.

3.7.3.4.2.1.3 La probabilidad de interrupciones no programadas de la función telemétrica a partir de un satélite SBAS en cualquier hora no excederá de 10−3.

3.7.3.4.2.1.4 El error de cambio de distancia no excederá de 2 m (6,6 ft) por segundo.

3.7.3.4.2.1.5 El error de aceleración en distancia no excederá de 0,019 m (0,06 ft) por segundo al cuadrado.

3.7.3.4.3 Área de servicio. Un área de servicio del SBAS para cualquier tipo aprobado de operación, será un área declarada dentro del área de cobertura del SBAS en la que el SBAS satisfaga los requisitos indicados en 3.7.2.4 que correspondan

Nota 1.- Un sistema SBAS puede tener distintas áreas de servicio que correspondan a diferentes tipos de operación (AVP-I, Categoría I, etc)

Nota 2.- El área de cobertura es aquella dentro de la cual puedan recibirse las radiodifusiones del SBAS es decir, las proyecciones de satélites geoestacionarios).

Nota 3.- En el Adjunto D, 6.2, se describen las áreas de cobertura y de servicio del SBAS.

3.7.3.4.4 Características RF

Nota.- En el Apéndice B, 3.5.2, se especifican las características RF detalladas.

3.7.3.4.4.1 Frecuencia portadora. La frecuencia portadora será de 1 575,42 MHz.

Nota.- Después de 2005, cuando queden libres las frecuencias superiores del GLONASS, podrá introducirse otro tipo de SBAS utilizando algunas de estas frecuencias.

3.7.3.4.4.2 Espectro de señal. Por lo menos el 95% de la potencia de radiodifusión estará comprendido dentro de una banda de ±12 MHz con centro en la frecuencia L1. La anchura de banda de la señal transmitida por un satélite SBAS será por lo menos de 2,2 MHz.

3.7.3.4.4.3 Nivel de potencia de señal.

3.7.3.4.4.3.1 Cada satélite SBAS radiodifundirá señales de navegación con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo de elevación de 5º o superior, el nivel de la señal RF recibida a la salida de una antena de polarización lineal de 3 dBi esté en la gama de −161 dBW a −153 dBW para cualquier orientación de la antena en sentido perpendicular a la dirección de propagación.

3.7.3.4.4.3.2 Cada satélite SBAS puesto en órbita después del 31 de diciembre de 2013 radiodifundirá señales de navegación con suficiente potencia para que, en todos los lugares sin obstáculos cerca del suelo desde los cuales se observa el satélite a un ángulo mínimo de elevación, o por encima del mismo, para el cual debe proporcionarse una señal GEO susceptible de rastreo, el nivel de la señal RF recibida a la salida de la antena especificada en el Apéndice B, Tabla B-88 sea como mínimo de −164,0 dBW.

3.7.3.4.4.3.2.1 Ángulo mínimo de elevación. El ángulo mínimo de elevación utilizado para determinar la cobertura GEO no será inferior a 5º para los usuarios cerca del suelo.

3.7.3.4.4.3.2.2 El nivel de una señal RF SBAS recibida a la salida de una antena 0 dBic emplazada cerca del suelo no será superior a −152,5 dBW.

3.7.3.4.4.4 Polarización. La señal de radiodifusión será de polarización circular dextrógira.

3.7.3.4.4.5 Modulación. La secuencia transmitida será la adición Módulo 2 del mensaje de navegación a una velocidad de transmisión de 500 símbolos por segundo y el código de ruido seudoaleatorio de 1 023 bits. Seguidamente se modulará en la BPSK a una velocidad de transmisión de 1 023 megaelementos por segundo.

3.7.3.4.5 Hora de red SBAS (SNT). La diferencia entre la hora SNT y GPS no excederá de 50 nanosegundos.

3.7.3.4.6 Información para la navegación. Entre los datos de navegación transmitidos por satélite se incluirá la información necesaria para determinar:

a) la hora de transmisión del satélite SBAS;
b) la posición del satélite SBAS;
c) la hora corregida del satélite para todos los satélites;
d) la posición corregida del satélite para todos los satélites;
e) los efectos de retardo de propagación ionosférica;
f) la integridad de la posición del usuario;
g) la transferencia de tiempo a UTC; y
h) la condición del nivel de servicio.

Nota.- La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.5.3 y 3.5.4, respectivamente.

3.7.3.5 Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS) y sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS).

Nota .- Excepto cuando se especifique de otro modo, las normas y métodos recomendados para el GBAS se aplican tanto al GBAS como al GRAS.

3.7.3.5.1 Actuación. El GBAS combinado con uno o más de los otros elementos GNSS y un receptor GNSS sin falla satisfarán los requisitos de exactitud, continuidad, disponibilidad e integridad del sistema para la operación prevista, según lo indicado en 3.7.2.4, dentro del volumen de servicio del servicio utilizado para la operación, según se define en 3.7.3.5.3.

Nota.- Se prevé que el GBAS preste apoyo a toda clase de operaciones de aproximación, aterrizaje, despegue con guía, salida y en la superficie y puede prestar apoyo a operaciones en ruta y de terminal. Se prevé que el GRAS preste apoyo a operaciones en ruta, de terminal, aproximaciones que no sean de precisión, salidas y aproximaciones con guía vertical. Se han elaborado los siguientes SARPS en apoyo de todas las categorías de aproximación de precisión de, aproximación con guía vertical y servicio de determinación de la posición GBAS.

3.7.3.5.2 Funciones. El GBAS desempeñará las siguientes funciones:

a) proporcionar correcciones localmente pertinentes de seudodistancia;
b) proporcionar datos relativos al GBAS;
c) proporcionar datos del tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión;
d) d) proporcionar datos de disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica; y
e) monitorizar la integridad de las fuentes telemétricas GNSS.

3.7.3.5.3 Volumen de servicio

3.7.3.5.3.1 Requisito general para servicios de aproximación El volumen de servicio de aproximaciones GBAS mínimo será como sigue, excepto cuando lo dicten de otro modo las características topográficas y lo permitan los requisitos operacionales:

a) lateralmente, empezando a 140 m (450 ft) a cada lado del punto del umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP) y prolongando a ±35º a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta 28 km (15 NM) y ±10º a ambos lados de la trayectoria de aproximación final hasta 37 km (20 NM); y
b) verticalmente, dentro de la región lateral, hasta el mayor de los siguientes valores 7º ó 1,75 por el ángulo de trayectoria de planeo promulgado (GPA) por encima de la

horizontal con origen en el punto de interceptación de la trayectoria de planeo (GPIP) hasta un límite superior de 3 000 m (10 000 ft) de altura por encima del umbral (HAT) y 0,45 GPA por encima de la horizontal o a un ángulo inferior, descendiendo hasta 0,30 GPA, de ser necesario, para salvaguardar el procedimiento promulgado de interceptación de trayectoria de planeo. El límite inferior es la mitad de la altura de decisión más baja a la que se presta apoyo o 3,7 m (12 ft), tomándose de ambos valores el que sea mayor

Nota 1.- En el Apéndice B, 3.6.4.5.1, se definen en el LTP/ FTP y GPIP.

Nota 2.— En el Adjunto D, 7.3, se presentan textos de orientación relativos al volumen de servicio de aproximación.

3.7.3.5.3.2 Servicios de aproximación en apoyo de aterrizaje automático y despegue con guía. El volumen de servicio GBAS adicional mínimo para poya las operaciones de aproximación que incluyan aterrizaje automático y recorrido en tierra, incluso durante despegue con guía, será la siguiente excepto cuando lo permitan los requisitos operacionales:

a) Horizontalmente dentro de un sector que abarca la anchura de la pista empezando en el extremo de parada de la pista y extendiéndose paralelamente al eje de pista hacia el LTP hasta alcanzar el volumen de servicio mínimo, como se describe en 3.7.3.5.3.1.

b) Verticalmente entre dos superficies horizontales, una a 3,7 m (12 ft) y la otra a 30 m (100 ft) sobre el eje de pista hasta alcanzar el volumen de servicio mínimo, como se describe en 3.7.3.5.3.1.

Nota.- En el Adjunto D, 7.3, se presentan textos de orientación relativos al volumen de servicio de aproximación

3.7.3.5.3.3 Servicio de determinación de la posición GBAS. El volumen de servicio de determinación de la posición GBAS será aquel en el que pueda recibirse la radiodifusión de datos y el servicio de determinación de la posición satisfaga los requisitos de 3.7.2.4 y el que se preste apoyo a las correspondientes operaciones aprobadas.

Nota.- En el Adjunto D, 7.3, se presentan textos de orientación relativos al volumen de servicio de determinación de la posición.

3.7.3.5.4 Características de la radiodifusión de datos

Nota.- En el Apéndice B, 3.6.2, se especifican las características RF.

3.7.3.5.4.1 Frecuencia portadora. Se seleccionarán las frecuencias de radiodifusión de datos dentro de la banda de frecuencias de 108 a 117,975 MHz. La frecuencia mínima asignable será de 108,025 MHz y la frecuencia máxima asignable será de 117,950 MHz. La separación entre frecuencias asignables (separación entre canales) será de 25 kHz. Nota 1.- En el Adjunto D, 7.2.1, se presentan textos de orientación sobre asignaciones de frecuencias VOR/GBAS y criterios de separación geográfica.

Nota 2.- Están en preparación los criterios de separación geográfica para ILS/GBAS, así como para servicios de comunicaciones que funcionan en la banda 118-137 MHz. Hasta que se definan estos criterios y se incluyan en los SARPS, se prevé que se utilicen frecuencias en la banda 112,050 - 117,900 MHz.

3.7.3.5.4.2 Técnica de acceso. Se empleará una técnica de acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) con una estructura de trama fija. Se asignarán a la radiodifusión de datos de uno u ocho intervalos.

Nota.- Dos intervalos es la asignación nominal. En algunas instalaciones GBAS en las que se utilizan antenas múltiples de transmisión para radiodifusión de datos VHF (VDB), la mejora de la cobertura VDB puede requerir asignar más de dos intervalos de tiempo. En el Adjunto D, 7.12.4, se presenta orientación sobre el uso de antenas múltiples. Es posible que algunas estaciones de radiodifusión GBAS en un sistema GRAS utilicen un solo intervalo de tiempo.

3.7.3.5.4.3 Modulación. Se transmitirán datos del GBAS como símbolos de 3 bits, modulándose la portadora de radiodifusión de datos por D8PSK, a una velocidad de transmisión de 10 500 símbolos por segundo.

3.7.3.5.4.4 Intensidad de campo y polarización RF de radiodifusión de datos

Nota 1.- El GBAS puede proporcionar una radiodifusión de datos VHF con polarización horizontal (GBAS/H) o elíptica (GBAS/E) que utiliza componentes de polarización horizontal (HPOL) y vertical (VPOL). Las aeronaves que utilizan un componente VPOL no pueden realizar operaciones con equipo GBAS/H. En el Adjunto D, 7.1, se proporciona un texto de orientación al respecto.

Nota 2.- Las intensidades de campo mínimo y máxima concuerdan con una distancia mínima de 80 m (263 ft) desde la antena del transmisor para un alcance de 43 km (23 NM).

Nota 3.- Cuando se presta apoyo a servicios de aproximación en aeropuertos con restricciones importantes en cuanto al emplazamiento del transmisor VDB, es aceptable ajustar el volumen de servicio si los requisitos operacionales lo permiten (como se establece en las secciones 3.7.3.5.3.1 y 3.7.3.5.3.2 en que se define el volumen de servicio). Estos ajustes del volumen de servicio pueden ser aceptables operacionalmente cunado no repercutan en el servicio GBAS fuera de un radio de 80 m desde la antena VDB, suponiendo una potencia isotrópica radiada equivalente nominal de 47 dBm (Adjunto D, Tabla D-3)

3.7.3.5.4.4.1 GBAS/H

3.7.3.5.4.4.1.1 Se radiodifundirá una señal polarizada horizontalmente.

3.7.3.5.4.4.1.2 La potencia isotrópica radiada equivalente (PIRE) proporcionará una señal horizontalmente polarizada con una intensidad de campo mínima de 215 microvoltios por metro (−99 dBW/ m2) y máxima de 0,879 voltios por metro (dBW/ m2) dentro de todo el volumen de servicio GBAS, como e especifica en 3.7.3.5.3.1. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga. Dentro del volumen de servicio GBAS adicional que se especifica en 3.7.3.5.3.2, la potencia isotrópica radiada equivalente (PIRE) proporcionará una señal horizontalmente polarizada con una intensidad de campo mínima de 215 microvoltios por metro (-99 dBW/m2) por debajo de 36 ft y hasta 1 ft por encima de la superficie de la pista y de 650 microvoltios por metro (-89,5 dBW/m2) a 36 ft o más por encima de la superficie de la pista.

Nota.- En el Adjunto D, 7.3, se presentan textos de orientación relativos al volumen de servicio de aproximación

3.7.3.5.4.4.2 GBAS/E

3.7.3.5.4.4.2.1 Debe radiodifundirse una señal polarizada elípticamente siempre que sea posible.

3.7.3.5.4.4.2.2 Cuando se radiodifunde una señal polarizada elípticamente, el componente polarizado horizontalmente satisfará los requisitos de 3.7.3.5.4.4.1.2 y la potencia isotrópica radiada equivalente (PIRE) permitirá una señal polarizada verticalmente con una intensidad de campo mínima de 136 microvoltios por metro (−103 dBW/ m2) y máxima de 0,555 voltios por metro (31

dBW/m2) dentro del volumen de servicio GBAS. La intensidad de campo se medirá como un promedio en el período de la sincronización y del campo de resolución de ambigüedad de la ráfaga

3.7.3.5.4.5 Potencia transmitida en canales adyacentes. La magnitud de la potencia durante la transmisión en todas las condiciones de funcionamiento, medida en una anchura de banda de 25 kHz con centro en el i-ésimo canal adyacente, no excederá de los valores indicados en la Tabla 3.7.3.5-1 (al final de la sección 3.7).

3.7.3.5.4.6 Emisiones no deseadas. Las emisiones no deseadas, incluidas las emisiones no esenciales y fuera de banda, cumplirán con los niveles indicados en la Tabla 3.7.3.5-2 (al final de la sección 3.7). La potencia total en cualquier señal VDB armónica o discreta no será superior a −53 dBm.

3.7.3.5.5 Información para la navegación. Entre los datos de navegación transmitidos por el GBAS se incluirá la siguiente información:

a) correcciones de seudodistancia, hora de referencia y datos de integridad;
b) datos relacionados con el GBAS;
c) datos sobre el tramo de aproximación final cuando se presta apoyo a aproximaciones de precisión; y
d) datos sobre disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica.

Nota.- La estructura y el contenido de los datos se especifican en el Apéndice B, 3.6.3.

3.7.3.6 Receptor GNSS de aeronave

3.7.3.6.1 El receptor GNSS de aeronave procesará las señales de aquellos elementos GNSS que desee utilizar según lo especificado en el Apéndice B, 3.1 (para GPS), Apéndice B, 3.2 (para GLONASS), Apéndice B, 3.3 (para GPS y GLONASS combinados), Apéndice B, 3.5 (para SBAS) y Apéndice B, 3.6 (para GBAS y GRAS).

3.7.4 Resistencia a interferencias

3.7.4.1 El GNSS satisfará los requisitos de actuación definidos en 3.7.2.4 y en Apéndice B, 3.7 en presencia del entorno de interferencias definido en el Apéndice B, 3.7.

1. Los requisitos de exactitud y de tiempo hasta alerta comprenden la actuación nominal de un receptor sin falla.
2. Se proporcionan las gamas de valores relativas al requisito de continuidad para operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, NPA y salida, puesto que este requisito depende de varios factores, incluidos, la operación prevista, la densidad de tránsito, la complejidad del espacio aéreo y la disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa. El valor más bajo indicado corresponde al requisito mínimo para áreas de poca densidad de tránsito y escasa complejidad del espacio aéreo. El valor máximo proporcionado corresponde a áreas de elevada densidad de tránsito y de gran complejidad del espacio aéreo (véase el Adjunto D, 3.4.2). Los requisitos de continuidad para el APV y las operaciones de Categoría I se aplican al riesgo promedio (respecto del tiempo) de pérdida de servicio, normalizado a 15 segundos de tiempo de exposición (véase el Adjunto D, 3.4.3). 3.7.3.6.1
3. Se proporciona una gama de valores de requisitos de disponibilidad puesto que tales requisitos dependen de la necesidad operacional que se basa en varios factores, incluidos, la frecuencia de operaciones, entornos meteorológicos, amplitud y duración de interrupciones de tráfico, disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa, cobertura radar, densidad de tránsito y procedimientos operacionales de inversión. Los valores inferiores indicados corresponden a la disponibilidad mínima respecto a la cual se considera que un sistema es práctico pero inadecuado en sustitución de ayudas para la navegación ajenas al GNSS. Para la navegación en ruta, se proporcionan los valores superiores que bastan para que el GNSS sea la única ayuda de navegación proporcionada

en un área. Para la aproximación y la salida, los valores superiores indicados se basan en los requisitos de disponibilidad en los aeropuertos con gran densidad de tránsito, suponiéndose que las operaciones hacia o desde pistas múltiples están afectadas, pero los procedimientos operacionales de inversión garantizan la seguridad de las operaciones (véase el Adjunto D, 3.5).

4. Se especifica una gama de valores para aproximaciones de precisión de Categoría I. El requisito de 4,0 m (13 ft) se basa en especificaciones para el ILS y representan una deducción conservadora de estas últimas (véase el Adjunto D, 3.2.7).
5. Los requisitos de actuación del GNSS para dar apoyo a operaciones de aproximación de precisión de Categorías II y III precisan la aplicación de los requisitos de nivel inferior en el apéndice técnico (Apéndice B, 3.6) además de estos requisitos de señal en el espacio (véase Adjunto D, 7.5.1).
6. Los términos APV-I y APV-II se refieren a dos niveles de operaciones de aproximación y aterrizaje con guía vertical (APV) por GNSS, y no se prevé necesariamente que estos términos sean utilizados para las operaciones.

El receptor GNSS de aeronave procesará las señales de aquellos elementos GNSS que desee utilizar según lo especificado en el Apéndice B, 3.1 (para GPS), Apéndice B, 3.2 (para GLONASS), Apéndice B, 3.3 (para GPS y GLONASS combinados), Apéndice B, 3.5 (para SBAS) y Apéndice B, 3.6 (para GBAS y GRAS).

3.7.4 Resistencia a interferencias

3.7.4.1 El GNSS satisfará los requisitos de actuación definidos en 3.7.2.4 y en Apéndice B, 3.7 en presencia del entorno de interferencias definido en el Apéndice B, 3.7.

Nota.- El GPS y el GLONASS que funcionan en la banda de frecuencias de 1 559-1 610 MHz están clasificados por la UIT como suministros de un servicio de radionavegación por satélite (RNSS) y un servicio de radionavegación aeronáutica (ARNS) y se les otorga la condición especial de protección del espectro correspondiente al RNSS. Para lograr los objetivos de actuación para la guía de aproximación de precisión que haya de ser apoyada por el GNSS y sus aumentaciones, se prevé que el RNSS/ARNS continúe siendo la única atribución mundial en la banda 1 559-1 610 MHz y que las emisiones de sistemas en esta banda de frecuencias y las adyacentes estén estrictamente controladas por la reglamentación nacional o internacional.

3.7.5 Base de datos

Nota.- En los Anexos 4, 11, 14 y 15 se proporcionan los SARPS aplicables a los datos aeronáuticos.

3.7.5.1 El equipo GNSS de aeronave que utilice una base de datos proporcionará los medios conducentes a:

a) actualizar la base de datos electrónica para la navegación; y
b) determinar las fechas de entrada en vigor de la reglamentación y el control de la información aeronáutica (AIRAC) correspondientes a la base de datos aeronáuticos.

Nota.- En el Adjunto D, 11, figura un texto de orientación sobre la necesidad de una base de datos de navegación actualizada en el equipo GNSS de aeronave.

Tabla 3.7.2.4-1. Requisitos de actuación de la señal en el espacio

Operaciones ordinarias	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Exactitud horizontal 95% (Notas 1 y 3)	Integridad (Nota 2)	Tiempo hasta alerta (Nota 3)	Continuidad (Nota 4)	Disponibilidad (Nota 5)
En ruta	3,7 km (2,0 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	5 min	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
En ruta, terminal	0,74 km (0,4 NM)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	15 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
Aproximación inicial, aproximación intermedia, aproximación que no es de precisión (NPA), salida	220 m (720 ft)	N/A	$1 - 1 \times 10^{-7}$/h	10 s	$1 - 1 \times 10^{-4}$/h a $1 - 1 \times 10^{-8}$/h	0,99 a 0,99999
Operaciones de aproximación con guía vertical (APV-I)	16,0 m (52 ft)	20 m (66 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	10 s	$1 - 8 \times 10^{-4}$ por 15 s	0,99 a 0,99999
Operaciones de aproximación con guía vertical (APV-II)	16,0 m (52 ft)	8,0 m (26 ft)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ por 15 s	0,99 a 0,99999
Aproximación de precisión de Categoría I (Nota 7)	16,0 m (52 ft)	6,0 m a 4,0 m (20 ft a 13 ft) (Nota 6)	$1 - 2 \times 10^{-7}$/h en cualquier aproximación	6 s	$1 - 8 \times 10^{-6}$ por 15 s	0,99 a 0,99999

NOTAS.—

1. Los valores de percentil 95 para errores de posición GNSS son los requeridos en las operaciones previstas a la altura mínima por encima del umbral (HAT), de ser aplicable. Se especifican los requisitos detallados en el Apéndice B y se proporcionan textos de orientación en el Adjunto D, 3.2.
2. En la definición de requisitos de integridad se incluye un límite de alerta respecto al cual pueda evaluarse el requisito. Para aproximaciones de precisión de Categoría I, puede utilizarse un límite de alerta vertical (VAL) mayor que 10 m, para un diseño de sistema específico, sólo si se ha llevado a cabo un análisis de seguridad operacional específico del sistema. En el Adjunto D, 3.3.6 a 3.3.10, figura orientación sobre los límites de alerta. Estos límites de alerta son los siguientes:

Operación ordinaria	Límite horizontal de alerta	Límite vertical de alerta
En ruta (oceánica/continental de baja densidad)	7,4 km (4 NM)	N/A
En ruta (continental)	3,7 km (2 NM)	N/A
En ruta, de terminal	1,85 km (1 NM)	N/A
NPA	556 m (0,3 NM)	N/A
APV-I	40,0 m (130 ft)	50 m (164 ft)
APV-II	40,0 m (130 ft)	20,0 m (66 ft)
Aproximación de precisión de Categoría I	40,0 m (130 ft)	35,0 m a 10,0 m (115 ft a 33 ft)

3. Los requisitos de exactitud y de tiempo hasta alerta comprenden la actuación nominal de un receptor sin falla.
4. Se proporcionan las gamas de valores relativas al requisito de continuidad para operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, NPA y salida, puesto que este requisito depende de varios factores, incluidos, la operación prevista, la densidad de tránsito, la complejidad del espacio aéreo y la disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa. El valor más bajo indicado corresponde al requisito mínimo para áreas de poca densidad de tránsito y escasa complejidad del espacio aéreo. El valor máximo proporcionado corresponde a áreas de elevada densidad de tránsito y de gran complejidad del espacio aéreo (véase el Adjunto D, 3.4.2). Los requisitos de continuidad para el APV y las operaciones de Categoría I se aplican al riesgo promedio (respecto del tiempo) de pérdida de servicio, normalizado a 15 segundos de tiempo de exposición (véase el Adjunto D, 3.4.3).
5. Se proporciona una gama de valores de requisitos de disponibilidad puesto que tales requisitos dependen de la necesidad operacional que se basa en varios factores, incluidos, la frecuencia de operaciones, entornos meteorológicos, amplitud y duración de interrupciones de tráfico, disponibilidad de ayudas para la navegación de alternativa, cobertura radar, densidad de tránsito y procedimientos operacionales de inversión. Los valores inferiores indicados corresponden a la disponibilidad mínima respecto a la cual se considera que un sistema es práctico pero inadecuado en sustitución de ayudas para la navegación ajenas al GNSS. Para la navegación en ruta, se proporcionan los valores superiores que bastan para que el GNSS sea la única ayuda de navegación proporcionada en un área. Para la aproximación y la salida, los valores superiores indicados se basan en los requisitos de disponibilidad en los aeropuertos con gran densidad de tránsito, suponiéndose que las operaciones hacia o desde pistas múltiples están afectadas, pero los

6. procedimientos operacionales de inversión garantizan la seguridad de las operaciones (véase el Adjunto D, 3.5).
7. Se especifica una gama de valores para aproximaciones de precisión de Categoría I. El requisito de 4,0 m (13 ft) se basa en especificaciones para el ILS y representan una deducción conservadora de estas últimas (véase el Adjunto D, 3.2.7).
8. Los requisitos de actuación del GNSS para dar apoyo a operaciones de aproximación de precisión de Categorías II y III precisan la aplicación de los requisitos de nivel inferior en el apéndice técnico (Apéndice B, 3.6) además de estos requisitos de señal en el espacio (véase Adjunto D, 7.5.1)
9. Los términos APV-I y APV-II se refieren a dos niveles de operaciones de aproximación y aterrizaje con guía vertical (APV) por GNSS, y no se prevé necesariamente que estos términos sean utilizados para las operaciones.

Tabla 3.7.3.5-1. Potencia de la radiodifusión GBAS transmitida en canales adyacentes

Canal	Potencia relativa	Potencia máxima
1° adyacente	-40 dBc	12 dBm
2° adyacente	-65 dB	-13 dBm
4° adyacente	-74 dBc	-22 dBm
8° adyacente	-88,5 dBc	-36,5 dBm
16° adyacente	-101,5 dBc	-49,5 dBm
32° adyacente	-105 dBc	-53 dBm
64° adyacente	-113 dBc	-61 dBm
76° adyacente	-115 dBc	-63 dBm

Notas.- 1- Se aplica la máxima potencia si la potencia autorizad del transmisor excede de 150 W.
2- La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes, designados mediante los canales adyacentes anteriormente señalados

Frecuencia	Nivel relativo de emisión no deseada (Nota 2)	Nivel máximo de emisión no deseada (Nota 1)
9 KHz a 150 KHz	-93 dBc (Nota 3)	-55 dBm/1 KHz (Nota 3)
150 KHz a 30 MHz	-103 dBc (Nota 3)	-55 dBm/10 KHz (Nota 3)
30 MHz a 106,125 MHz	-115 dBc	-57 dBm/100 KHz
106,425 MHz	-113 dBc	-55 dBm/100 KHz
107,225 MHz	-105 dBc	-47 dBm/100 KHz
107,625 MHz	-101,5 dBc	-53,5 dBm/10 KHz
107,825 MHz	-88,5 dBc	-40,5 dBm/10 KHz
107,925 MHz	-74 dBc	-36 dBm/1 KHz
107,9625 MHz	-71 dBc	-33 dBm/1 KHz
107,975 MHz	-65 dBc	-27 dBm/1 KHz
118,000 MHz	-65 dBc	-27 dBm/1 KHz
118,0125 MHz	-71 dBc	-33 dBm/1 KHz
118,050 MHz	-74 dBc	-36 dBm/1 KHz
118,150 MHz	-88,5 dBc	-40,5 dBm/10 KHz
118,350 MHz	-101,5 dBc	-53,5 dBm/10 KHz
118,750 MHz	-105 dBc	-47 dBm/100 KHz
119,550 MHz	-113 dBc	-55 dBm/100 KHz
119,850 a 1 GHz	-115 dBc	-57 dBm/100 KHz
1 GHz a 1,7 GHz	-115 dBc	-47 dBm/1 MHz

Notas.-

1. El nivel máximo de emisión no deseada (potencia absoluta) se aplica si la potencia de transmisor autorizada excede de 150 W.
2. El nivel relativo de emisión no deseada ha de calcularse utilizando la misma anchura de banda para las señales deseadas y para las no deseadas. Esto puede exigir la conversión de la medición en el caso de señales no deseadas que utilicen la anchura de banda indicada en la columna de nivel máximo de emisión no deseada.
3. Este nivel está impulsado por limitaciones de medición. Se prevé que la actuación real sea mejor.
4. La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados mediante los canales adyacentes anteriormente indicados.

69.1.10. [Reservado]

69.1.11. Características de sistema para los sistemas receptores de a bordo ADF

3.9.1 Precisión de la indicación de marcación

3.9.1.1 La marcación indicada por el sistema ADF no tendrá un error superior a ± 5° con una señal de radio procedente de cualquier dirección que tenga una amplitud de campo de 70 µV/m o más, radiados desde un NDB LF/MF o un radiofaro de localización que funcione dentro de las tolerancias permitidas por este Anexo y también en presencia de una señal no deseada desde una dirección situada a 90° de la señal deseada, y:

a) en la misma frecuencia y 15 dB más débil; o
b) a ± 2 kHz de distancia y 4 dB más débil; o
c) a ± 6 kHz de distancia o más y 55 dB más fuertes.

Nota.- El error de marcación anterior excluye el error de la brújula magnética de la aeronave.

69.1.12. [Reservado]

69.1.13. Características del sistema de aterrizaje por microondas (MLS)

3.11 1 Definiciones

Anchura de haz. Anchura del lóbulo principal de haz explorador medida en los puntos de −3 dB y determinada en unidades angulares en la dirección lobular, en el plano horizontal para función de azimut y en el plano vertical para la función elevación.
Azimut de cero grados MLS. El azimut MLS cuando el ángulo de guía decodificado es de cero grados.
Azimut MLS. El lugar geométrico de los puntos de cualquier plano horizontal en el que sea constante el ángulo de guía decodificado.
Centro de haz. Punto medio entre los dos puntos de –3 dB en los bordes anterior y posterior del lóbulo del haz explorador.
Datos auxiliares. Datos transmitidos, además de los datos básicos, que proporcionan información sobre el emplazamiento del equipo terrestre para mejorar los cálculos de a bordo sobre la posición y otra información suplementaria.
Datos básicos. Datos transmitidos por el equipo terrestre, relacionados directamente con la operación del sistema de guía para el aterrizaje.
DME/P. Elemento radiotelemétrico del MLS, donde la “P” significa medición de distancia de precisión. Las características del espectro son similares a las del DME/N.
Elevación MLS. El lugar geométrico de los puntos de cualquier plano vertical en el que sea constante el ángulo de guía decodificado.
Error a lo largo de la trayectoria (PFE). Aquella parte del error de señal de guía que puede hacer que la aeronave se desplace del rumbo o de la trayectoria de planeo deseados.
Error medio de rumbo. Valor medio del error de azimut a lo largo de la prolongación del eje de pista.
Error medio de trayectoria de planeo. Valor medio del error de elevación a lo largo de la trayectoria de planeo de una función de elevación.
Función. Servicio determinado proporcionado por el MLS, por ejemplo, guía de azimut de aproximación, guía de azimut posterior o datos básicos, etc.
Línea de mira de la antena MLS. El plano que pasa por el centro de fase de la antena perpendicularmente al eje horizontal contenido en el plano de la red de antenas.

Nota.- En el caso de azimut, normalmente la línea de mira de la antena y el azimut de cero grados están alineados. Sin embargo, se prefiere la designación “línea de mira” en un contexto técnico, y la designación “azimut de cero grados” en un contexto operacional (véase la definición correspondiente).

Punto de referencia de aproximación MLS. Punto a una altura especificada sobre la intersección del eje de la pista con el umbral.
Punto de referencia MLS. Punto del eje de la pista más próximo al centro de fase de la antena de elevación de aproximación.
Referencia de azimut posterior MLS. Punto a una altura determinada sobre el eje de la pista en el punto medio de la misma.
Ruido a lo largo de la trayectoria (PFN). Aquella parte del error de señal de guía que puede hacer que la aeronave se desplace de la línea media de rumbo o de la trayectoria media de planeo según corresponda.
Ruido de mandos (CMN). Aquella parte del error de la señal de guía que origina movimiento en los timones y mandos y pudiera afectar al ángulo de actitud de la aeronave durante el vuelo acoplado,

pero que no hace que la aeronave se desvíe del rumbo y/o de la trayectoria de planeo deseados. (Véase 3.5).
Sector de cobertura. Parte del espacio aéreo en el cual se proporciona servicio por una función determinada y en el cual la densidad de la potencia de la señal es igual o mayor que la mínima especificada.
Sector de guía de margen. Parte del espacio aéreo, dentro del sector de cobertura, en el cual la información de guía de azimut suministrada no es proporcional al desplazamiento angular de la aeronave, sino que es una indicación constante hacia la izquierda o derecha del lado que se encuentra la aeronave con respecto al sector de guía proporcional.
Sector de guía proporcional. Parte del espacio aéreo dentro del cual la información de guía angular proporcionada por una función es directamente proporcional al desplazamiento angular de la antena de a bordo con respecto a la referencia de ángulo cero.
Señal de indicación fuera de cobertura. Señal que se radia hacia aquellas regiones que no están dentro del sector de cobertura previsto cuando así se requiere para impedir específicamente una supresión indebida de una indicación de aviso de a bordo en presencia de una información falsa.
Sistema de coordenadas cónicas. Se dice que una función utiliza coordenadas cónicas cuando el ángulo de guía descifrado varía como el ángulo mínimo entre la superficie de un cono que contiene la antena receptora y un plano perpendicular al eje del cono y que pasa a través de su vértice. El vértice del cono se encuentra en el centro de fase de la antena. Para las funciones del azimut de aproximación o de azimut posterior, el plano es el plano vertical que contiene el eje de la pista. Para las funciones de elevación, el plano es horizontal.
Sistema de coordenadas planas. Se dice que una función utiliza coordenadas planas cuando el ángulo de guía descifrado varía como el ángulo comprendido entre el plano que contiene la antena receptora y un plano de referencia. Para las funciones de azimut, el plano de referencia es el plano vertical que contiene el eje de la pista, y el plano que contiene la antena receptora es un plano vertical que pasa por el centro de fase de la antena.
Trayectoria de planeo mínima. Ángulo más bajo de descenso a lo largo del azimut de cero grados, que concuerda con los procedimientos de aproximación publicados y con los criterios sobre franqueamiento de obstáculos.

Nota.- Se trata del ángulo mínimo de elevación aprobado y promulgado para la pista de vuelo por instrumentos.

3.11.2 Generalidades

3.11.2.1 El MLS es un sistema de guía de precisión para la aproximación y el aterrizaje que proporciona información sobre la posición y diferentes datos tierra a aire. La información sobre la posición se proporciona en un sector de cobertura amplio y se determina por una medida angular en elevación y una medida de distancia.

Nota.- Salvo que se indique expresamente que se trata del equipo MLS de a bordo, el texto de 3.11 se refiere al equipo MLS terrestre.

3.11.3 Conjunto MLS

3.11.3.1 *MLS básico.* El conjunto básico del MLS se compondrá de lo siguiente:

a) equipo de azimut de aproximación, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
b) equipo de elevación de aproximación, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
c) un medio para la codificación y transmisión de las “palabras” de datos esenciales, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;

Nota.- Datos esenciales son datos básicos y datos auxiliares esenciales de “palabras” de datos especificados en 3.11.5.4.

d) DMEN, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador.

3.11.3.2 *Si se requiere información precisa de distancia en todo el sector de cobertura en azimut, debe aplicarse la opción del DME/P, conforme a las normas de la Subparte 3, 3.5.*
Nota.- El DME es el elemento de distancia MLS que se espera sea instalado tan pronto como sea posible. No obstante, las radiobalizas instaladas para el ILS pueden utilizarse temporalmente, con el MLS mientras se mantenga el servicio del ILS en la misma pista.

3.11.3.3 Conjuntos MLS ampliados. Estará permitido obtener conjuntos ampliados a partir del MLS básico, mediante la adición de una o más de las mejoras de funciones o características siguientes:

a) equipo de azimut posterior, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
b) equipo de elevación de enderezamiento, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
c) DME/P, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
d) un medio para la codificación y transmisión de “palabras” adicionales de datos auxiliares, monitor asociado, control a distancia y equipo indicador;
e) sector de guía proporcional más amplio que supere el valor mínimo establecido en 3.11.5.

Nota 1.- Si bien la norma ha sido elaborada para prever la función de elevación de enderezamiento, esta función no se aplica y no está prevista su aplicación futura.

Nota 2.- El formato de señal MLS permite la ampliación ulterior del sistema para incluir funciones adicionales, tales como azimut de 360°.

3.11.3.4 Conjuntos MLS simplificados. Se permitirá obtener conjuntos simplificados a partir del MLS básico (3.11.3.1), reduciendo sus características en la forma siguiente:

a) cobertura de azimut de aproximación proporcionada solamente en la región de aproximación (3.11.5.2.2.1.1);
b) cobertura de azimut de aproximación y de elevación (3.11.5.2.2 y 3.11.5.3.2) que no se extienda a una altura inferior a 30 m (100 ft) sobre el umbral;
c) límites de exactitud para PFE y PFN ampliados de modo que no sean mayores que 1,5 veces los valores especificados
d) en 3.11.4.9.4 para guía de azimut de aproximación y en 3.11.4.9.6 para guía de elevación;
e) contribución ampliada del equipo de tierra al error medio de rumbo y al error medio de trayectoria de planeo de modo que sea de 1,5 veces los valores especificados en 3.11.5.2.5 y 3.11.5.3.5, respectivamente;
f) eximición de los requisitos CMN (3.11.4.9.4 y 3.11.4.9.6); y ampliación del período de medidas de supervisión y control (3.11.5.2.3 y 3.11.5.3.3) a un período de 6 segundos.

Nota.- En el Adjunto G, 15, se proporciona texto de orientación sobre la aplicación de los conjuntos MLS simplificados.

3.11.4 Características de la señal en el espacio — Funciones de ángulo y de datos

3.11.4.1 Canales

3.11.4.1.1 Disposición de los canales. Las funciones de ángulo y de datos del MLS operarán en cualquiera de los 200 canales asignados en las frecuencias desde 5 031,0 MHz hasta 5 090,7 MHz, según lo indicado en la Tabla A.

3.11.4.1.1.1 Se efectuarán las asignaciones de canales además de las especificadas en 3.11.4.1.1, dentro de la subbanda de 5 030,4 − 5 150,0 MHz en tanto sean necesarias para satisfacer los requisitos futuros de la navegación aérea.

3.11.4.1.2 Asociación por pares de canales con el DME. La asociación por pares de canales de ángulo y de datos con el canal de la función de distancia, se efectuará de acuerdo con la Tabla A.

3.11.4.1.3 Tolerancia de frecuencia. La radiofrecuencia de operación de equipo terrestre no variará en más de ± 10 kHz de la frecuencia asignada. La estabilidad de la frecuencia será tal que no se desvíe en más de ± 50 kHz de la frecuencia nominal, cuando se mida durante un intervalo de un segundo.

3.11.4.1.4 Espectro de la señal de radiofrecuencia

3.11.4.1.4.1 La señal transmitida será tal que, durante el tiempo de transmisión, la densidad de potencia media por encima de una altura de 600 m (2 000 ft) no excederá de −94,5 dBW/ m^2, para guía angular o para señales de datos al medirse en una anchura de banda de 150 kHz centrada en 840 kHz, o más, de la frecuencia normal.

3.11.4.1.4.2 La señal transmitida será tal que, durante el tiempo de transmisión, la densidad de potencia media a una distancia mayor de 4 800 m (2,6 NM) de cualquier antena y para una altura inferior a 600 m (2 000 ft) no excederá de −94,5 dBW m^2para guía angular o señales de datos, al medirse en una anchura de banda de 150 kHz centrada en 840 kHz, o más, de la frecuencia nominal.

Nota 1.- Los requisitos de 3.11.4.1.4.2 se aplican cuando la cobertura operacional de otra estación terrestre de MLS se yuxtapone al horizonte radioeléctrico de la estación terrestre en cuestión.

Nota 2.- En el Apéndice G, 9.3, se proporcionan textos de orientación sobre planificación de frecuencias de MLS.

3.11.4.2 Polarización. Las transmisiones en radiofrecuencia de todos los equipos terrestres estarán, nominalmente, polarizadas verticalmente. El efecto de cualquier componente polarizada horizontalmente no hará que la información de guía cambie en más del 40% del PFE admisible en ese lugar con la antena de a bordo girada 30° desde la posición vertical, ni podrá causar que se exceda el límite PFE.

3.11.4.3 Organización del multiplexaje por división en el tiempo (MDT)

3.11.4.3.1 Tanto la información angular como los datos se transmitirán por multiplexaje MDT en un canal de radiofrecuencia único.

3.11.4.3.2 Sincronización. Las transmisiones procedentes de los diferentes equipos terrestres de ángulo y datos que presten servicio a una pista determinada estarán sincronizadas en los tiempos para asegurar las operaciones libres de interferencia en el canal de radiofrecuencia común de operación.

3.11.4.3.3 Régimen de función. Cada función transmitida se repetirá a los regímenes indicados en la tabla siguiente:

Función	Régimen medio de función (Hz) medido en cualquier período de10 s
Guía de azimut de aproximación	13 ± 0,5
Guía de azimut de aproximación de régimen alto	39 ± 1,5
Guía de azimut posterior	6,5 ± 0,25
Guía de elevación de aproximación	39 ± 1,5
Guía de elevación de enderezamiento	39 ± 1,5
Datos básicos	véase el Apéndice A, Tabla A-7
Datos auxiliares	véase el Apéndice A, Tablas A-10 y A- 12

3.11.4.3.3.1 Cuando el sector de guía proporcional no sea mayor de ± 40° y no se prevea la necesidad de elevación de enderezamiento o de otras funciones de ampliación en la instalación, debe usarse la función de azimut de aproximación de régimen alto.

Nota.- El Adjunto G, 2.3.3, contiene información sobre la aplicación.

3.11.4.3.4 Cronología de función. Las normas cronológicas para cada función de ángulo y de datos, serán las especificadas en el Apéndice A, Tablas A-1 a A-6 y A-8. La precisión de la cronología interna del equipo terrestre para cada hecho enumerado, incluyendo la inestabilidad, será el valor nominal especificado ± 2 μs. La inestabilidad cronológica será menor que 1 μs de media cuadrática (RMS).

Nota 1.- La cronología de cada suceso enumerado indica el principio de un intervalo de tiempo y el fin del intervalo de tiempo del suceso anterior. Las características y cronología de las transmisiones reales están especificadas en los párrafos correspondientes.

Nota 2.- El Adjunto G, 2.2.2, contiene información sobre las medidas de la precisión de la cronología.

3.11.4.3.5 Secuencia de función. El intervalo de tiempo entre transmisiones repetitivas de cualquier función se cambiará de manera que proporcione protección contra la interferencia sincrónica.

Nota 1.- Cada transmisión de función es una entidad independiente que puede ocurrir en cualquier posición de la secuencia TDM (con la excepción de que el azimut posterior tiene que ir precedido por la "palabra" 2 de datos básicos).

Nota 2.- Algunas secuencias que han demostrado tener protección con respecto a la interferencia síncrona se ilustran en el Adjunto G, 2.1.4.

3.11.4.4 Preámbulo

3.11.4.4.1 Se transmitirá una señal de preámbulo a través de todo el sector de cobertura aplicable para identificar la función determinada que sigue. El preámbulo consistirá del período de captación de la radiofrecuencia portadora, un código de tiempo de referencia del receptor, y un código de identificación de función. La cronología de las transmisiones del preámbulo serán las especificadas en el Apéndice A, Tabla A-1.

3.11.4.4.2 Captación de la portadora. La transmisión del preámbulo empezará con un período de radiofrecuencia portadora sin modular, tal como está especificado en el Apéndice A, Tabla A-1.

3.11.4.4.3 Modulación y codificación

3.11.4.4.3.1 Manipulación por desplazamiento de fase diferencial (MDPD). Los códigos de preámbulo y las señales de datos básicos y auxiliares especificadas en 3.11.4.8, se transmitirán mediante MDPD de la portadora de radiofrecuencia. Un “cero” estará representado por un desplazamiento de fase de 0° ± 10° y un “uno” estará representado por un desplazamiento de fase de 180° ± 10°. La rapidez de modulación será de 15 625 baudios. La precisión cronológica interna de las transiciones MDPD será la que está especificada en 3.11.4.3.4. No se aplicará modulación de amplitud durante la transición de fase. El tiempo de transición no será superior a 10 μs la fase avanzará, o se retardará de manera monotónica en toda la región de transición.
3.11.4.4.3.2 Tiempo de referencia del receptor. Todos los preámbulos contendrán el código de tiempo de referencia del receptor, 11101 (bits I1 a I5). El tiempo del punto medio de la última transición de fase en el código será el tiempo de referencia del receptor. El código de tiempo de referencia del receptor será validado decodificando la identificación de una función válida inmediatamente después del código de tiempo de referencia del receptor.

3.11.4.4.3.3 Identificación de función. Un código de identificación de función seguirá al de sincronización del receptor. Este código consistirá de cinco bits de información (I6 a I10) lo que permitirá la identificación de 31 funciones y dos bits de paridad (bits I11 e I12) de acuerdo con la tabla siguiente:

	CÓDIGO						
FUNCIÓN	I_6	I_7	I_7	I_7	I_7	I_7	I_7
Azimut de aproximación	0	0	1	1	0	0	1
Azimut de aproximación de régimen alto	0	0	1	0	1	0	0
Elevación de aproximación	1	1	0	0	0	0	1
Elevación de enderezamiento	0	1	1	0	0	0	1
Azimut posterior	1	0	0	1	0	0	1
Azimut de 360°	0	1	1	0	1	0	1
Datos básicos 1	0	1	0	1	0	0	0
Datos básicos 2	0	1	1	1	1	0	0

	CÓDIGO						
FUNCIÓN	I_6	I_7	I_8	I_9	I_{10}	I_{11}	I_{12}
Datos básicos 3	1	0	1	0	0	0	0
Datos básicos 4	1	0	0	0	1	0	0
Datos básicos 5	1	1	0	1	1	0	0
Datos básicos 6	0	0	0	1	1	0	1
Datos auxiliares A	1	1	1	0	0	1	0
Datos auxiliares B	1	0	1	0	1	1	1
Datos auxiliares C	1	1	1	1	0	0	0

Nota.- Los códigos de identificación de función han sido escogidos de forma que los bits de paridad I11 e I12 satisfagan a las ecuaciones:

$I_6 + I_7 + I_8 + I_9 + I_{10} + I_{11} = PAR$
$I_6 + I_8 + I1_0 + I_{12} = PAR$

3.11.4.5 Parámetros de guía angular. La información de guía angular se codificará por la magnitud de la separación de tiempo entre los centros de los lóbulos principales de los haces explotadores de IDA y VUELTA recibidos. El equipo de a bordo interpretará la codificación como una función lineal del tiempo, de la forma siguiente:

$$\theta = (T_0 - t)\ V/2$$

en la que:

θ = Azimut o ángulo de guía de elevación en grados

t = Separación en tiempo, en microsegundos, entre los centros de los haces de IDA y VUELTA

T_0 = Tiempo de separación, en microsegundos, entre los centros de los haces de IDA y VUELTA, correspondientes a cero grados

V = Constante de escala de la velocidad de exploración en grados por microsegundo.

3.11.4.5.1 Los valores de los parámetros de guía angular serán los que se señalan en la tabla siguiente:

Función	Ángulo máximo de exploración (grados)	Valor de para el ángulo máximo de exploración (µs)
Azimut de aproximación	-62 a +62	13 000
Azimut de aproximación de régimen alto	-42 a +42	9 000
Azimut posterior	-42 a +42	9 000
Elevación de aproximación	-1,5 a +29,5	3 500
Elevación de enderezamiento	-2 a +10	3 200

Nota 1.- Entre el final de la exploración IDA y el comienzo de la exploración VUELTA hay un tiempo de pausa sin radiación, de duración adecuada. En el Adjunto G, 2.2.1, se proporciona información adicional.

Nota 2.- Con los ángulos máximos de exploración indicados se reconoce que el ángulo de exploración debe sobrepasar el límite del sector de guía proporcional en, por lo menos, la mitad de la anchura de la envolvente de haz de barrido detectado (en ángulo equivalente) para que se pueda decodificar bien.

3.11.4.5.2 Las tolerancias en la velocidad del haz explorador del equipo terrestre y la separación del tiempo entre los impulsos IDA y VUELTA correspondientes a cero grados, serán suficientes para satisfacer los requisitos sobre la precisión especificados en 3.11.4.9. Las transmisiones de exploración IDA y VUELTA estarán dispuestas simétricamente hacia los puntos medios de exploración enumerados en cada una de las Tablas de A-2 a A-5 del Apéndice A. El punto medio de exploración y el centro de intervalo de tiempo entre las transmisiones de exploración IDA y VUELTA coincidirán, con una tolerancia de ± 10 µs.

3.11.4.6 Funciones de guía de azimut

3.11.4.6.1 Cada ángulo de guía transmitido consistirá en una exploración IDA en el sentido de las agujas del reloj, seguida de una exploración VUELTA en el sentido contrario al de las agujas del reloj, visto desde arriba de la antena. Para las funciones de azimut de aproximación, el aumento de los ángulos de guía se hará en la dirección de la exploración IDA. Para las funciones de azimut posterior dicho aumento se hará en la dirección de la exploración VUELTA.

Nota.- El Adjunto G, 2.3.1, contiene un diagrama que ilustra las convenciones de exploración.

3.11.4.6.2 Señales de sector. El formato de la transmisión desde cualquier función de azimut incluirá períodos de tiempo para la selección de la antena de a bordo, indicación fuera de cobertura, e impulsos de prueba tal como está especificado en el Apéndice A, Tablas A-2 y A-3. La precisión de la cronología interna de las señales de sector concordará con la precisión de la cronología interna de las transiciones MDPD especificadas en 3.11.4.3.4.

3.11.4.6.2.1 Identificación del equipo terrestre. Cada MLS que preste servicio a una pista determinada se identificará por un designador de cuatro caracteres alfabéticos, empezando por la letra M. Este designador, salvo la primera letra, será transmitido como palabra digital en la forma enumerada en el Apéndice A, Tabla A-7.

Nota.- No es un requisito que el equipo terrestre MLS transmita datos de identificación fuera de los sectores de cobertura de guía angular. Si por razones operacionales fuera necesario proporcionar la identificación de canal MLS fuera de los sectores de cobertura de guía angular, ésta podrá obtenerse del DME omnidireccional asociado. (Véase 3.11.5.5.2 y Adjunto G, 8.2).

3.11.4.6.2.1.1 La señal será transmitida por el canal de datos a las regiones de cobertura de azimut de aproximación y posterior.

3.11.4.6.2.1.2 El bit de código correspondiente al período de tiempo previamente atribuido para la identificación del equipo terrestre de alternativa (código Morse) a continuación del preámbulo de azimut se fijará en el estado “CERO”.

3.11.4.6.2.2 Señal de selección de antena de a bordo. Se transmitirá una señal para la selección de antena de a bordo como una señal de “cero” MDPD, con una duración equivalente a un período de seis bits. La señal estará disponible en todo el sector de cobertura en el que se proporcione guía de azimut de aproximación o posterior.

Nota.- La señal proporciona una oportunidad para la selección de la antena más apropiada en una instalación de antenas múltiples de a bordo.

3.11.4.6.2.3 Impulsos de indicación fuera de cobertura (OCI) de azimut. Cuando se utilicen, los impulsos de indicación fuera de cobertura serán:

a) mayores que cualquier otra señal de guía en el sector fuera de cobertura;
b) inferiores, en por lo menos 5 dB, al nivel del margen “vuele a la izquierda” (vuele a la derecha) dentro del sector del margen “vuele a la izquierda” (vuele a la derecha); y
c) inferiores, en por lo menos 5 dB, al nivel del haz explorador dentro de la zona de cobertura proporcional.

La duración de cada impulso, medida en el punto de media amplitud, será de por lo menos 100 µs y los tiempos de aumento y disminución de estos impulsos serán inferiores a 10 µs.

3.11.4.6.2.3.1 Si se desea, estará permitido transmitir dos impulsos en secuencia en cada período de tiempo de indicación de fuera de cobertura. Cuando se utilicen pares de impulsos, la duración de cada impulso será de por lo menos 50 µs y los tiempos de aumento y disminución de estos impulsos serán inferiores a 10 µs.

3.11.4.6.2.3.2 Las transmisiones de impulsos de indicación fuera de cobertura radiados desde antenas con diagramas de cobertura superpuestos tendrán una separación de por lo menos 10 µs.

3.11.4.6.2.4 Señales de ensayo radiadas desde el suelo

Nota.- Se ha reservado un intervalo de tiempo en los formatos de señales de guía de ángulo de azimut para el uso futuro de una señal de ensayo radiada desde el suelo.

3.11.4.6.2.5 Guía de margen. Cuando el sector de guía proporcional proporcionado es menor que la cobertura mínima especificada en 3.11.5.2.2.1.1 a) y 3.11.5.2.2.2 a), se proporcionará guía de margen para complementar el sector de cobertura mediante la transmisión de impulsos de margen vuele a la izquierda/vuele a la derecha en los formatos para las funciones de azimut de aproximación, azimut de aproximación de régimen alto y azimut posterior. Alternativamente, se permitirá proporcionar guía de margen dejando que el haz explorador explore más allá del sector de guía proporcional designado para suministrar información de margen vuele a la izquierda o vuele a la derecha, según convenga, cuando el ángulo decodificado exceda de los límites designados de la cobertura de guía proporcional.

3.11.4.6.2.5.1 Se proporcionará información sobre guía de margen mediante la transmisión de pares de impulsos dentro de los períodos de tiempo de ángulo explorador. Un par consistirá en un impulso adyacente al tiempo de comienzo de la exploración IDA del haz explorador y de un impulso adyacente al tiempo de parada de la exploración VUELTA. El segundo par consistirá en un impulso adyacente al tiempo de parada de la exploración IDA del haz explorador, y de un impulso adyacente al tiempo de comienzo de la exploración VUELTA. Los impulsos de margen “vuele a la derecha” representarán ángulos positivos y los impulsos de margen “vuele a la izquierda” representarán ángulos negativos. La duración de cada impulso de margen será de 50 µs con una tolerancia de ± 5 µs. El tiempo de conmutación del transmisor entre los impulsos de margen y las transmisiones de haz explorador no excederá de 10 µs. El tiempo de aumento en el borde de cada impulso de margen no adyacente al haz explorador será menor de 10 µs.

3.11.4.6.2.5.2 Las características de la señal en el espacio de los impulsos de guía de margen serán las siguientes:

a) en el sector de guía de margen “vuele a la derecha”, la señal de guía de margen “vuele a la derecha” excederá los lóbulos laterales del haz explorador, cualquier otra guía y las señales de indicación fuera de cobertura en por lo menos 5 dB;
b) en un sector de guía de margen “vuele a la izquierda”, la señal de margen “vuele a la izquierda” excederá los lóbulos laterales del haz explorador, cualquier otra guía y las señales de indicación fuera de cobertura en por lo menos 5 dB; y
c) en el sector de guía proporcional las señales de guía de margen estarán por lo menos 5 dB por debajo del lóbulo principal del haz explorador.

3.11.4.6.2.5.3 La densidad de potencia de la señal de margen será la requerida en 3.11.4.10.1.

Nota 1.- El Adjunto G, 2.3.4, contiene información de orientación sobre los puntos siguientes:

a) organización de la cronología de margen y de haz explorador;
b) envolventes de los impulsos en las zonas de transición entre las señales de margen y de haz explorador;
c) cambios de la conversión de margen (vuele a la derecha/vuele a la izquierda).

Nota 2.- Los límites de la cobertura proporcional se transmiten en los datos básicos tal como se especifica en 3.11.4.8.2.

3.11.4.7 Funciones de guía en elevación

3.11.4.7.1 Convenciones de exploración. Para la función de elevación de aproximación los ángulos de guía en elevación, en aumento, estarán en la dirección hacia arriba. El ángulo de elevación cero coincidirá con un plano horizontal a través del centro de fase de la antena respectiva. Cada

transmisión de ángulo de guía consistirá en una exploración IDA seguida de una exploración VUELTA.

La exploración IDA irá en la dirección del aumento de los valores angulares.

3.11.4.7.2 Señal del sector. La transmisión de un impulso de indicación fuera de cobertura se proporcionará en el formato para la función de elevación de aproximación. Cuando se utilice un impulso de indicación fuera de cobertura, este impulso será: 1) mayor que cualquier señal de guía en el sector de indicación fuera de cobertura, y 2) inferior, en por lo menos 5 dB, a las señales de guía dentro del sector de guía. La cronología de la elevación de la indicación fuera de cobertura será la indicada en la Tabla A-4 del Apéndice A. La duración de cada impulso medida en los puntos de media amplitud será de por lo menos 100 y los tiempos de aumento y disminución serán inferiores a 10 µs.

3.11.4.7.2.1 Si se desea, estará permitido transmitir dos impulsos en secuencia en cada período de tiempo de indicación de margen de franqueamiento de obstáculos. Cuando se utilicen pares de impulsos, la duración de cada impulso será de por lo menos 50 µs, y los tiempos de aumento y disminución serán inferiores a 10 µs.

3.11.4.8 Funciones de datos. En el formato de señal MLS se preverá la transmisión de datos básicos y de datos auxiliares.

Nota.- Los requisitos del equipo terrestre relativos a la cobertura y supervisión de los datos están especificados en 3.11.5.4.

3.11.4.8.1 Transmisión de datos. Los datos se transmitirán como está especificado en 3.11.4.4.3.1.

3.11.4.8.2 Organización y cronología de datos básicos. Los datos básicos estarán codificados como “palabras” de 32 bits, consistiendo cada una en un preámbulo de función (12 bits) como está especificado en 3.11.4.4, y el contenido de los datos como está especificado en el Apéndice A, Tabla A-7. La cronología de las “palabras” de datos básicos será como está especificada en el Apéndice A, Tabla A-6. El contenido, el intervalo máximo entre dos transmisiones de la misma “palabra”, y la organización de las “palabras” serán como están especificadas en el Apéndice A, Tabla A-7. Los datos que contengan información digital se transmitirán en el primer bit menos significativo. El número binario menor representará el límite inferior absoluto con incrementos por escalones binarios hasta el límite superior absoluto de la gama de valores especificada en del Apéndice A, Tabla A-7.

3.11.4.8.2.1 Contenidos de datos básicos. Los ítems del contenido de datos especificados en el Apéndice A, Tabla A-7, se definirán de la forma siguiente:

a) Distancia de la antena de azimut de aproximación al umbral representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena de azimut de aproximación hasta un plano vertical, perpendicular al eje de pista, que contiene el umbral de pista.
b) Límite de la cobertura proporcional en azimut de aproximación representará el límite del sector en el que se transmite la guía proporcional de azimut de aproximación.
c) Tipo de señal de margen representará el método por el que se proporciona la señal de margen de azimut.
d) Trayectoria de planeo mínima representará el ángulo de descenso mínimo a cero grados de azimut, según se define en 3.11.1.
e) Estado de azimut posterior representará las condiciones operacionales del equipo de azimut posterior.
f) Estado del DME representará las condiciones operacionales del equipo DME.
g) Estado de azimut de aproximación representará las condiciones operacionales del equipo de azimut de aproximación.

h) Estado de elevación de aproximación representará las condiciones operacionales del equipo de elevación de aproximación.
i) Anchura de haz representará, para una función determinada, la anchura de haz de antena, según se define en 3.11.1.
j) Distancia DME representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena DME hasta el plano vertical perpendicular al eje de la pista que contiene el punto de referencia MLS.
k) Orientación magnética de azimut de aproximación representará el ángulo medido en el plano horizontal en sentido dextrorso desde el norte magnético hasta el azimut de aproximación de cero grados, a partir de la antena de azimut de aproximación. El vértice del ángulo medido será el centro de fase de la antena de azimut de aproximación.
l) Orientación magnética de azimut posterior representará el ángulo medido en el plano horizontal en sentido dextrorso desde el norte magnético hasta el azimut posterior de cero grados, a partir de la antena de azimut posterior. El vértice del ángulo medido será el centro de fase de la antena de azimut posterior.
m) Límite de la cobertura proporcional de azimut posterior representará el límite del sector en el que se transmite la guía proporcional de azimut posterior.
n) Identificación del equipo terrestre MLS representará los tres últimos caracteres de la identificación del sistema especificada en 3.11.4.6.2.1. Los caracteres estarán codificados de acuerdo con el Alfabeto internacional núm. 5 (IA-5), utilizando los bits b_1 a b_6.

Nota 1.- El Alfabeto internacional núm. 5 (IA-5) está definido en la RB 69, Subparte III.

Nota 2.- El bit b7 de este código puede reconstruirse en el receptor de a bordo tomando el complemento del bit b_6.

3.11.4.8.3 Organización y cronología de los datos auxiliares. Todos los datos auxiliares se organizarán en palabras de 76 bits que comprenden el preámbulo de función (12 bits) especificado en 3.11.4.4, la dirección (8 bits) especificada en la Tabla A-9 del Apéndice A, y el contenido y paridad de los datos (56 bits) especificados en el Apéndice A, Tablas A-10, A-11, A-12, A-13 y A-15. Se reservan tres códigos de identificación de función para indicar la transmisión de datos auxiliares A, datos auxiliares B y datos auxiliares C. La cronología de la función de datos auxiliares será la especificada en el Apéndice A, Tabla A-8. Se proporcionarán dos formatos de palabra de datos auxiliares, uno para datos digitales y otro para datos con caracteres alfanuméricos. Al transmitir los datos que contienen información digital, se transmitirá primero el bit menos significativo. Los caracteres alfa en las palabras de datos B1 a B39 se codificarán de acuerdo con el Alfabeto internacional núm. 5 (IA-5), utilizando los bits b1 a b5, transmitiéndose el bit b1 en primer lugar. Los caracteres de los datos alfanuméricos de otras palabras de datos se codificarán de acuerdo con el IA-5 utilizando siete bits de información, más un bit de paridad añadido a cada carácter. Los datos alfanuméricos se transmitirán en el orden en que han de ser leídos. La transmisión en serie de un carácter se hará de forma que se transmita primero el bit de orden inferior y que el bit de paridad se transmita el último.

Nota 1.- El Alfabeto internacional núm. 5 (IA-5) está definido en la RAB 69, Parte IIII.

Nota 2.- En 3.11.4.8.3.1 se especifica el contenido de datos auxiliares A. En 3.11.4.8.3.2 se especifica el contenido de datos auxiliares B. Se reserva para uso nacional el contenido de datos auxiliares C.

3.11.4.8.3.1 Contenido de los datos auxiliares A. Los datos incluidos en las palabras de datos auxiliares A1 a A4, según lo especificado en la Tabla A-10 del Apéndice A, se definirán como sigue:

a) Desplazamiento de la antena de azimut de aproximación representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena de azimut de aproximación hasta un plano vertical que pasa por el eje de la pista.
b) Distancia de la antena de azimut de aproximación al punto de referencia MLS representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena de azimut de aproximación hasta el plano vertical perpendicular al eje de la pista que pasa por el punto de referencia MLS.
c) Alineación del azimut de aproximación con el eje de la pista representará el ángulo mínimo entre el azimut de aproximación de cero grados y el eje de la pista.
d) Sistema de coordenadas de la antena de azimut de aproximación representará el sistema de coordenadas (planas o cónicas) de los datos angulares transmitidos por la antena de azimut de aproximación.
Nota.- Aunque esta norma fue elaborada para proporcionar sistemas alternativos de coordenadas, el sistema de coordenadas planas no está en vigor ni se tiene la intención de que lo esté en el futuro.
e) Altura de la antena de azimut de aproximación representará la posición en el plano vertical del centro de fase de la antena respecto al punto de referencia MLS.
f) Desplazamiento de la antena de elevación de aproximación representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena de elevación hasta un plano vertical que pasa por el eje de la pista.
g) Distancia desde el punto de referencia MLS al umbral representará la distancia medida a lo largo del eje de la pista desde el punto de referencia MLS hasta el umbral de la pista.
h) Altura de la antena de elevación de aproximación representará el emplazamiento vertical del centro de fase de la antena de elevación con respecto al punto de referencia MLS.
i) Elevación del punto de referencia MLS representará la elevación del punto de referencia con relación al nivel medio del mar (msl).
j) Altura del umbral de la pista representará la posición en el plano vertical de la intersección del umbral de la pista con el eje de pista respecto al punto de referencia MLS.
k) Desplazamiento DME representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena DME hasta un plano vertical que pasa por el eje de la pista.
l) Distancia del DME al punto de referencia MLS representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena DME hasta un plano vertical, perpendicular al eje de la pista, que pasa por el punto de referencia MLS.
m) Altura de la antena DME representará la posición en el plano vertical del centro de fase de la antena respecto al punto de referencia MLS.
n) Distancia del extremo de parada de la pista representará la distancia a lo largo del eje entre el extremo de parada de la pista y el punto de referencia MLS.
o) Desplazamiento de la antena de azimut posterior representará la distancia mínima desde el centro de fase de la antena de azimut posterior hasta un plano vertical que pasa por el eje de la pista.
p) Distancia del azimut posterior al punto de referencia MLS representará la distancia mínima, desde la antena de azimut posterior hasta un plano vertical, perpendicular al eje de la pista, que pasa por el punto de referencia MLS.
q) Alineación del azimut posterior con el eje de la pista representará el ángulo mínimo entre el azimut posterior de cero grados y el eje de la pista.
r) Sistema de coordenadas de la antena de azimut posterior representará el sistema de coordenadas (planas o cónicas) de los datos angulares transmitidos por la antena de azimut posterior.
Nota.- Aunque esta norma fue elaborada para proporcionar sistemas alternativos de coordenadas, el sistema de coordenadas planas no está en vigor ni se tiene la intención de que lo esté en el futuro.
s) Altura de la antena de azimut posterior representará la posición en el plano vertical del centro de fase de la antena respecto al punto de referencia MLS.

Nota.- Se tiene la intención de que no se determinen otras palabras de datos auxiliares A.

3.11.4.8.3.2 Contenido de los datos auxiliares B. Se determinarán las palabras de datos auxiliares B como se especifica en el Apéndice A, Tablas A-11 y A-13.

3.11.4.8.3.2.1 Datos para procedimientos con sistema de aterrizaje por microondas/navegación de área (MLS/RNAV). Cuando sea necesario, se utilizarán las palabras de datos B1 a B39 para transmitir datos para apoyar procedimientos MLS/ RNAV.

Se permitirá dividir estos datos de procedimientos en dos bases de datos separadas: una para la transmisión en el sector de azimut de aproximación y la otra para transmisión en el sector de azimut posterior. Los datos correspondientes a cada procedimiento se transmitirán en la base de datos para el sector de cobertura en el que se inicia el procedimiento. Los datos de procedimiento para aproximaciones frustradas se incluirán en la base de datos que contiene el procedimiento de aproximación correspondiente.

3.11.4.8.3.2.2 Estructura de la base de datos de procedimiento. Cuando se utilice, cada base de datos de procedimiento se construirá como sigue:

a) se identificará con una palabra de aplicación/CRC el tamaño de la base de datos, el número de procedimientos definidos, y el código de verificación cíclica de redundancia (CRC) para la validación de la base de datos;
b) se identificarán mediante palabras descriptoras de procedimiento todos los procedimientos de aproximación y salida nombrados dentro de la base de datos; y
c) se definirán mediante palabras de datos de puntos de recorrido la ubicación y la secuencia de los puntos de recorrido correspondientes a los procedimientos.

Nota.- La estructura y la codificación de las palabras de datos auxiliares B de B1 a B39 se definen en el Apéndice A, Tablas A-14 a A-17. En el Adjunto G se proporciona texto de orientación relativo a la codificación de los procedimientos MLS/RNAV.

3.11.4.9 Precisión del sistema. Las normas relativas a la precisión, aquí especificadas, *deben cumplirse en base a una probabilidad del 95% salvo que se indique otra cosa.*

Nota 1.- Entre los límites globales de error se incluyen los errores procedentes de toda clase de causas, equipo de a bordo, equipo terrestre y efectos de propagación.

Nota 2.- Se tiene la intención de que los límites de error se apliquen sobre un intervalo de la trayectoria de vuelo que incluya la referencia de aproximación o la referencia de azimut posterior. En el Adjunto G, 2.5.2, se proporciona la interpretación de los errores MLS y la medición de los mismos sobre un intervalo apropiado para la inspección en vuelo.

Nota 3.- Para determinar los errores admisibles en las tolerancias de deterioro en puntos que no sean el de referencia apropiada, la precisión especificada en la referencia debe convertirse primeramente de su valor lineal a su valor angular equivalente, con el origen en la antena.

3.11.4.9.1 Referencia de aproximación MLS. La altura de la referencia de aproximación MLS será de 15 m (50 ft). Se permitirá una tolerancia de +3 m (10 ft).

Nota 1.- La finalidad operacional de determinar la altura de la referencia de aproximación MLS es lograr la guía segura sobre los obstáculos así como una utilización segura y eficiente de la pista servida. Para las alturas mencionadas en 3.11.4.9.1 se suponen pistas con número de clave 3 ó 4, según se definen en el Anexo 14.

Nota 2.- Al mismo tiempo, la referencia proporciona un punto conveniente en el cual pueden especificarse la precisión y otros parámetros de la función.
Nota 3.- Para obtener los valores anteriores de la altura del punto de referencia de aproximación MLS, se supuso una distancia vertical máxima de 5,8 m (19 ft) entre la trayectoria seguida por la antena de trayectoria de planeo de la aeronave y la trayectoria de la parte inferior de las ruedas al cruzar el umbral. En el caso de aeronaves que excedan este criterio, tal vez podría ser necesario tomar las medidas apropiadas, bien sea para mantener el margen vertical adecuado sobre el umbral o para ajustar las mínimas de operación permitidas.

3.11.4.9.2 Referencia de azimut posterior MLS. La altura de la referencia de azimut posterior MLS será de 15 m (50 ft). Se permite una tolerancia de + 3 m (10 ft).
Nota.- La finalidad de determinar la referencia de azimut posterior MLS es proporcionar un punto conveniente en el cual pueden especificarse la precisión y otros parámetros de la función.

3.11.4.9.3 El PFE comprenderá aquellos componentes de frecuencia del error de señal de guía a la salida del receptor de a bordo, que se encuentra por debajo de 0,5 rad/s para la información de guía de azimut o por debajo de 1,5 rad/s para la información de guía de elevación. El ruido de mandos estará formado por los componentes de frecuencia del error de la señal de guía a la salida del receptor de a bordo que se sitúen por encima de 0,3 rad/s para la guía en azimut o por encima de 0,5rad/s para la información de guía de elevación. La frecuencia de vértice del filtro de salida del receptor utilizado para esta medida es de 10 rad/s.

3.11.4.9.4 Funciones de guía en azimut de aproximación. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, en la referencia de aproximación, la función de azimut de aproximación proporcionará la siguiente performance:

a) el PFE no será mayor de ± 6 m (20 ft);
b) el PFN no será mayor de ± 3,5 m (11,5 ft);
c) el CMN no será mayor de ± 3,2 m (10,5 ft) o 0,1°, tomándose de ambos valores el menor.

3.11.4.9.4.l En la referencia de aproximación, el PFE no debe ser mayor de ± 4 m (13,5 ft).

3.11.4.9.4.2 La precisión lineal especificada en el punto de referencia se mantendrá en toda la región de cobertura de la pista especificada en 3.11.5.2.2.1.2, excepto cuando esté tolerado el deterioro tal como está especificado en 3.11.4.9.4.3.

3.11.4.9.4.3 Tolerancia en el deterioro. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, se permitirá que el PFE, el PFN y el CMN angulares del azimut de aproximación se deterioren linealmente hasta los límites de cobertura, en la forma siguiente:

a) En la distancia. El límite del PFE y el límite del PFN, expresados en forma angular a 37 km (20 NM) del umbral de la pista a lo largo de la prolongación del eje de la pista, será de dos veces el valor especificado en la referencia de aproximación. El límite del CMN será de 0,1º a 37 km (20 NM) del punto de referencia de aproximación a lo largo de la prolongación del eje de la pista, a un ángulo mínimo de trayectoria de planeo.
b) En el ángulo azimutal. El límite del PFE y el límite del PFN, expresados en forma angular para un ángulo azimutal de ± 40°, será de 1,5 veces el valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de aproximación. El límite del CMN, expresado en forma angular, para un ángulo azimutal de ± 40° es de 1,3 veces el valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de aproximación.
c) En el ángulo de elevación. El límite del PFE y el límite del PFN no se deteriorarán hasta un ángulo de elevación de 9°. El límite del PFE y el límite del PFN, expresados en forma angular para un ángulo de elevación de 15° desde el centro de fase de la antena de azimut de aproximación, será de dos veces el valor tolerado por debajo de 9° a la misma distancia de

la referencia de aproximación, y al mismo ángulo azimutal. El error del CMN no se deteriorará con el ángulo de elevación.

d) CMN máximo. Los límites del CMN no excederán de 0,2º en ninguna región de cobertura.

3.11.4.9.4.3.1 El CMN no debe exceder de 0,1º en ninguna región de cobertura.

3.11.4.9.4.4 PFE y PFN angulares máximos. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, en cualquier región dentro de la cobertura, los límites de error angular serán los siguientes:

a) el PFE no excederá de ± 0,25°; y
b) el PFN no excederá de ± 0,15°.

3.11.4.9.5 Función de guía en azimut posterior. En la referencia planeo de azimut posterior, la función posterior proporcionará la siguiente performance:

a) el PFE no será mayor de ± 6 m (20 ft);
b) la componente de PFN no será mayor de ± 3,5 m (11,5 ft);
c) el CMN no será mayor de ± 3,2 m (10,5 ft) o de 0,1°, tomándose de ambos valores el menor.

3.11.4.9.5.1 Tolerancia en el deterioro. Estará tolerado que el PFE, el PFN y el CMN del ángulo de azimut posterior, se deterioren linealmente hasta los límites de cobertura, en la forma siguiente:

a) En la distancia. El límite de PFE y el límite de PFN, expresados en forma angular en el límite de cobertura a lo largo de la prolongación del eje de pista, será de dos veces el valor especificado en la referencia planeo de azimut posterior. El límite de CMN, expresado en forma angular a 18,5 km (10 NM) desde el fin de pista a lo largo de la prolongación del eje de pista, será de 1,3 veces el valor especificado en la referencia de azimut posterior.
b) En el ángulo azimutal. El límite de PFE y el límite de PFN, expresados en forma angular para un ángulo azimutal de ± 20°, será de 1,5 veces su valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de azimut posterior. El límite de CMN, expresado en forma angular para un ángulo azimutal de ± 20°, será de 1,3 veces su valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de azimut posterior.
c) En el ángulo de elevación. El límite de PFE y el límite de PFN se deteriorarán hasta un ángulo de elevación de 9°. El límite de PFE y el límite de PFN, expresados en forma angular para un ángulo de elevación de 15° del centro de fase de la antena de azimut posterior, será de dos veces el valor tolerado por debajo de 9° a la misma distancia de la referencia de azimut posterior y al mismo ángulo azimutal. El límite de CMN no se deteriorará con el ángulo de elevación.
d) CMN máximo. Los límites del CMN no excederán de 0,2° en ninguna región de cobertura.

3.11.4.9.5.2 PFE y PFN máximos. En cualquier región dentro de la cobertura, los límites de error angular serán los siguientes:

a) el PFE no excederá de ± 0,50°; y
b) el PFN no excederá de ± 0,30°.

3.11.4.9.6 Función de guía en elevación. Para los equipos emplazados para proporcionar una trayectoria de planeo mínima nominal de 3° o menos, a excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, la función de elevación de aproximación proporcionará la siguiente performance en la referencia de aproximación:

a) el PFE no será mayor de ± 0,6 m (2 ft);
b) el PFN será mayor de ± 0,4 m (1,3 ft);
c) el CMN no será mayor de ± 0,3 m (1 ft).

3.11.4.9.6.1 Tolerancia en el deterioro. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, se permitirá que el PFE, el PFN y el CMN de la trayectoria del ángulo de elevación de aproximación, se deterioren linealmente hasta los límites de cobertura, en la forma siguiente:

a) En la distancia. El límite de PFE y el PFN, expresados en forma angular a 37 km (20 NM) del umbral de la pista sobre la trayectoria de planeo mínima será de 0,2°. El límite del CMN será de 0,1º a 37 km (20 NM) del punto de referencia de aproximación a lo largo de la prolongación del eje de la pista, a un ángulo mínimo de trayectoria de planeo.
b) En el ángulo azimutal. El límite de PFE y el límite de PFN expresados en forma angular para un ángulo azimutal de ± 40°, será de 1,3 veces el valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de aproximación. El límite de CMN, expresado en forma angular para un ángulo azimutal de ± 40° será de 1,3 veces el valor sobre la prolongación del eje de pista a la misma distancia de la referencia de aproximación.
c) En el ángulo de elevación. Para ángulos de elevación por encima del que sea menor entre la trayectoria de planeo mínima y el de 3° y hasta el máximo de la cobertura de guía proporcional y en el lugar geométrico de los puntos directamente por encima de la referencia de aproximación, el límite de PFE, el límite de PFN y el límite de CMN, expresados en forma angular, se tolerará su deterioración lineal hasta que para un ángulo de elevación de 15° el límite sea dos veces el valor especificado en el punto de referencia. En ningún caso, el CMN directamente por encima del punto de referencia excederá de ± 0,07°. Para otras regiones de cobertura dentro del sector angular desde un ángulo de elevación equivalente a la trayectoria de planeo mínima hasta el ángulo máximo de cobertura proporcional se aplicará el deterioro con la distancia y ángulo acimutal especificados en a) y b).
d) Los límites del PFE, PFN y CMN no sufrirán deterioro en la región comprendida entre la trayectoria mínima de planeo y la correspondiente al 60% del ángulo de la trayectoria mínima de planeo. Para los ángulos de elevación por debajo del 60% de la trayectoria de planeo mínima, hacia abajo, hasta el límite de cobertura especificado en 3.11.5.3.2.1.2 y en el lugar geométrico de los puntos directamente por debajo del punto de referencia, el límite de PFE, el límite PFN y el límite CMN, expresados en forma angular, se tolerará su aumento lineal hasta seis veces su valor en la referencia planeo de aproximación. Para otras regiones de cobertura dentro del sector angular desde un ángulo de elevación equivalente al 60% del valor del ángulo de trayectoria de planeo mínima, hacia abajo, hasta el límite de cobertura, se aplicará el deterioro con la distancia y el ángulo azimutal especificados en a) y b). En ningún caso se tolerará que el PFE exceda de 0,8°, o que el CMN exceda de 0,4°.
e) CMN máximo. Para ángulos de elevación por encima del correspondiente al 60% de la trayectoria mínima de planeo los límites del CMN no excederán de 0,2º en ninguna región de cobertura.

3.11.4.9.6.2 PFE y PFN angulares máximos. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, en cualquier región dentro de la cobertura, para ángulos de elevación superiores al 60% de la trayectoria mínima de planeo, los límites de error angular serán los siguientes:
a) el PFE no excederá de ± 0,25°; y
b) el PFN no excederá de ± 0,15°.

3.11.4.9.6.3 El límite expresado en forma angular para el deterioro lineal del límite de PFE, del límite de PFN y del límite CMN, en ángulos por debajo del 60% de la trayectoria de planeo mínima, hasta abajo, y hasta el límite de cobertura, debe ser tres veces el valor tolerado en la referencia de aproximación.

Nota.- Para otras regiones de cobertura dentro del sector angular, desde un ángulo de elevación equivalente al 60% del ángulo de la trayectoria de planeo mínima, y hacia abajo, hasta el límite de cobertura, se aplica el deterioro con la distancia y el ángulo azimutal especificados en 3.11.4.9.6.1 a) y b).

3.11.4.9.6.4 CMN máximo. Los límites del CMN no deben exceder de 0,1º en ninguna región dentro de los límites de cobertura para ángulos de elevación por encima del 60% del de la trayectoria mínima de planeo.

3.11.4.9.6.5 El PFE no debe exceder de 0,35°, y el CMN no debe exceder de 0,2°.

3.11.4.9.6.6 El equipo de elevación de aproximación emplazado para suministrar una trayectoria de planeo mínima mayor de 3° proporcionará precisiones angulares que no sean menores que aquellas especificadas para un equipo emplazado para suministrar una trayectoria de planeo mínima de 3° dentro del espacio de cobertura.

3.11.4.10 Densidad de potencia

3.11.4.10.1 La densidad de potencia de las señales DPSK, de margen de guía angular tendrá por lo menos, los valores indicados en la tabla siguiente, bajo cualquier condición meteorológica operacional y en cualquier punto dentro de la cobertura, con excepción de lo especificado en 3.11.4.10.2.

Función	Señales DPSK (dBW/m^2)	Señales de ángulo (dBW/m^2) (anchura de haz de antena) 1º	2º	3º	Señales de margen (dBW/m^2)
Guía en azimut de aproximación	-89,5	-85,7	-79,7	-76,2	-88,0
Guía en azimut de aproximación de régimen alto	-89,5	-88,0	-84,5	-81,0	-88,0
Guía en azimut posterior	-89,5	-88,0	-82,7	-79,2	-88,0
Guía en elevación de aproximación	-89,5	-88,0	-84,5	NA	NA

N/A = no se aplica.

Nota.- En la tabla anterior se especifican las densidades de potencia mínimas para las señales de margen y de haz explorador.

En 3.11.4.6.2.5.2 se especifican los valores relativos de ambas señales.

3.11.4.10.2 La densidad de potencia de las señales de guía angular en azimut de aproximación será mayor que la especificada en 3.11.4.10.1 en, por lo menos:

a) 15 dB en la referencia de aproximación;
b) 5 dB para 1° o 9 dB para 2° o antenas de mayor anchura de haz a 2,5 m (8 ft) sobre la superficie de la pista, en el punto de referencia MLS o en el punto más alejado del eje de la pista que se encuentre dentro del alcance óptico desde la antena de azimut.

Nota 1.- Cerca de la superficie de la pista el equipo de azimut de aproximación proporcionará normalmente densidades de potencia superiores a las especificaciones para señales de ángulo en 3.11.4.10.1 para apoyar las operaciones de aterrizaje con piloto automático. El Adjunto G proporciona orientación en cuanto a la anchura de haz de antena y consideraciones sobre el balance de potencia.

Nota 2.- Las especificaciones relativas a la cobertura en 3.11.5.2.2 y 3.11.5.3.2 prevén las condiciones de emplazamiento difíciles del equipo terrestre, en las que quizás no sea factible proporcionar la densidad de potencia especificada en 3.11.4.10.2.

3.11.4.10.3 Densidades de potencia relativa para trayectos múltiples

3.11.4.10.3.1 Dentro de la cobertura del azimut MLS a 60 m (200 ft) o más por encima del umbral, la duración de una señal reflejada del haz explorador, cuya densidad de potencia sea, en más de 4 dB, inferior a la densidad de potencia de la señal del haz explorador de guía del azimut de aproximación o del azimut de régimen alto, será menor que un segundo, vista por una aeronave en una aproximación publicada.

3.11.4.10.3.2 Dentro del sector de guía proporcional del azimut MLS, a menos de 60 m (200 ft) por encima del umbral, la densidad de potencia de cualquier señal reflejada del haz explorador de guía del azimut de aproximación o del azimut de régimen alto será superior, en menos de 10 dB, a la densidad de potencia de la señal del haz explorador de guía del azimut de aproximación o del azimut de régimen alto. En el eje de la pista, esta señal reflejada no deteriorará la forma del haz explorador del azimut ni generará, en la salida de un receptor, un error que sobrepase las tolerancias que se especifican en 3.11.4.9.

3.11.4.10.3.3 Dentro de la cobertura de elevación MLS, la duración de una señal reflejada del haz de barrido de guía de elevación de aproximación, cuya densidad de potencia sea, en más de 4 dB, inferior a la densidad de potencia del haz explorador de guía de elevación de aproximación, será menor que un segundo, vista por una aeronave en una aproximación publicada.

3.11.5 Características del equipo terrestre

3.11.5.1 Sincronización y supervisión. Se supervisará la sincronización de las transmisiones de guía angular con multiplexaje por división en el tiempo y las transmisiones de datos, enumerados en 3.11.4.3.3.

Nota.- Los requisitos específicos sobre la supervisión para diferentes funciones MLS están especificados en 3.11.5.2.3 y 3.11.5.3.3.

3.11.5.1.1 Radiación residual de las funciones MLS. La radiación residual de una función MLS en el momento en que se radia otra función será por lo menos de 70 dB inferior al nivel proporcionado cuando se efectúa la transmisión.

Nota.- El nivel aceptable de radiación residual para una función determinada es un nivel que no influye negativamente en la recepción de cualquier otra función y que depende del emplazamiento del equipo y de la posición de la aeronave.

3.11.5.2 Equipo de guía en azimut

3.11.5.2.1 Características de haz explorador. Las antenas del equipo terrestre de azimut producirán un haz en forma de abanico que es estrecho en el plano horizontal, ancho en el plano vertical y que se explora horizontalmente entre los límites del sector de guía proporcional.
3.11.5.2.1.1 Sistemas de coordenadas. La información de guía en azimut se radiará en coordenadas cónicas o planas.

3.11.5.2.1.2 Anchura de haz de antena. La anchura de haz de antena no excederá de 4°.

Nota.- Se tiene la intención de que la envolvente del haz explorador detectada no debe exceder de 250 µs (equivalente a una anchura de haz de 5°) en toda la cobertura para asegurar el descifrado adecuado del ángulo por parte del equipo de a bordo.

3.11.5.2.1.3 Forma de haz explorador. Los puntos de −10 dB de la envolvente de haz se desplazarán del centro del haz en una anchura de haz de 0,76 por lo menos, pero no más de una anchura de haz de 0,96.

Nota.- La forma de haz descrita corresponde a la dirección lobular, en un medio libre de trayectos múltiples, utilizando un filtro apropiado. El Adjunto G, 3.1 y 3.2, contiene información sobre la forma del haz y de los lóbulos laterales.

3.11.5.2.2 Cobertura

Nota.- Las Figuras G-5A, G-5B y G-6 del Adjunto G contienen diagramas que ilustran los requisitos sobre la cobertura aquí especificados.

3.11.5.2.2.1 Azimut de aproximación. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, el equipo terrestre de azimut de aproximación proporcionará información de guía en, por lo menos, la siguiente parte del espacio:

3.11.5.2.2.1.1 Región de aproximación

a) Lateralmente, dentro de un sector de 80º (normalmente +40º y −40º respecto a la línea de mira de la antena) que comienza
b) en el centro de fase de la antena de azimut de aproximación.
c) Longitudinalmente, desde la antena de azimut de aproximación hasta 41,7 km (22,5 NM).
d) Verticalmente entre:
    1) una superficie cónica inferior que comienza en el centro de fase de la antena de azimut de aproximación y se inclina hacia arriba de tal modo que, en el límite de la cobertura longitudinal, alcance una altura de 600 m (2 000 ft) por encima del plano horizontal que contiene el centro de fase de la antena; y
    2) una superficie cónica superior que comienza en el centro de fase de la antena de azimut de aproximación con una inclinación de 15° por encima de la horizontal hasta una altura de 6 000 m (20 000 ft).

Nota 1.- Se tiene la intención de que cuando los obstáculos existentes penetran en la superficie inferior no sea necesario proporcionar la guía a menos de las alturas dentro del alcance óptico.

Nota 2.- Cuando se haya determinado que existe información de guía falsa fuera del sector de cobertura promulgado, y que los procedimientos operacionales apropiados no pueden proporcionar una solución aceptable, se dispone de técnicas para minimizar los efectos. Dichas técnicas comprenden el ajuste de los sectores de guía proporcional o la utilización de señales de indicación de fuera de cobertura. En el Adjunto G, 8 figura texto de orientación relativo a la utilización de esas técnicas.

Nota 3.- Cuando el sector de guía proporcional es menor que la cobertura lateral mínima especificada en 3.11.5.2.2.1.1 a), se necesitan las señales de guía de margen especificadas en 3.11.4.6.2.5.

3.11.5.2.2.1.2 Región de la pista

a) Horizontalmente, dentro de un sector de 45 m (150 ft) a cada lado del eje de pista empezando en el fin de pista y extendiéndose paralelamente al eje de pista en dirección de la aproximación hasta alcanzar la región de cobertura operacional mínima, como se describe en 3.11.5.2.2.1.3.
b) Verticalmente entre:
    1) una superficie horizontal que se encuentra a 2,5 m (8 ft) por encima del punto más alejado del eje de pista, dentro del alcance óptico de antena de azimut; y

2) una superficie cónica que tiene su origen en la antena del equipo terrestre de azimut con una inclinación de 20° sobre la horizontal hasta una altura de 600 m (2 000 ft).

Nota 1.- El Adjunto G, 2.3.6, contiene información sobre la determinación del punto a que se hace referencia en b) 1).

Nota 2.- Se tiene la intención de que pueda proporcionarse guía por debajo de la línea de alcance óptico, siempre que la calidad de la señal sea tal que se satisfagan los requisitos de precisión especificados en 3.11.4.9.4.

3.11.5.2.2.1.2.1 El nivel inferior de la cobertura en la región de la pista debe estar a 2,5 m (8 ft) sobre el eje de pista.

3.11.5.2.2.1.2.2 Cuando se requiera para apoyar aterrizajes, recorridos en tierra o despegues con piloto automático, el nivel más bajo de cobertura en la región de la pista no excederá de 2,5 m (8 ft) por encima del eje de la pista.

Nota.- Se tiene la intención de que el límite inferior de cobertura de 2,5 m (8 ft) sirva para todas las pistas. En el Adjunto G, 2.3.6, se proporciona información sobre la posibilidad de aplicar con menos rigidez los requisitos de densidad de potencia de 3.11.4.10.2 a 2,5 m (8 ft).

3.11.5.2.2.1.3 Región de cobertura mínima.

a) Lateralmente, en un sector de más y menos 10º a los lados del eje de pista que comienza en el punto de referencia del MLS.
b) Longitudinalmente desde el umbral de la pista en la dirección de la aproximación hasta el límite de cobertura longitudinal especificado en 3.11.5.2.2.1.1 b).
c) Verticalmente, entre:
   1) un plano inferior que contiene la línea de 2,5 m (8 ft) por encima del umbral de la pista y que está inclinado hacia arriba de tal modo que, en el límite de la cobertura longitudinal, alcance la altura de la superficie especificada en 3.11.5.2.2.1.1 c) 1); y
   2) la superficie superior que se especifica en 3.11.5.2.2.1.1 c) 2).

3.11.5.2.2.1.4 El equipo terrestre de azimut de aproximación debe proporcionar información de guía verticalmente hasta 30° por encima de la horizontal.

3.11.5.2.2.1.5 El sector de guía proporcional mínimo será el que se indica a continuación:

Distancia de la antena de azimut de aproximación al umbral (AAT)	Cobertura proporcional mínima
AAT < 500 m (1 640 ft)	±8°
500 m (1 640 ft) < AAT < 3 100 m (10 170 ft)	±6°
3 100 m (10 170 ft) < AAT	±4°

3.11.5.2.2.2 Azimut posterior. El equipo terrestre de azimut posterior proporcionará información en, por lo menos, la siguiente parte del espacio:

a) horizontalmente, dentro de un sector de ± 20°, aproximadamente, del eje de la pista, que tiene su origen en la antena del equipo terrestre de azimut posterior y se extiende en la dirección de la aproximación frustrada hasta 18,5 km (10 NM), por lo menos, desde el extremo de la pista;
b) verticalmente en la región de la pista entre:
   1) una superficie horizontal que se encuentra a 2,5 m (8 ft) sobre el punto más alejado del eje de pista, dentro del alcance óptico de antena de azimut; y

2) una superficie cónica que tiene su origen en la antena del equipo terrestre de azimut posterior con una inclinación de 20° sobre la horizontal hasta una altura de 600 m (2 000 ft);

c) verticalmente, en la región de azimut posterior entre:
   1) una superficie cónica que tiene su origen a 2,5 m (8 ft) sobre el fin de pista, con una inclinación de 0,9° sobre la horizontal; y
   2) una superficie cónica que tiene su origen en la antena del equipo terrestre de azimut de aproximación posterior, con una inclinación de 15° sobre la horizontal hasta una altura de 3 000 m (10 000 ft).

Nota 1.- El Adjunto G, 2.3.6, contiene información sobre la determinación del punto a que se hace referencia en b) 1).

Nota 2.- Se tiene la intención de que cuando las características físicas de la pista o los obstáculos impidan el cumplimiento de las normas contenidas en b) y c), no sea necesario proporcionar la guía a menos de las alturas dentro del alcance óptico.

3.11.5.2.2.2.1 La instalación de azimut posterior debe proporcionar información de guía hasta 30° por encima de la horizontal.

3.11.5.2.2.2.2 El sector de guía proporcional mínimo será de ± 10° del eje de pista.

Nota.- El Adjunto G, 7.5, contiene información sobre la aplicación.

3.11.5.2.3 Supervisión y control

3.11.5.2.3.1 A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, los sistemas de supervisión del azimut posterior y del azimut de aproximación harán que cese la radiación y proporcionarán un aviso a los puntos de control designados si cualquiera de las condiciones siguientes persiste por un tiempo mayor que los períodos especificados:

a) se produce un cambio en la contribución del equipo terrestre al error medio de rumbo de modo que el PFE en la referencia de aproximación o en la dirección de cualquier radial de azimut, exceda los límites especificados en 3.11.4.9.4 y 3.11.4.9.5 durante un período de más de 1;
b) se produce una reducción en la potencia radiada hasta menos que la necesaria para satisfacer los requisitos especificados en 3.11.4.10.1 y 3.11.4.6.2.5.2 durante un período de más de 1 s;
c) se produce un error en las transmisiones del preámbulo DPSK, que ocurre más de una vez en cualquier período de 1 s;
d) se produce un error en la sincronización del MDT (multiplexaje por distribución en el tiempo) de una función acimutal determinada, que tenga como resultado que el requisito especificado en 3.11.4.3.2 no se cumple, y si esta condición persiste durante más de 1 s.

Nota.- El Adjunto G, 6, contiene texto de orientación.

3.11.5.2.3.2 El diseño y el funcionamiento del sistema monitor harán que la radiación cese y que se proporcione un aviso en los puntos de control designados en caso de falla del sistema monitor.

3.11.5.2.3.3 El período durante el cual se radia información de guía errónea, incluyendo el período o los períodos de radiación cero, no excederá los períodos especificados en 3.11.5.2.3.1. Todo intento de subsanar la falla se realizará durante este período restableciendo el equipo primario terrestre o cambiando el equipo terrestre de reserva, y todo período de radiación cero no excederá de 500 ms.

Si no se subsanase la falla dentro del tiempo permitido, cesará la radiación. Después del cese, no se intentará restablecer el servicio antes de que haya transcurrido un período de 20 s.

3.11.5.2.4 Requisitos de integridad y continuidad de servicio para azimut MLS

3.11.5.2.4.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en cada aterrizaje para un azimut MLS destinado a operaciones de Categorías II y III.

3.11.5.2.4.2 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no debe ser inferior a $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ en cada aterrizaje en azimut MLS destinado a operaciones de Categoría I.

3.11.5.2.4.3 La probabilidad de no perder la señal de guía radiada será superior a:

a) $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 s para un azimut MLS destinado a operaciones de Categoría II o Categoría IIIA (equivalente a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones); y
b) $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 30 s para un azimut MLS destinado a toda la gama de operaciones de Categoría III (equivalente a 4 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.11.5.2.4.4 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas debe ser superior a $1 - 4 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 s para un azimut MLS destinado a operaciones de Categoría I (equivalente a 1 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota.- En el Adjunto G, 11, figura texto de orientación sobre integridad y continuidad de servicio.

3.11.5.2.5 Precisión del equipo terrestre

3.11.5.2.5.1 A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, la contribución del equipo terrestre al error medio de rumbo no excederá de un error equivalente a ± 3 m (10 ft) en la referencia de aproximación MLS.

3.11.5.2.5.2 La contribución del equipo terrestre al CMN en la referencia no debe exceder de 1 m (3,3 ft) o 0,03°, tomándose de ambos valores el menor, con una probabilidad del 95%.

Nota 1.- Este es el error del equipo sin incluir ningún efecto de propagación.

Nota 2.- El Adjunto G, 2.5.2, contiene orientación sobre la medida de este parámetro.

3.11.5.2.6 Emplazamiento

Nota 1.- No se tiene la intención de no permitir la instalación del MLS cuando no sea posible emplazar el equipo terrestre de azimut en la prolongación del eje de pista.

Nota 2.- En el Adjunto G, 4.3, figura un texto de orientación sobre las áreas críticas y sensibles de las antenas de azimut.

3.11.5.2.6.1 La antena del equipo terrestre de azimut de aproximación estará ubicada, normalmente, en la prolongación del eje de pista más allá del extremo de parada, y se ajustará de modo que el plano vertical que contiene el eje de rumbo de cero grados contenga, asimismo, la referencia de aproximación MLS. El emplazamiento de la antena concordará con los SARPS del Anexo 14 sobre márgenes seguros de franqueamiento de obstáculos

3.11.5.2.6.2 La antena del equipo terrestre de azimut posterior estará ubicada, normalmente, en la prolongación del eje de pista en el extremo del umbral, y la antena se ajustará de modo que el plano vertical que contenga el eje de rumbo de cero grados contenga, asimismo, la referencia de azimut posterior.

3.11.5.3 Equipo de guía de elevación

3.11.5.3.1 Características del haz explorador. La antena del equipo terrestre de elevación producirá un haz en forma de abanico que es estrecho en el plano vertical, ancho en el plano horizontal y que se explora verticalmente entre los límites del sector de guía proporcional.

3.11.5.3.1.1 Sistema de coordenadas. La información de guía de elevación de aproximación se radiará en coordenadas cónicas.

3.11.5.3.1.2 Anchura de haz de antena. La anchura de haz de antena no excederá de 2,5°.

3.11.5.3.1.3 Forma del haz explorador. Los puntos de −10 dB en la envolvente del haz se desplazarán del eje en una anchura de haz de por lo menos 0,76, pero no más de una anchura de haz de 0,96.

Nota.- La forma del haz descrita se aplica a la dirección lobular, en un medio libre de trayectos múltiples, utilizando un filtro adecuado. El Adjunto G, 3.1 y 3.2, contiene información sobre la forma del haz y de los lóbulos laterales.

3.11.5.3.2 Cobertura

Nota.- El Adjunto G, Figura G-10A, contiene diagramas que ilustran los requisitos sobre la cobertura aquí especificados.

3.11.5.3.2.1 Elevación de aproximación. A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, el equipo terrestre de elevación de aproximación proporcionará información de guía proporcional en, por lo menos, la siguiente parte del espacio:

3.11.5.3.2.1.1 Región de aproximación.

a) Lateralmente, dentro del sector que tiene su origen en el centro de fase de la antena de elevación cuya amplitud angular es por lo menos igual a la del sector de guía proporcional que provee el equipo de tierra de aproximación en azimut en el límite de la cobertura longitudinal.
b) Longitudinalmente, a partir de la antena de elevación en la dirección de la aproximación hasta 37 km (20 NM) del umbral.
c) Verticalmente, entre:
    1) una superficie cónica inferior que tiene su origen en el centro de fase de la antena de elevación y que se inclina hacia arriba en tal forma que, en el límite de la cobertura longitudinal, alcance una altura de 600 m (2 000 ft) por encima del plano horizontal que contiene el centro de fase de la antena; y
    2) una superficie cónica superior que tiene su origen en el centro de fase de la antena de elevación y con una inclinación de 7,5° por encima de la horizontal hasta una altura de 6 000 m (20 000 ft).

Nota.- Se tiene la intención de que cuando las características físicas de la región de aproximación impidan la consecución de las normas especificadas en a), b) y c) 1), no sea necesario proporcionar guía por debajo de la línea de alcance óptico.

3.11.5.3.2.1.1.1 El equipo terrestre de elevación de aproximación debe proporcionar guía proporcional para ángulos mayores de 7,5° por encima de la horizontal, cuando ello sea necesario para satisfacer los requisitos operacionales.

3.11.5.3.2.1.2 Región de cobertura mínima operacional.

a) Lateralmente, dentro de un sector que tiene su origen en el punto de referencia MLS, de más y menos 10º a cada lado del eje de pista
b) Longitudinalmente, a partir de 75 m (250 ft) del punto de referencia MLS en la dirección del umbral, hasta el límite de cobertura extremo que se especifica en 3.11.5.3.2.1.1 b).
c) Verticalmente, entre la superficie superior especificada en 3.11.5.3.2.1.1 c) 2), y la de mayor altura entre:
    1) una superficie que sea el lugar geométrico de los puntos a 2,5 m (8 ft) por encima de la pista; o
    2) un plano que tenga su origen en el punto de referencia MLS, inclinado hacia arriba en tal forma que, en el límite de cobertura longitudinal, alcance la altura de la superficie que se especifica en 3.11.5.3.2.1.1 c) 1).

Nota.- El Adjunto G, 3.3, contiene información relativa al diagrama de radiación horizontal de las antenas de elevación de aproximación.

3.11.5.3.3 Supervisión y control

3.11.5.3.3.1 A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, el sistema de supervisión de elevación de aproximación hará que cese la radiación de sus respectivas funciones y proporcionará aviso a los puntos de control designados, si cualquiera de las condiciones siguientes persiste por más tiempo de los períodos especificados:

a) se produce un cambio en la contribución del equipo terrestre a la componente de error medio de trayectoria de planeo de modo que el PFE en la referencia o en cualquier trayectoria de planeo que concuerde con los procedimientos de aproximación publicados, exceda los límites especificados en 3.11.4.9.6 durante un período de más de1 s;
b) se produce una reducción en la potencia radiada hasta menos que la necesaria para satisfacer los requisitos especificados en 3.11.4.10.1 durante un período de más de 1 s;
c) se produce un error en las transmisiones del preámbulo DPSK, el cual ocurre más de una vez en cualquier período de 1 s;
d) se produce un error en la sincronización del TDM de una función de elevación determinada, que tenga como resultado que el requisito especificado en 3.11.4.3.2 no se cumple y esta condición persiste durante más de 1 s.

Nota.- En el Adjunto G, 6, se proporciona texto de orientación.

3.11.5.3.3.2 El diseño y el funcionamiento del sistema monitor harán que la radiación cese y que se proporcione un aviso en los puntos de control designados en el caso de falla del sistema monitor.

3.11.5.3.3.3 El período durante el cual se radia información de guía errónea, incluyendo el período o los períodos de radiación cero no excederá los períodos especificados en 3.11.5.3.3.1. Todo intento de subsanar la falla se realizará durante este período, restableciendo el equipo primario terrestre o cambiando el equipo terrestre de reserva, y todo período de radiación cero no excederá de 500 ms. Si no se subsanase la falla dentro del tiempo permitido cesará la radiación. Después de esto, no se intentará restablecer el servicio antes de que haya transcurrido un período de 20 s.

3.11.5.3.4 Requisitos de integridad y continuidad de servicio para elevación de aproximación MLS

3.11.5.3.4.1 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ en cada aterrizaje para una elevación de aproximación MLS destinada a operaciones de Categorías II y III.

3.11.5.3.4.2 La probabilidad de no radiar señales de guía falsas no será inferior a $1 - 1{,}0 \times 10^{-7}$ en cada aterrizaje para una elevación de aproximación MLS destinada a operaciones de Categoría I.

3.11.5.3.4.3 La probabilidad de no perder la señal de guía radiada será superior a $1 - 2 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 s para una elevación de aproximación MLS destinada a operaciones de Categorías II y III (equivalentes a 2 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

3.11.5.3.4.4 La probabilidad de no perder las señales de guía radiadas debe ser superior a $1 - 4 \times 10^{-6}$ en cualquier período de 15 s para una elevación de aproximación MLS destinada a operaciones de Categoría I (equivalente a 1 000 horas de tiempo medio entre interrupciones).

Nota.- En el Adjunto G, 11, figura texto de orientación sobre integridad y continuidad de servicio.

3.11.5.3.5 Precisión del equipo terrestre

3.11.5.3.5.1 A excepción de lo permitido en 3.11.3.4 para conjuntos MLS simplificados, la contribución del equipo terrestre a la componente de error medio de trayectoria de planeo del PFE no excederá un error equivalente a ± 0,3 m (1 ft) en la referencia de aproximación.
3.11.5.3.5.2 La contribución del equipo terrestre al CMN en la referencia planeo no debe exceder de 0,15 m (0,5 ft) en base a una probabilidad del 95%.

Nota 1.- Este es el error del equipo sin incluir ningún efecto de propagación.

Nota 2.- El Adjunto G, 2.5.2, contiene orientación sobre la medida de este parámetro.

3.11.5.3.6 Emplazamiento
Nota.- En el Adjunto G, 4.2, figura un texto de orientación sobre las áreas críticas de las antenas de elevación.

3.11.5.3.6.1 La antena del equipo terrestre de elevación de aproximación estará situada al lado de la pista. El emplazamiento de la antena concordará con las normas y métodos recomendados relativos al franqueamiento de obstáculos contenidos en el Anexo 14.

3.11.5.3.6.2 La antena del equipo terrestre de elevación de aproximación estará situada de manera que la asíntota de la trayectoria de planeo mínima cruce el umbral en la referencia de aproximación MLS.

3.11.5.3.6.2.1 El ángulo de la trayectoria de planeo mínima es, normalmente, de 3° y no debe exceder de 3° excepto cuando otros medios para satisfacer los requisitos relativos al margen de franqueamiento de obstáculos sean impracticables.

Nota.- Se tiene la intención de que la elección de un ángulo mínimo de trayectoria de planeo mayor de 3° estará determinada por factores operacionales en lugar de por factores técnicos.
3.11.5.3.6.2.2 La antena del equipo terrestre de elevación de aproximación debe emplazarse de forma que la altura del punto correspondiente a la señal de guía decodificada de la trayectoria mínima de planeo no esté a más de 18 m (60 ft) por encima del umbral.

Nota.- El desplazamiento de la antena de elevación respecto al eje de la pista hará que la guía de elevación de la trayectoria mínima de planeo esté por encima del punto de referencia de aproximación.

3.11.5.3.6.3 Cuando se utilicen simultáneamente el ILS y el MLS para prestar servicio a la misma pista, la referencia ILS y el punto de referencia de aproximación MLS deben coincidir con una tolerancia de 1 m (3 ft).

Nota 1.- Se tiene la intención de que esta recomendación se aplique únicamente si la referencia ILS satisface las especificaciones sobre la altura en 3.1.5.1.4 y 3.1.5.1.5.

Nota 2.- El Adjunto G, 4.1, contiene información relativa al emplazamiento común MLS/ILS.

3.11.5.4 Cobertura y supervisión de los datos

Nota 1.- En el Adjunto G, 2.7, se proporciona un texto de orientación sobre aplicación de los datos.

Nota 2.- Los datos esenciales son datos básicos y datos auxiliares esenciales transmitidos en las palabras de datos auxiliares A1, A2, A3 y A4.

3.11.5.4.1 Datos básicos

3.11.5.4.1.1 Las palabras de datos básicos 1, 2, 3, 4 y 6 se transmitirán en todo el sector de cobertura de azimut de aproximación.
Nota.- El Apéndice A, Tabla A-7, contiene la composición de las "palabras" de datos básicos.

3.11.5.4.1.2 Cuando se proporcione la función de azimut posterior, las palabras de datos básicos 4, 5 y 6 se transmitirán en todos los sectores de cobertura del azimut de aproximación y del azimut posterior.

3.11.5.4.2 Datos auxiliares

3.11.5.4.2.1 Las palabras de datos auxiliares A1, A2 y A3 se transmitirán en todo el sector de cobertura de azimut de aproximación.

3.11.5.4.2.2 Cuando se proporcione la función de azimut posterior, las palabras de datos auxiliares A3 y A4 se transmitirán en todos los sectores de cobertura de azimut de aproximación y de azimut posterior.

Nota.- En lugar de A1 y A4 se transmiten respectivamente las palabras de datos auxiliares B42 y B43, en apoyo de aplicaciones que requieren una rotación de la antena de azimut más allá de la gama de alineación disponible en A1 y A4.

3.11.5.4.2.3 Cuando se proporcionen, las palabras de datos auxiliares B se transmitirán en todo el sector de azimut de aproximación, excepto las palabras que comprenden la base de datos de procedimiento de azimut posterior que se transmitirán en todo el sector de azimut posterior.

3.11.5.4.2.4 Cuando se proporcione la función de azimut posterior, deben transmitirse las palabras de datos auxiliares B apropiadas.

Nota.- En las Tablas A-10, A-12 y A-15 del Apéndice A se indica la composición de las palabras de datos auxiliares.

3.11.5.4.3 Monitor y control

3.11.5.4.3.1 El sistema monitor proporcionará un aviso al punto de control designado si la potencia radiada es inferior a la que se necesite para satisfacer el requisito MDPD especificado en 3.11.4.10.1.

3.11.5.4.3.2 Si se detectara un error de datos básicos radiados en la cobertura de azimut de aproximación, en por lo menos dos muestras consecutivas, cesarán la radiación de estos datos, y las funciones de azimut y de elevación de aproximación.

3.11.5.4.3.3 Si se detectara un error de datos básicos radiados en la cobertura de azimut posterior, en por lo menos dos muestras consecutivas, cesarán la radiación de estos datos y la función de azimut posterior.

3.11.5.5 Equipo radiotelemétrico

3.11.5.5.1 Se proporcionará información DME en todo el espacio de cobertura, por lo menos, en el cual se disponga de guía de aproximación y azimut posterior.

3.11.5.5.2 Si por razones operacionales fuera necesario, debe proporcionarse *información DME en los 360º de azimut.*

Nota.- El emplazamiento del equipo DME terrestre depende de la longitud de la pista, del perfil de la pista y del terreno local.

El Adjunto C, 7.1.6, y el Adjunto G, 5, proporcionan orientación sobre el emplazamiento del equipo DME terrestre.

3.11.6 Características del equipo de a bordo

3.11.6.1 Funciones de ángulo y de datos

3.11.6.1.1 Precisión

3.11.6.1.1.1 Cuando las densidades de la potencia del MDPD y de la señal de haz explorador sean las mínimas especificadas en 3.11.4.10.1, el equipo de a bordo deber poder captar la señal y toda señal de ángulo codificada tendrá un CMN no mayor de 0,1°, salvo que el CMN de la función de guía de azimut posterior no excederá de 0,2°.

Nota 1.- Se tiene el objetivo de que las palabras de datos básicos y auxiliares que contengan información esencial para la operación deseada se decodifiquen durante un período dado y con una integridad que sea adecuada para la aplicación prevista.

Nota 2.- La información relativa a la adquisición y validación de las funciones de guía de ángulo y de datos aparece en el Adjunto G, 7.3.

3.11.6.1.1.2 Cuando la densidad de potencia de la señal radiada sea suficientemente elevada como para hacer que la contribución de ruido del receptor de a bordo sea insignificante, el equipo de a bordo no deteriorará la precisión de cualquier señal de guía de ángulo descifrada en más de ± 0,017° (PFE), y ± 0,015° (azimut), y ± 0,01° (elevación) de CMN.

3.11.6.1.1.3 A fin de obtener una guía precisa a 2,5 m (8 ft) sobre la superficie de la pista, el equipo de a bordo producirá CMN menor de 0,04° con las densidades de potencia indicadas en 3.11.4.10.2 b).

3.11.6.1.2 Gama dinámica

3.11.6.1.2.1 El equipo de a bordo será capaz de captar la señal y se cumplirá la performance de 3.11.6.1.1.2 cuando la densidad de potencia de cualquier señal radiada tenga un valor entre el mínimo especificado en 3.11.4.10.1 hasta un máximo de −14,5 dBW/m^2.

3.11.6.1.2.2 La performance del receptor no se deteriorará por debajo de los límites especificados cuando existan los niveles diferenciales máximos permitidos en 3.11.6.1.2.1, entre las densidades de potencia de señal de cada función.

3.11.6.1.3 Características del filtro de salida de los datos de ángulo del receptor

3.11.6.1.3.1 Para las frecuencias de entrada sinusoidales, los filtros de salida del receptor no inducirán variaciones de amplitud o retardo de fase en los datos de ángulo que excedan de los obtenidos con un filtro de paso bajo monopolar con una frecuencia de vértice de 10 rad/s, en más del 20%.

Nota.- El Adjunto G, 7.4.2, contiene información adicional sobre filtrado de datos de salida. Puede resultar ventajoso agregar un filtro apropiado en los casos de salidas del receptor que no estén destinadas más que a alimentar presentaciones visuales.

3.11.6.1.4 Respuesta no esencial sobre el canal adyacente. El rendimiento del receptor especificado en 3.11.6 se obtendrá cuando la relación entre las señales rastreadas y el ruido producido por las señales del canal adyacente en una anchura de banda de 150 kHz centrada en la frecuencia deseada sea igual o superior a los valores de la relación de señal a ruido (SNR):

a) especificados en la Tabla X1 cuando la densidad de potencia recibida de la estación terrestre deseada sea igual o superior a los valores especificados en la Tabla Y, o
b) especificados en la Tabla X2 cuando la densidad de potencia recibida de la estación terrestre deseada esté entre los valores de densidad de potencia mínima especificados en 3.11.4.10.1 y los especificados en la Tabla Y.

Tabla Y

	Anchura de haz (Nota 2)		
Función	1º	2º	3º
Guía de azimut de aproximación	−69,8 dBW/m^2	−63,8 dBW/m^2	−60,2 dBW/m^2
Guía de azimut de aproximación de alta velocidad	−74,6 dBW/m^2	−69,5 dBW/m^2	−65 dBW/m^2
Guía de elevación de aproximación	−71 dBW/m^2	−65 dBW/m^2	N/A
Azimut posterior	N/A (Nota 4)	N/A (Nota 4)	N/A (Nota 4)

Tabla X1

		SNR (Nota 1) Anchura de haz (Nota 2)		
Función	Datos	1º	2º	3º

Guía de azimut de aproximación	5 dB	24,7 dB	30,7 dB	34,3 dB
Guía de azimut de aproximación de alta velocidad	5 dB	19,9 dB	26 dB	29,5 dB
Guía de elevación de aproximación	5 dB	23,5 dB	29,5 dB	N/A
Azimut posterior (Nota 4)	5 dB	2 dB	11,2 dB	14,8 dB

Tabla X2

	SNR (Nota 1)			
	Anchura de haz (Nota 2)			
Función	Datos	1º	2º	3º
Guía de azimut de aproximación	5 dB	8,2 dB	14,3 dB	17,8 dB
Guía de azimut de aproximación de alta velocidad	5 dB	3,5 dB	9,5 dB	13 dB
Guía de elevación de aproximación	5 dB	3,5 dB	9,5 dB	N/A
Azimut posterior (Nota 4)	5 dB	5,2 dB	11,2 dB	14,8 dB

Nota 1.- Cuando la densidad de potencia radiada de la señal deseada es lo suficientemente alta como para que la contribución de ruido del receptor de a bordo sea insignificante, la contribución CMN de a bordo para guía de elevación y azimut de aproximación (no para azimut posterior) tiene que reducirse como se estipula en 3.11.6.1.1 en comparación con la contribución CMN cuando la densidad de potencia radiada de la señal deseada esté en el mínimo especificado en 3.11.4.10.1 y, por lo tanto, los valores SNR mínimos sean superiores.

Nota 2.- La relación entre puntos adyacentes designados por las anchuras de haz es lineal.

Nota 3.- Los valores SNR deben protegerse aplicando criterios de separación de frecuencias como se explica en el Adjunto G, 9.3.

Nota 4.- Como la precisión de la guía de azimut posterior no cambia cuando el ruido del receptor de a bordo pueda considerarse insignificante, se aplican los mismos valores SNR al azimut posterior.

Tabla A. Ángulos DME/MLS, canales y pares DME/VOR y DME/ILS/MLS

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproxi-mación inicial µs	Aproxi-mación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
*1X	–	–	–	1 025	12	–	–	962	12
**1Y	–	–	–	1 025	36	–	–	1 088	30
*2X	–	–	–	1 026	12	–	–	963	12
**2Y	–	–	–	1 026	36	–	–	1 089	30
*3X	–	–	–	1 027	12	–	–	964	12
**3Y	–	–	–	1 027	36	–	–	1 090	30
*4X	–	–	–	1 028	12	–	–	965	12
**4Y	–	–	–	1 028	36	–	–	1 091	30
*5X	–	–	–	1 029	12	–	–	966	12
**5Y	–	–	–	1 029	36	–	–	1 092	30
*6X	–	–	–	1 030	12	–	–	967	12
**6Y	–	–	–	1 030	36	–	–	1 093	30
*7X	–	–	–	1 031	12	–	–	968	12
**7Y	–	–	–	1 031	36	–	–	1 094	30
*8X	–	–	–	1 032	12	–	–	969	12
**8Y	–	–	–	1 032	36	–	–	1 095	30
*9X	–	–	–	1 033	12	–	–	970	12
**9Y	–	–	–	1 033	36	–	–	1 096	30
*10X	–	–	–	1 034	12	–	–	971	12
**10Y	–	–	–	1 034	36	–	–	1 097	30
*11X	–	–	–	1 035	12	–	–	972	12
**11Y	–	–	–	1 035	36	–	–	1 098	30
*12X	–	–	–	1 036	12	–	–	973	12
**12Y	–	–	–	1 036	36	–	–	1 099	30
*13X	–	–	–	1 037	12	–	–	974	12
**13Y	–	–	–	1 037	36	–	–	1 100	30
*14X	–	–	–	1 038	12	–	–	975	12
**14Y	–	–	–	1 038	36	–	–	1 101	30
*15X	–	–	–	1 039	12	–	–	976	12
**15Y	–	–	–	1 039	36	–	–	1 102	30
*16X	–	–	–	1 040	12	–	–	977	12
**16Y	–	–	–	1 040	36	–	–	1 103	30

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
V17X	108,00	–	–	1 041	12	–	–	978	12
17Y	108,05	5 043,0	540	1 041	36	36	42	1 104	30
17Z	–	5 043,3	541	1 041	–	21	27	1 104	15
18X	108,10	5 031,0	500	1 042	12	12	18	979	12
18W	–	5 031,3	501	1 042	–	24	30	979	24
18Y	108,15	5 043,6	542	1 042	36	36	42	1 105	30
18Z	–	5 043,9	543	1 042	–	21	27	1 105	15
19X	108,20	–	–	1 043	12	–	–	980	12
19Y	108,25	5 044,2	544	1 043	36	36	42	1 106	30
19Z	–	5 044,5	545	1 043	–	21	27	1 106	15
20X	108,30	5 031,6	502	1 044	12	12	18	981	12
20W	–	5 031,9	503	1 044	–	24	30	981	24
20Y	108,35	5 044,8	546	1 044	36	36	42	1 107	30
20Z	–	5 045,1	547	1 044	–	21	27	1 107	15
21X	108,40	–	–	1 045	12	–	–	982	12
21Y	108,45	5 045,4	548	1 045	36	36	42	1 108	30
21Z	–	5 045,7	549	1 045	–	21	27	1 108	15
22X	108,50	5 032,2	504	1 046	12	12	18	983	12
22W	–	5 032,5	505	1 046	–	24	30	983	24
22Y	108,55	5 046,0	550	1 046	36	36	42	1 109	30
22Z	–	5 046,3	551	1 046	–	21	27	1 109	15
23X	108,60	–	–	1 047	12	–	–	984	12
23Y	108,65	5 046,6	552	1 047	36	36	42	1 110	30
23Z	–	5 046,9	553	1 047	–	21	27	1 110	15
24X	108,70	5 032,8	506	1 048	12	12	18	985	12
24W	–	5 033,1	507	1 048	–	24	30	985	24
24Y	108,75	5 047,2	554	1 048	36	36	42	1 111	30
24Z	–	5 047,5	555	1 048	–	21	27	1 111	15
25X	108,80	–	–	1 049	12	–	–	986	12
25Y	108,85	5 047,8	556	1 049	36	36	42	1 112	30
25Z	–	5 048,1	557	1 049	–	21	27	1 112	15
26X	108,90	5 033,4	508	1 050	12	12	18	987	12
26W	–	5 033,7	509	1 050	–	24	30	987	24
26Y	108,95	5 048,4	558	1 050	36	36	42	1 113	30
26Z	–	5 048,7	559	1 050	–	21	27	1 113	15
27X	109,00	–	–	1 051	12	–	–	988	12
27Y	109,05	5 049,0	560	1 051	36	36	42	1 114	30
27Z	–	5 049,3	561	1 051	–	21	27	1 114	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
28X	109,10	5 034,0	510	1 052	12	12	18	989	12
28W	–	5 034,3	511	1 052	–	24	30	989	24
28Y	109,15	5 049,6	562	1 052	36	36	42	1 115	30
28Z	–	5 049,9	563	1 052	–	21	27	1 115	15
29X	109,20	–	–	1 053	12	–	–	990	12
29Y	109,25	5 050,2	564	1 053	36	36	42	1 116	30
29Z	–	5 050,5	565	1 053	–	21	27	1 116	15
30X	109,30	5 034,6	512	1 054	12	12	18	991	12
30W	–	5 034,9	513	1 054	–	24	30	991	24
30Y	109,35	5 050,8	566	1 054	36	36	42	1 117	30
30Z	–	5 051,1	567	1 054	–	21	27	1 117	15
31X	109,40	–	–	1 055	12	–	–	992	12
31Y	109,45	5 051,4	568	1 055	36	36	42	1 118	30
31Z	–	5 051,7	569	1 055	–	21	27	1 118	15
32X	109,50	5 035,2	514	1 056	12	12	18	993	12
32W	–	5 035,5	515	1 056	–	24	30	993	24
32Y	109,55	5 052,0	570	1 056	36	36	42	1 119	30
32Z	–	5 052,3	571	1 056	–	21	27	1 119	15
33X	109,60	–	–	1 057	12	–	–	994	12
33Y	109,65	5 052,6	572	1 057	36	36	42	1 120	30
33Z	–	5 052,9	573	1 057	–	21	27	1 120	15
34X	109,70	5 035,8	516	1 058	12	12	18	995	12
34W	–	5 036,1	517	1 058	–	24	30	995	24
34Y	109,75	5 053,2	574	1 058	36	36	42	1 121	30
34Z	–	5 053,5	575	1 058	–	21	27	1 121	15
35X	109,80	–	–	1 059	12	–	–	996	12
35Y	109,85	5 053,8	576	1 059	36	36	42	1 122	30
35Z	–	5 054,1	577	1 059	–	21	27	1 122	15
36X	109,90	5 036,4	518	1 060	12	12	18	997	12
36W	–	5 036,7	519	1 060	–	24	30	997	24
36Y	109,95	5 054,4	578	1 060	36	36	42	1 123	30
36Z	–	5 054,7	579	1 060	–	21	27	1 123	15
37X	110,00	–	–	1 061	12	–	–	998	12
37Y	110,05	5 055,0	580	1 061	36	36	42	1 124	30
37Z	–	5 055,3	581	1 061	–	21	27	1 124	15
38X	110,10	5 037,0	520	1 062	12	12	18	999	12
38W	–	5 037,3	521	1 062	–	24	30	999	24
38Y	110,15	5 055,6	582	1 062	36	36	42	1 125	30
38Z	–	5 055,9	583	1 062	–	21	27	1 125	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
39X	110,20	–	–	1 063	12	–	–	1 000	12
39Y	110,25	5 056,2	584	1 063	36	36	42	1 126	30
39Z	–	5 056,5	585	1 063	–	21	27	1 126	15
40X	110,30	5 037,6	522	1 064	12	12	18	1 001	12
40W	–	5 037,9	523	1 064	–	24	30	1 001	24
40Y	110,35	5 056,8	586	1 064	36	36	42	1 127	30
40Z	–	5 057,1	587	1 064	–	21	27	1 127	15
41X	110,40	–	–	1 065	12	–	–	1 002	12
41Y	110,45	5 057,4	588	1 065	36	36	42	1 128	30
41Z	–	5 057,7	589	1 065	–	21	27	1 128	15
42X	110,50	5 038,2	524	1 066	12	12	18	1 003	12
42W	–	5 038,5	525	1 066	–	24	30	1 003	24
42Y	110,55	5 058,0	590	1 066	36	36	42	1 129	30
42Z	–	5 058,3	591	1 066	–	21	27	1 129	15
43X	110,60	–	–	1 067	12	–	–	1 004	12
43Y	110,65	5 058,6	592	1 067	36	36	42	1 130	30
43Z	–	5 058,9	593	1 067	–	21	27	1 130	15
44X	110,70	5 038,8	526	1 068	12	12	18	1 005	12
44W	–	5 039,1	527	1 068	–	24	30	1 005	24
44Y	110,75	5 059,2	594	1 068	36	36	42	1 131	30
44Z	–	5 059,5	595	1 068	–	21	27	1 131	15
45X	110,80	–	–	1 069	12	–	–	1 006	12
45Y	110,85	5 059,8	596	1 069	36	36	42	1 132	30
45Z	–	5 060,1	597	1 069	–	21	27	1 132	15
46X	110,90	5 039,4	528	1 070	12	12	18	1 007	12
46W	–	5 039,7	529	1 070	–	24	30	1 007	24
46Y	110,95	5 060,4	598	1 070	36	36	42	1 133	30
46Z	–	5 060,7	599	1 070	–	21	27	1 133	15
47X	111,00	–	–	1 071	12	–	–	1 008	12
47Y	111,05	5 061,0	600	1 071	36	36	42	1 134	30
47Z	–	5 061,3	601	1 071	–	21	27	1 134	15
48X	111,10	5 040,0	530	1 072	12	12	18	1 009	12
48W	–	5 040,3	531	1 072	–	24	30	1 009	24
48Y	111,15	5 061,6	602	1 072	36	36	42	1 135	30
48Z	–	5 061,9	603	1 072	–	21	27	1 135	15
49X	111,20	–	–	1 073	12	–	–	1 010	12
49Y	111,25	5 062,2	604	1 073	36	36	42	1 136	30
49Z	–	5 062,5	605	1 073	–	21	27	1 136	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
50X	111,30	5 040,6	532	1 074	12	12	18	1 011	12
50W	–	5 040,9	533	1 074	–	24	30	1 011	24
50Y	111,35	5 062,8	606	1 074	36	36	42	1 137	30
50Z	–	5 063,1	607	1 074	–	21	27	1 137	15
51X	111,40	–	–	1 075	12	–	–	1 012	12
51Y	111,45	5 063,4	608	1 075	36	36	42	1 138	30
51Z	–	5 063,7	609	1 075	–	21	27	1 138	15
52X	111,50	5 041,2	534	1 076	12	12	18	1 013	12
52W	–	5 041,5	535	1 076	–	24	30	1 013	24
52Y	111,55	5 064,0	610	1 076	36	36	42	1 139	30
52Z	–	5 064,3	611	1 076	–	21	27	1 139	15
53X	111,60	–	–	1 077	12	–	–	1 014	12
53Y	111,65	5 064,6	612	1 077	36	36	42	1 140	30
53Z	–	5 064,9	613	1 077	–	21	27	1 140	15
54X	111,70	5 041,8	536	1 078	12	12	18	1 015	12
54W	–	5 042,1	537	1 078	–	24	30	1 015	24
54Y	111,75	5 065,2	614	1 078	36	36	42	1 141	30
54Z	–	5 065,5	615	1 078	–	21	27	1 141	15
55X	111,80	–	–	1 079	12	–	–	1 016	12
55Y	111,85	5 065,8	616	1 079	36	36	42	1 142	30
55Z	–	5 066,1	617	1 079	–	21	27	1 142	15
56X	111,90	5 042,4	538	1 080	12	12	18	1 017	12
56W	–	5 042,7	539	1 080	–	24	30	1 017	24
56Y	111,95	5 066,4	618	1 080	36	36	42	1 143	30
56Z	–	5 066,7	619	1 080	–	21	27	1 143	15
57X	112,00	–	–	1 081	12	–	–	1 018	12
57Y	112,05	–	–	1 081	36	–	–	1 144	30
58X	112,10	–	–	1 082	12	–	–	1 019	12
58Y	112,15	–	–	1 082	36	–	–	1 145	30
59X	112,20	–	–	1 083	12	–	–	1 020	12
59Y	112,25	–	–	1 083	36	–	–	1 146	30
**60X	–	–	–	1 084	12	–	–	1 021	12
**60Y	–	–	–	1 084	36	–	–	1 147	30
**61X	–	–	–	1 085	12	–	–	1 022	12
**61Y	–	–	–	1 085	36	–	–	1 148	30
**62X	–	–	–	1 086	12	–	–	1 023	12
**62Y	–	–	–	1 086	36	–	–	1 149	30
**63X	–	–	–	1 087	12	–	–	1 024	12
**63Y	–	–	–	1 087	36	–	–	1 150	30

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
**64X	–	–	–	1 088	12	–	–	1 151	12
**64Y	–	–	–	1 088	36	–	–	1 025	30
**65X	–	–	–	1 089	12	–	–	1 152	12
**65Y	–	–	–	1 089	36	–	–	1 026	30
**66X	–	–	–	1 090	12	–	–	1 153	12
**66Y	–	–	–	1 090	36	–	–	1 027	30
**67X	–	–	–	1 091	12	–	–	1 154	12
**67Y	–	–	–	1 091	36	–	–	1 028	30
**68X	–	–	–	1 092	12	–	–	1 155	12
**68Y	–	–	–	1 092	36	–	–	1 029	30
**69X	–	–	–	1 093	12	–	–	1 156	12
**69Y	–	–	–	1 093	36	–	–	1 030	30
70X	112,30	–	–	1 094	12	–	–	1 157	12
**70Y	112,35	–	–	1 094	36	–	–	1 031	30
71X	112,40	–	–	1 095	12	–	–	1 158	12
**71Y	112,45	–	–	1 095	36	–	–	1 032	30
72X	112,50	–	–	1 096	12	–	–	1 159	12
**72Y	112,55	–	–	1 096	36	–	–	1 033	30
73X	112,60	–	–	1 097	12	–	–	1 160	12
**73Y	112,65	–	–	1 097	36	–	–	1 034	30
74X	112,70	–	–	1 098	12	–	–	1 161	12
**74Y	112,75	–	–	1 098	36	–	–	1 035	30
75X	112,80	–	–	1 099	12	–	–	1 162	12
**75Y	112,85	–	–	1 099	36	–	–	1 036	30
76X	112,90	–	–	1 100	12	–	–	1 163	12
**76Y	112,95	–	–	1 100	36	–	–	1 037	30
77X	113,00	–	–	1 101	12	–	–	1 164	12
**77Y	113,05	–	–	1 101	36	–	–	1 038	30
78X	113,10	–	–	1 102	12	–	–	1 165	12
**78Y	113,15	–	–	1 102	36	–	–	1 039	30
79X	113,20	–	–	1 103	12	–	–	1 166	12
**79Y	113,25	–	–	1 103	36	–	–	1 040	30
80X	113,30	–	–	1 104	12	–	–	1 167	12
80Y	113,35	5 067,0	620	1 104	36	36	42	1 041	30
80Z	–	5 067,3	621	1 104	–	21	27	1 041	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
81X	113,40	–	–	1 105	12	–	–	1 168	12
81Y	113,45	5 067,6	622	1 105	36	36	42	1 042	30
81Z	–	5 067,9	623	1 105	–	21	27	1 042	15
82X	113,50	–	–	1 106	12	–	–	1 169	12
82Y	113,55	5 068,2	624	1 106	36	36	42	1 043	30
82Z	–	5 068,5	625	1 106	–	21	27	1 043	15
83X	113,60	–	–	1 107	12	–	–	1 170	12
83Y	113,65	5 068,8	626	1 107	36	36	42	1 044	30
83Z	–	5 069,1	627	1 107	–	21	27	1 044	15
84X	113,70	–	–	1 108	12	–	–	1 171	12
84Y	113,75	5 069,4	628	1 108	36	36	42	1 045	30
84Z	–	5 069,7	629	1 108	–	21	27	1 045	15
85X	113,80	–	–	1 109	12	–	–	1 172	12
85Y	113,85	5 070,0	630	1 109	36	36	42	1 046	30
85Z	–	5 070,3	631	1 109	–	21	27	1 046	15
86X	113,90	–	–	1 110	12	–	–	1 173	12
86Y	113,95	5 070,6	632	1 110	36	36	42	1 047	30
86Z	–	5 070,9	633	1 110	–	21	27	1 047	15
87X	114,00	–	–	1 111	12	–	–	1 174	12
87Y	114,05	5 071,2	634	1 111	36	36	42	1 048	30
87Z	–	5 071,5	635	1 111	–	21	27	1 048	15
88X	114,10	–	–	1 112	12	–	–	1 175	12
88Y	114,15	5 071,8	636	1 112	36	36	42	1 049	30
88Z	–	5 072,1	637	1 112	–	21	27	1 049	15
89X	114,20	–	–	1 113	12	–	–	1 176	12
89Y	114,25	5 072,4	638	1 113	36	36	42	1 050	30
89Z	–	5 072,7	639	1 113	–	21	27	1 050	15
90X	114,30	–	–	1 114	12	–	–	1 177	12
90Y	114,35	5 073,0	640	1 114	36	36	42	1 051	30
90Z	–	5 073,3	641	1 114	–	21	27	1 051	15
91X	114,40	–	–	1 115	12	–	–	1 178	12
91Y	114,45	5 073,6	642	1 115	36	36	42	1 052	30
91Z	–	5 073,9	643	1 115	–	21	27	1 052	15
92X	114,50	–	–	1 116	12	–	–	1 179	12
92Y	114,55	5 074,2	644	1 116	36	36	42	1 053	30
92Z	–	5 074,5	645	1 116	–	21	27	1 053	15
93X	114,60	–	–	1 117	12	–	–	1 180	12
93Y	114,65	5 074,8	646	1 117	36	36	42	1 054	30
93Z	–	5 075,1	647	1 117	–	21	27	1 054	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
94X	114,70	–	–	1 118	12	–	–	1 181	12
94Y	114,75	5 075,4	648	1 118	36	36	42	1 055	30
94Z	–	5 075,7	649	1 118	–	21	27	1 055	15
95X	114,80	–	–	1 119	12	–	–	1 182	12
95Y	114,85	5 076,0	650	1 119	36	36	42	1 056	30
95Z	–	5 076,3	651	1 119	–	21	27	1 056	15
96X	114,90	–	–	1 120	12	–	–	1 183	12
96Y	114,95	5 076,6	652	1 120	36	36	42	1 057	30
96Z	–	5 076,9	653	1 120	–	21	27	1 057	15
97X	115,00	–	–	1 121	12	–	–	1 184	12
97Y	115,05	5 077,2	654	1 121	36	36	42	1 058	30
97Z	–	5 077,5	655	1 121	–	21	27	1 058	15
98X	115,10	–	–	1 122	12	–	–	1 185	12
98Y	115,15	5 077,8	656	1 122	36	36	42	1 059	30
98Z	–	5 078,1	657	1 122	–	21	27	1 059	15
99X	115,20	–	–	1 123	12	–	–	1 186	12
99Y	115,25	5 078,4	658	1 123	36	36	42	1 060	30
99Z	–	5 078,7	659	1 123	–	21	27	1 060	15
100X	115,30	–	–	1 124	12	–	–	1 187	12
100Y	115,35	5 079,0	660	1 124	36	36	42	1 061	30
100Z	–	5 079,3	661	1 124	–	21	27	1 061	15
101X	115,40	–	–	1 125	12	–	–	1 188	12
101Y	115,45	5 079,6	662	1 125	36	36	42	1 062	30
101Z	–	5 079,9	663	1 125	–	21	27	1 062	15
102X	115,50	–	–	1 126	12	–	–	1 189	12
102Y	115,55	5 080,2	664	1 126	36	36	42	1 063	30
102Z	–	5 080,5	665	1 126	–	21	27	1 063	15
103X	115,60	–	–	1 127	12	–	–	1 190	12
103Y	115,65	5 080,8	666	1 127	36	36	42	1 064	30
103Z	–	5 081,1	667	1 127	–	21	27	1 064	15
104X	115,70	–	–	1 128	12	–	–	1 191	12
104Y	115,75	5 081,4	668	1 128	36	36	42	1 065	30
104Z	–	5 081,7	669	1 128	–	21	27	1 065	15
105X	115,80	–	–	1 129	12	–	–	1 192	12
105Y	115,85	5 082,0	670	1 129	36	36	42	1 066	30
105Z	–	5 082,3	671	1 129	–	21	27	1 066	15
106X	115,90	–	–	1 130	12	–	–	1 193	12
106Y	115,95	5 082,6	672	1 130	36	36	42	1 067	30
106Z	–	5 082,9	673	1 130	–	21	27	1 067	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
107X	116,00	–	–	1 131	12	–	–	1 194	12
107Y	116,05	5 083,2	674	1 131	36	36	42	1 068	30
107Z	–	5 083,5	675	1 131	–	21	27	1 068	15
108X	116,10	–	–	1 132	12	–	–	1 195	12
108Y	116,15	5 083,8	676	1 132	36	36	42	1 069	30
108Z	–	5 084,1	677	1 132	–	21	27	1 069	15
109X	116,20	–	–	1 133	12	–	–	1 196	12
109Y	116,25	5 084,4	678	1 133	36	36	42	1 070	30
109Z	–	5 084,7	679	1 133	–	21	27	1 070	15
110X	116,30	–	–	1 134	12	–	–	1 197	12
110Y	116,35	5 085,0	680	1 134	36	36	42	1 071	30
110Z	–	5 085,3	681	1 134	–	21	27	1 071	15
111X	116,40	–	–	1 135	12	–	–	1 198	12
111Y	116,45	5 085,6	682	1 135	36	36	42	1 072	30
111Z	–	5 085,9	683	1 135	–	21	27	1 072	15
112X	116,50	–	–	1 136	12	–	–	1 199	12
112Y	116,55	5 086,2	684	1 136	36	36	42	1 073	30
112Z	–	5 086,5	685	1 136	–	21	27	1 073	15
113X	116,60	–	–	1 137	12	–	–	1 200	12
113Y	116,65	5 086,8	686	1 137	36	36	42	1 074	30
113Z	–	5 087,1	687	1 137	–	21	27	1 074	15
114X	116,70	–	–	1 138	12	–	–	1 201	12
114Y	116,75	5 087,4	688	1 138	36	36	42	1 075	30
114Z	–	5 087,7	689	1 138	–	21	27	1 075	15
115X	116,80	–	–	1 139	12	–	–	1 202	12
115Y	116,85	5 088,0	690	1 139	36	36	42	1 076	30
115Z	–	5 088,3	691	1 139	–	21	27	1 076	15
116X	116,90	–	–	1 140	12	–	–	1 203	12
116Y	116,95	5 088,6	692	1 140	36	36	42	1 077	30
116Z	–	5 088,9	693	1 140	–	21	27	1 077	15
117X	117,00	–	–	1 141	12	–	–	1 204	12
117Y	117,05	5 089,2	694	1 141	36	36	42	1 078	30
117Z	–	5 089,5	695	1 141	–	21	27	1 078	15
118X	117,10	–	–	1 142	12	–	–	1 205	12
118Y	117,15	5 089,8	696	1 142	36	36	42	1 079	30
118Z	–	5 090,1	697	1 142	–	21	27	1 079	15
119X	117,20	–	–	1 143	12	–	–	1 206	12
119Y	117,25	5 090,4	698	1 143	36	36	42	1 080	30
119Z	–	5 090,7	699	1 143	–	21	27	1 080	15

Pares de canales				Parámetros del DME					
				Interrogación				Respuestas	
					Códigos de impulso				
						Modo DME/P			
Canal DME núm.	Frecuencia VHF MHz	Frecuencia de ángulo MLS MHz	Canal MLS núm.	Frecuencia MHz	DME/N µs	Aproximación inicial µs	Aproximación final µs	Frecuencia MHz	Códigos de impulso µs
120X	117,30	–	–	1 144	12	–	–	1 207	12
120Y	117,35	–	–	1 144	36	–	–	1 081	30
121X	117,40	–	–	1 145	12	–	–	1 208	12
121Y	117,45	–	–	1 145	36	–	–	1 082	30
122X	117,50	–	–	1 146	12	–	–	1 209	12
122Y	117,55	–	–	1 146	36	–	–	1 083	30
123X	117,60	–	–	1 147	12	–	–	1 210	12
123Y	117,65	–	–	1 147	36	–	–	1 084	30
124X	117,70	–	–	1 148	12	–	–	1 211	12
**124Y	117,75	–	–	1 148	36	–	–	1 085	30
125X	117,80	–	–	1 149	12	–	–	1 212	12
**125Y	117,85	–	–	1 149	36	–	–	1 086	30
126X	117,90	–	–	1 150	12	–	–	1 213	12
**126Y	117,95	–	–	1 150	36	–	–	1 087	30

* Estos canales se reservan exclusivamente para adjudicación nacional.

** Estos canales pueden usarse para adjudicación nacional de carácter secundario.

El motivo principal por el cual se han reservado estos canales es suministrar protección al sistema de radar secundario de vigilancia.

▽ No se ha programado la asignación de 108,0 MHz al servicio ILS. El canal DME en operación asociado, núm. 17X, puede asignarse para casos de emergencia. La frecuencia de respuesta del canal núm. 17X (es decir, 978 MHz) se utiliza también para el funcionamiento del transceptor de acceso universal (UAT). Las normas y métodos recomendados sobre el UAT figuran en e *la RAB 69, Parte III, Subparte* 12.

Tabla B. Errores admisibles del DME/P

Emplazamiento	Norma	Modo	PFE	CMN
37 km (20 NM) a 9,3 km (5 NM) a partir del punto de referencia de aproximación MLS	1 y 2	1A	±250 m (±820 ft) reduciéndose linealmente a ±85 m (±279 ft)	±68 m (±223 ft) reduciéndose linealmente a ±34 m (±111 ft)
9,3 km (5 NM) del punto de referencia de aproximación MLS	1	FA	±85 m (±279 ft) reduciéndose linealmente a ±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
	2	FA	±85 m (±279 ft) reduciéndose linealmente a ±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
	Véase la nota	IA	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
En el punto de referencia de aproximación	1	FA	±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)

MLS y en toda la cobertura de la pista	2	FA	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
En todo el espacio de cobertura de azimut posterior	1 y 2 Véase la nota	FA IA	±100 m (±328 ft) ±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft) ±68 m (±223 ft)
Nota.— A distancias de 9,3 km (5 NM) o superiores, del punto de referencia de aproximación MLS y en toda la cobertura de azimut posterior el modo IAS podrá utilizarse cuando no se pueda operar en el modo FA.				

APÉNDICE A. CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA DE ATERRIZAJE POR MICROONDAS (MLS)

Tabla A-1 Cronología de los preámbulos*
(*véase 3.11.4.3.4*)

	El período de tiempo del acaecimiento empieza a:	
Acaecimiento	**Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)**	**Tiempo (en milisegundos)**
Captación de la portadora (transmisión en onda continua)	0	0
Clave del tiempo de referencia del receptor		
$I_1 = 1$	13	0,832
$I_2 = 1$	14	0,896
$I_3 = 1$	15	0,960
$I_4 = 1$	16	1,024
$I_5 = 1$	17	1,088**
Identificación de función:		
$I_6 = 1$	18	1,152
$I_7 = 1$	19	1,216
$I_8 = 1$	20	1,280
$I_9 = 1$ (véase 3.11.4.4.3.3)	21	1,344
$I_{10} = 1$	22	1,408
$I_{11} = 1$	23	1,472
$I1_2 = 1$	24	1,536
Termina preámbulo	25	1,600

* Se aplica a todas las funciones transmitidas.
** Tiempo de referencia para sincronización del receptor para todas las cronologías de las funciones.

Tabla A-2. Cronología de la función de azimut de aproximación (véase 3.11.4.3.4)

	El período de tiempo del acaecimiento empieza a:	
Acaecimiento	**Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)**	**Tiempo (en milisegundos)**
Preámbulo	0	0
Código Morse (véase 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Selección de antena	26	1,664
OCI posterior	32	2,048
OCI izquierda	34	2,176
OCI derecha	36	2,304
Ensayo IDA	38	2.432
Exploración IDA*	40	2,560
Pausa		8,760
Punto medio exploración		9,060
Exploración VUELTA*		9,360
Ensayo VUELTA		15,560
Termina función (de a bordo)		15,688
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		15,900

El comienzo y la terminación de las transmisiones de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcional proporcionada. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarán una exploración máxima de ±62,0°. Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla A-3. Cronología de las funciones de azimut de aproximación y de azimut posterior de régimen alto (véase 3.11.4.3.4)

	El período de tiempo del acaecimiento empieza a:	
Acaecimiento	**Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)**	**Tiempo (en milisegundos)**
Preámbulo	0	0
Código Morse (véase 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Selección de antena	26	1,664
OCI posterior	32	2,048
OCI izquierda	34	2,176
OCI derecha	36	2,304
Ensayo IDA	38	2.432
Exploración IDA*	40	2,560
Pausa		6,760
Punto medio exploración		7,060
Exploración VUELTA*		7,360
Ensayo VUELTA		11,560
Termina función (de a bordo)		11,688
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		11,900

El comienzo y la terminación de las transmisiones de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcional proporcionada. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarán una exploración máxima de ±42,0°. Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla A-4. Cronología de la función del ángulo de elevación de aproximación
(*véase 3.11.4.3.4*)

Acaecimiento	El período de tiempo del acaecimiento empieza a: Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)	Tiempo (en milisegundos)
Preámbulo	0	0
Pausa del Procesaador	25	1,600
OCI	27	1,728
Exploración IDA*	39	1,856
Pausa		3,406
Punto medio exploración		3,606
Exploración VUELTA*		3,806
Termina función (de a bordo)		5,356
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		5,600

El comienzo y la terminación de las transmisiones de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcional proporcionada. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarán una exploración máxima de ± 29,5°. Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla A-5. Cronología de la función de enderezamiento
(véase 3.11.4.3.4)

Acaecimiento	El período de tiempo del acaecimiento empieza a: Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)	Tiempo (en milisegundos)
Preámbulo	0	0
Pausa del Procesaador	25	1,600
Exploración IDA*	29	1,856
Pausa		3,056
Punto medio exploración		3,456
Exploración VUELTA*		3,856
Termina función (de a bordo)		5,056
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		5,300

El comienzo y la terminación de las transmisiones de la exploración IDA y de la exploración VUELTA dependen del grado de guía proporcional proporcionada. Los períodos de tiempo proporcionados aceptarán una exploración máxima de ± 2,0°. Los tiempos de exploración serán compatibles con los requisitos sobre la precisión.

Tabla A-6. Cronología de la función de datos básicos
(véase 3.11.4.3.4)

Acaecimiento	El período de tiempo del acaecimiento empieza a: Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)	Tiempo (en milisegundos)
Preámbulo	0	0
Transmisión de datos (Bits I_{13} - I_{30})	25	1,600
Transmisión de paridad (Bits I_{31} - I_{32})	43	2,752
Termina función (de a bordo)	**45**	2,880
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		3,100

Tabla A-7. Datos básicos
(*véase 3.11.4.3.3*)

Palabra	Contenido de los datos	Tiempo máximo entre transmisiones (segundos)	Bits utilizados	Gama de valores	Bit menos significativo	Bit número
1	PREÁMBULO	1,0	12	véase Nota 10		I_1 - I_{12}
	Distancia de la antena de azimut de aproximación al umbral		6	0 m a 6 300 m	100 m	I_{13} - I_{18}
	Límite negativo del sector de guía proporcional de azimut de aproximación		5	0° a 60° (véase Nota 11)	2°	I_{19} - I_{23}
	Límite positivo del sector de guía proporcional de azimut de aproximación		5	0° a 60° (véase Nota 11)	2°	I_{24} - I_{28}
	Tipo de señal de margen		1	véase Nota 9		I_{29}
	RESERVA		1	véase Nota 12		I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} - I_{32}
2	PREÁMBULO	0,16	12	véase Nota 10		I_1 - I_{12}
	Trayectoria de planeo mínima		7	2° a 14,7°	0,1°	I_{13} - I_{19}
	Estado de azimut posterior		1	véase Nota 2		I_{20}
	Estado del DME		2	véase Nota 7		I_{21} - I_{22}
	Estado de azimut de aproximación		1	véase Nota 2		I_{23}
	Estado de elevación de aproximación		1	véase Nota 2		I_{24}
	RESERVA		6	véanse Notas 6 y 12		I_{25} - I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} - I_{32}
3	PREÁMBULO	1,0	12	véase Nota 10		I_1 - I_{12}
	Anchura de haz de azimut de aproximación		3	0,5° a 4° (véase Nota 8)	0,5°	I_{13} - I_{15}
	Anchura de haz de elevación de aproximación		3	0,5° a 4° (véase Nota 8)	0,5°	I_{16} - I_{18}

	Distancia DME		9	0 m a 6 387,5 m	12,5 m	I_{19} - I_{27}
	RESERVA		3	véase Nota 12		I_{28} - I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} - I_{32}
4	PREÁMBULO	1,0	12	véanse Notas 4 y 10		I_1 - I_{12}
	Orientación magnética de azimut de aproximación		9	0° a 359°	1°	I_{13} - I_{21}
	Orientación magnética de azimut posterior		9	0° a 359°	1°	I_{22} - I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} - I_{32}
5	PREÁMBULO	1,0	12	véanse Notas 5 y 10		I_1 - I_{12}
	Límite negativo del sector de guía proporcional de azimut posterior		5	0° a 40° (véase Nota 11)	2°	I_{13} - I_{17}
	Límite positivo del sector de guía proporcional de azimut posterior		5	0° a 40° (véase Nota 11)	2°	I_{18} - I_{22}
	Anchura de haz de azimut posterior		3	0,5° a 4,0° (véase Nota 8)	0,5°	I_{23} - I_{25}
	Estado de azimut posterior		1	véase Nota 2		I_{26}
	RESERVA		4	véanse Notas 3 y 12		I_{27} - I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} - I_{32}
6	PREÁMBULO	1,0	12	véanse Notas 4 y 10		I_1 - I_{12}
	Identificación del equipo terrestre (MLS)			Letras A a Z		
	Carácter 2		6			I_{13} - I_{18}
	Carácter 3		6			I_{19} — I_{24}
	Carácter 4		6			I_{25} — I_{30}
	PARIDAD		2	véase Nota 1		I_{31} — I_{32}

NOTAS.—

1. Los bits de paridad I_{31} e I_{32} se eligen para satisfacer las ecuaciones:

$I_{13} + I_{14} \ldots + I_{29} + I_{30} + I_{31}$ = IMPAR

$I_{14} + I_{16} + I_{18} \ldots + I_{28} + I_{30} + I_{32}$ = IMPAR

2. Codificación para bits de estado

   0 = función no radiodifundida, o sólo a título de ensayo (no confiable para la navegación)

   1 = función radiodifundida en el modo normal (en la palabra 2 de datos básicos la condición de azimut posterior indica también que a continuación se transmite el azimut posterior)

3. Estos bits están reservados a aplicaciones futuras. Una posible aplicación sería para definir el factor de escala de desviación de azimut posterior.
4. Las "palabras" de datos básicos 4 y 6 se transmiten tanto en la zona de cobertura de azimut de aproximación como en la de azimut posterior, si se proporciona guía de azimut posterior, manteniéndose el tiempo máximo especificado entre las transmisiones en cada sector de cobertura.
5. La "palabra" de datos básicos 5 se transmite tanto en la zona de cobertura de azimut de aproximación como en la de azimut posterior, si se proporciona guía de azimut posterior, manteniéndose el tiempo máximo especificado entre las transmisiones en cada sector de cobertura.
6. Estos bits están reservados para aplicaciones futuras que requieran regímenes altos de transmisión.
7. Codificación para I_{21} y I_{22}:

   I_{21} I_{22}

   0 = 0 El respondedor DME no funciona o no se dispone de él

   1 = 0 Sólo se dispone de modo IA o DME/N

   0 = 1 Se dispone de modo FA, Norma 1

   1 = 1 Se dispone de modo FA, Norma 2.

8. El valor codificado es la anchura real de haz (que se define en 3.11.1) redondeando hasta el 0,5° más próximo.
9. El código para I_{29} es:

   0 = señal de margen de impulso

   1 = señal de margen de exploración.

10. Los 12 bits de datos del preámbulo van precedidos de un intervalo de 0,832 milisegundos (13 impulsos de reloj) de la onda continua para la adquisición de portadora (véase la Tabla A-1).
11. Los límites de exploración son mayores que los límites del sector de guía proporcional indicados en las palabras 1 y 5 de datos básicos, según lo descrito en 3.11.4.5.1.
12. Todos los bits de reserva se ponen a CERO.

Tabla A-8 Cronología de la función de datos auxiliares
(*véase 3.11.4.3.4*)

	El período de tiempo del acaecimiento empieza a:	
Acaecimiento	**Impulso del reloj de 15,625 kHz (número)**	**Tiempo (en milisegundos)**
Preámbulo	0	0
Transmisión de datos (Bits I_{13} - I_{30})	25	1,600
Transmisión de paridad (Bits I_{21} – I_{69})	33	2,112
Transmisión de paridad (Bits I_{70} – I_{76})	82	5,248
Termina función (de a bordo)	**89**	5,696
Termina tiempo de protección; termina función (terrestre)		5,900

Tabla A-9. Códigos de dirección de palabras de datos auxiliares

N°	I_{23}	I_{24}	I_{25}	I_{26}	I_{27}	I_{28}	I_{29}	I_{30}	N°	I_{23}	I_{24}	I_{25}	I_{26}	I_{27}	I_{28}	I_{29}	I_{30}
1	0	0	0	0	0	1	1	1	**33**	1	0	0	0	0	1	0	1
2	0	0	0	0	1	0	1	0	**34**	1	0	0	0	1	0	0	0
03	0	0	0	0	1	1	0	1	**35**	1	0	0	0	1	1	1	1
4	0	0	0	1	0	0	1	1	**36**	1	0	0	1	0	0	0	1
5	0	0	0	1	0	1	0	0	**37**	1	0	0	1	0	1	1	0
6	0	0	0	1	1	0	0	1	**38**	1	0	0	1	1	0	1	1
7	0	0	0	1	1	1	1	0	**39**	1	0	0	1	1	1	0	0
8	0	0	1	0	0	0	1	0	**40**	1	0	1	0	0	0	0	0
9	0	0	1	0	0	1	0	1	**41**	1	0	1	0	0	1	1	1
10	0	0	1	0	1	0	0	0	**42**	1	0	1	0	1	0	1	0
11	0	0	1	0	1	1	1	1	**43**	1	0	1	0	1	1	0	1
12	0	0	1	1	0	1	1	0	**44**	1	0	2	2	0	0	1	1
13	0	0	1	1	0	1	1	0	**45**	1	0	1	1	0	1	0	0
14	0	0	1	1	1	0	1	1	**46**	1	0	1	1	1	0	0	1
15	0	0	1	1	1	1	0	0	**47**	1	0	1	1	1	1	1	0
16	0	1	0	0	0	0	1	1	**48**	1	1	0	0	0	0	0	1
17	0	1	0	0	0	1	0	0	**49**	1	1	0	0	0	1	1	0
18	0	1	0	0	1	0	0	1	**50**	1	1	0	0	1	0	1	1
19	0	1	0	0	1	1	1	0	**51**	1	1	0	0	1	1	0	0
20	0	1	0	1	0	0	0	0	**52**	1	1	0	1	0	0	1	0
21	0	1	0	1	0	1	1	1	**53**	1	1	0	1	0	1	0	1
22	0	1	0	1	1	0	1	0	**54**	1	1	0	1	1	0	0	0
23	0	1	0	1	1	1	0	1	**55**	1	1	0	1	1	1	1	1
124	0	1	1	0	0	0	0	1	**56**	1	1	1	0	0	0	1	1
25	0	1	1	0	0	1	1	0	**57**	1	1	1	0	0	1	0	0
26	0	1	1	0	1	0	1	1	**58**	1	1	1	0	1	0	0	1
27	0	1	1	0	1	1	0	0	**59**	1	1	1	0	1	1	1	0
28	0	1	1	1	0	0	1	0	**60**	1	1	1	1	0	0	0	0
29	0	1	1	1	0	1	0	1	**61**	1	1	1	1	0	1	1	1
30	0	1	1	1	1	0	0	0	**62**	1	1	1	1	1	0	1	0
31	0	1	1	1	1	1	1	1	**63**	1	1	1	1	1	0	0	1
32	1	0	0	0	0	0	1	0	**64**	0	0	0	0	0	0	0	0

Nota.— Los bits de paridad I19 e I20 se eligen para satisfacer las ecuaciones siguientes:

$I13 + I_{14} + I_{15} + I_{16} + I_{17} + I_{18} + I_{19} = PAR$

$I14 + I_{16} + I_{18} + I_{20} = PAR$

Tabla A-10. Datos auxiliares A (véase 3.11.4.8.3.1)

Palabra	Contenido de los datos	Tipo de datos	Tiempo máximo entre transmisiones (segundos)	Bits utilizados	Gama de valores	Bit menos significativo	Bit número
A1	PREÁMBULO	digitales	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento de la antena de azimut de aproximación			10	-511 m a +511 m (véase Nota 3)		I_{21} - I_{30}
	Distancia de la antena de azimut de aproximación al punto de referencia MLS			13	0 m a 8 191 m		I_{31} - I_{43}

	Alineación de azimut de aproximación con el eje de la pista			12	-20,47° a +20,47° (véanse Notas 3 y 7)		I_{44} - I_{55}
	Sistema de coordenadas de la antena de azimut de aproximación			1	véase Nota 2		I_{56}
	Altura de la antena de azimut de aproximación			7	-63 m a +63 m (véase Nota 3)	1m	I_{57} - I_{63}
	RESERVA			6	véase Nota 8		I_{64} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
A2	PREÁMBULO	digitales	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento de la antena de elevación de aproximación			10	-511 m a +511 m (véase Nota 3	1m	I_{21} - I_{30}
	Distancia del punto de referencia MLS al umbral			10	0 m a 1 023 m	1m	I_{31} - I_{40}
	Altura de la antena de elevación de aproximación			7	-6,3 m a +6,3 m (véase Nota 3)	0,1m	I_{41} - I_{47}
	Elevación del punto de referencia MLS			13	-4 095 m a +4 095 m (véase Nota 3)	1m	I_{48} - I_{60}
	Altura del umbral de la pista			7	-6,3 m a +6,3 m (véase Nota 3)	0,1m	I_{61} - I_{67}
	RESERVA			2	véase Nota 8		I_{68} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
A3	PREÁMBULO(véase Nota 4)	digitales	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento del DME			12	-2 047 m a +2 047 m (véase Nota 3)	1m	I_{21} - I_{32}
	Distancia del DME al punto de referencia MLS			14	-8 191 m a +8 191 m (véase Nota 3)	1 m	I_{33} - I_{46}
	Altura de la antena DME			7	-63 m a +63 m (véase Nota 3)		I_{47} - I_{53}

	Distancia del punto de parada de la pista			14	0 m a 16 383 m		I_{54} - I_{67}
	RESERVA			2	véase Nota 8		I_{60} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		
A4	PREÁMBULO (véase Nota 5)	digitales	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento de la antena de Azimut posterior			10	-511 m a +511 m (véase Nota 3)	1m	I_{21} - I_{30}
	Distancia de azimut posterior al punto de referencia MLS			11	0 m a 2 047 m	1m	I_{31} - I_{41}
	Alineación de azimut posterior con el eje de la pista			12	-20,47° a +20,47° (véanse Notas 3 y 7)	0,01°	I_{42} - I_{53}
	Sistema de coordenadas de la antena de azimut posterior			1	véase Nota 2		I_{54}
	Altura de la antena de azimut posterior			7	-63 m a +63 m (véase Nota 3)	1m	I_{55} - I_{61}
	RESERVA			8	véase Nota 8		I_{62} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}

NOTAS.—

1. Los bits de paridad I_{70} a I_{76} se eligen para satisfacer las ecuaciones siguientes:

Para el bit I_{70}

$PAR = (I_{13} + \ldots + I_{18}) + I_{20} + I_{22} + I_{24} + I_{25} + I_{28} + I_{29} + I_{31} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{41} + I_{44} + I_{45} + I_{46} + I_{50} + (I_{52} + \ldots + I_{55}) + I_{58} + I_{60} + I_{64} + I_{65} + I_{70}$

Para el bit I_{71}

$PAR = (I_{14} + \ldots + I_{19}) + I_{21} + I_{23} + I_{25} + I_{26} + I_{29} + I_{30} + I_{32} + I_{33} + I_{34} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{42} + I_{45} + I_{46} + I_{47} + I_{51} + (I_{53} + \ldots + I_{56}) + I_{59} + I_{61} + I_{65} + I_{66} + I_{71}$

Para el bit I_{72}

$PAR = (I_{15} + \ldots + I_{20}) + I_{22} + I_{24} + I_{26} + I_{27} + I_{30} + I_{31} + I_{33} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{38} + I_{40} + I_{43} + I_{46} + I_{47} + I_{48} + I_{52} + (I_{54} + \ldots + I_{57}) + I_{60} + I_{62}$

Para el bit I_{74}

$PAR = (I_{17} + \ldots + I_{22}) + I_{24} + I_{26} + I_{28} + I_{29} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{40} + I_{42} + I_{45} + I_{48} + I_{49} + I_{50} + I_{54} + (I_{56} + \ldots + I_{59}) + I_{62} + I_{64} + I_{68} + I_{69} + I_{74}$

Para el bit I_{75}

$PAR = (I_{13} + \ldots + I_{17}) + I_{19} + I_{21} + I_{23} + I_{24} + I_{27} + I_{28} + I_{30} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{40} + I_{43} + I_{44} + I_{45} + I_{49} + (I_{51} + \ldots + I_{54}) + I_{57} + I_{59} + I_{61} + I_{63} + I_{69} + I_{75}$

Para el bit I_{76}

PAR = $I_{13} + I_{14} + ... + I_{75} + I_{76}$

2. El código para las coordenadas de la antena es 0 = cónica.
3. La convención para la codificación de los números negativos es la siguiente:

MSB es el bit de signo:

0 = positivo

1 = negativo

Otros bits representan el valor absoluto.

La convención para el emplazamiento de la antena es la siguiente:

Desde el punto de referencia de aproximación MLS mirando hacia el punto de referencia, un número positivo representará el emplazamiento hacia

la derecha del eje de la pista (desplazamiento lateral) o por encima MLS de la pista (vertical) o hacia el extremo de parada de la pista (distancia longitudinal).

La convención para la alineación es la siguiente:

Mirando desde arriba, un número positivo representa una rotación en el sentido de las agujas del reloj desde el eje de la pista hasta el azimut de cero grados respectivo.

4. La palabra de datos A3 se transmite tanto en la cobertura de azimut de aproximación como en la de azimut posterior si se proporciona guía de azimut posterior, manteniéndose el tiempo máximo especificado entre las transmisiones en cada sector de cobertura.
5. La palabra de datos A4 se transmite tanto en la cobertura de azimut de aproximación como en la cobertura de azimut posterior si se proporciona guía de azimut posterior, manteniéndose el tiempo máximo especificado entre las transmisiones en cada sector de cobertura
6. Los 12 bits de datos del preámbulo están precedidos por un intervalo de 0,832 milisegundos (13 impulsos de reloj) de la onda continua para la adquisición de la frecuencia portadora (véase Tabla A-1).
7. Véanse en la Tabla A-12 las palabras de datos B42 y B43 que están determinadas para aplicaciones que requieran una rotación de antena de azimut superior a +20,47º suplementadas con los datos de A1, en el caso de azimut, y A4, en el de azimut posterior. Para una instalación con una rotación de azimut de aproximación superior a +20,47º, se transmite B42 en lugar de A1. Para una instalación con una rotación de azimut posterior superior a +20,47º, se transmite B43 en lugar de A4.
8. Todos los bits de reserva se ponen a CERO.

Tabla A-11. Definiciones de los elementos de datos auxiliares B

(*véase 3.11.4.8.3.2*)

Nota.- En la Tabla A-13 se indican las definiciones de los elementos de datos auxiliares B en apoyo de procedimientos MLS/RNAV.

a) *La latitud del punto de referencia del MLS* será la coordenada de latitud de dicho punto, definido por el elipsoide de referencia del Sistema Geodésico Mundial — 1984 (WGS-84), el sistema de coordenadas y la referencia correspondiente.
b) *La longitud del punto de referencia del MLS* será la coordenada de longitud de dicho punto definido por el elipsoide de referencia, el sistema de coordenadas y la referencia, indicados en el inciso a).
c) *La coordenada vertical del punto de referencia del MLS* será la coordenada vertical de dicho punto definido por la elipsoide de referencia, el sistema de coordenadas y la referencia, indicados en el inciso a).

Nota.- Si bien el WGS-84 ha sido aprobado como norma de la OACI para las coordenadas geográficas que indican latitud y longitud, está pendiente la introducción de coordenadas verticales WGS-84. Hasta que se decida dicha introducción, puede continuar usándose una elevación con referencia al nivel medio del mar (msl).

d) *La orientación de azimut de aproximación en relación con el norte geográfico* representará el ángulo medido en el plano horizontal en el sentido de las manecillas del reloj a partir del norte geográfico hasta cero grados de azimut de aproximación, que tiene origen en la antena de dicho azimut. El vértice del ángulo medido será el centro de fase de la antena de azimut de aproximación.

e) *El alcance visual en la pista (RVR)* representará las medidas del RVR por instrumentos en la zona de contacto, en el punto medio y en el extremo de parada de la pista indicándose asimismo la tendencia, proporcionado de conformidad con el Anexo 3.

f) *El viento en la superficie* representará la velocidad y dirección (magnética) del viento, proporcionado de conformidad con el Anexo 3, Capítulo 4.

g) *El desplazamiento de la antena de azimut de aproximación* representará la distancia mínima entre el centro de fase de la antena de azimut de aproximación y un plano vertical que abarca el eje de la pista.

h) *La distancia entre la antena de azimut de aproximación y el punto de referencia del MLS* representará la distancia mínima entre el centro de fase de la antena de azimut de aproximación y el plano vertical perpendicular al eje de la pista que abarca el punto de referencia del MLS.

i) *La alineación de azimut de aproximación con el eje de la pista* representará el ángulo mínimo entre el radial de guía de cero grados de azimut de aproximación y el eje de la pista.

j) *La altura de la antena de azimut de aproximación* representará el emplazamiento vertical del centro de fase de la antena respecto al punto de referencia del MLS.

k) *El desplazamiento de la antena de azimut posterior* representará la distancia mínima entre el centro de fase de la antena de azimut posterior y un plano vertical que abarca el eje de la pista.

l) *La distancia entre la antena de azimut posterior y el punto de referencia del MLS* representará la distancia mínima entre la antena de azimut posterior y el plano vertical perpendicular al eje de la pista que abarca el punto de referencia del MLS.

m) *La alineación de azimut posterior con el eje de la pista* representará el ángulo mínimo entre el azimut posterior de cero grados y el eje de la pista.

n) *La altura de la antena de azimut posterior representará* el emplazamiento vertical del centro de fase de la antena respecto al punto de referencia del MLS.

o) *Número de pista principal* representará el número de la pista principal como se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5.

p) *Letra de pista principal* representará la letra de la pista principal como se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5, cuando se le utiliza para distinguir pistas paralelas.

q) *Número de pista secundaria* representará el número de la pista secundaria como se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5.

r) *Letra de pista secundaria* representará la letra de la pista secundaria como se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5, cuando se le utilice para distinguir entre pistas paralelas.

s) *Guía de elevación a pista secundaria* indicará si puede o no utilizarse guía de elevación a la pista secundaria y, en caso afirmativo, si puede utilizarse directamente como ángulo en sí, o si se exige el cálculo de la trayectoria de planeo.

t) *Trayectoria de planeo mínima a pista secundaria* representará el menor ángulo de descenso a lo largo del eje de la pista secundaria.

u) *Alineación de azimut de aproximación con el eje de la pista secundaria* representará el ángulo mínimo entre el azimut de aproximación de cero grados y el eje de la pista secundaria.

v) *Coordenada X del umbral de la pista secundaria* representará la distancia mínima entre el umbral de la pista secundaria y el plano vertical perpendicular al eje de la pista principal que contiene al punto de referencia MLS.

w) *Coordenada Y del umbral de la pista secundaria* representará la distancia mínima entre el umbral de la pista secundaria y el plano vertical que contiene el eje de la pista principal.

x) *Coordenada Z del umbral de la pista secundaria* representará la altura del umbral de la pista secundaria con respecto al punto de referencia MLS.
y) *Altura de cruce del umbral de la pista secundaria* representará la altura con respecto al umbral de la pista secundaria a la cual la trayectoria de planeo calculada cruza el umbral.
z) *Distancia del azimut virtual al umbral de la pista secundaria* representará la distancia al umbral de la pista secundaria a partir del punto que ha de considerarse como origen para la guía lateral a esa pista.

Nota.- Esta distancia puede utilizarse por el receptor MLS en forma similar a la distancia de la antena de azimut de aproximación al umbral, para establecer el factor de escala de desviación lateral.

Tabla A-12. Datos auxiliares B
(véase 3.11.4.8.3)

Palabra	Contenido de los datos	Tipo de datos	Tiempo máximo entre transmisiones (segundos)	Bits utilizados	Gama de valores	Bit menos significativo	Bit número
Palabras B1 a B39: Elementos de datos que no varían con el tiempo (fijos) en apoyo de procedimientos MLS/RNAV (véase la Tabla A-15)							
Palabras B40 a B54: Otros elementos de datos fijos							
B40	PREÁMBULO	digitales	2,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Latitud del punto de referencia MLS			23	-324 000,0 arc segundos a +324 000,0 arc segundos (véase Nota 2)	0,1 arc segundos	I_{21} - I_{43}
	Longitud del punto de referencia MLS			24	-648 000,0 arc segundos a +648 000,0 arc segundos (véase Nota 2)		I_{44} –v I_{67}
	RESERVA			2	véase Nota 9		I_{68} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
B41	PREÁMBULO	digital	2,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Coordenada vertical del punto de referencia MLS			13	-4 095 m a +4 095 m (véase Nota 2)	1m	I_{21} - I_{33}
	Orientación del azimut de aproximación respecto al Norte verdadero			16	0° a 359,99	0,01°	I_{34} - I_{45}
	RESERVA			20			I_{50} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
B42	PREÁMBULO(véase Nota 5)	digitales	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}

	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento de la antena de azimut de aproximación			12	-2 047 m a +2 047 m (véase Nota 3)	1m	I_{21} - I_{32}
	Distancia de la antena de azimut de aproximación al punto de referencia MLS			14	-8 191 m a +8 191 m (véase Nota 3)	1 m	I_{33} - I_{46}
	Alineación del azimut de aproximación con el eje de la pista			7	-63 m a +63 m (véase Nota 3)		I_{47} - I_{53}
	Altura de la antena de azimut de aproximación			14	0 m a 16 383 m		I_{54} - I_{67}
	RESERVA			2	véase Nota 8		I_{60} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		
B43	PREÁMBULO (véanse las Nota 4 y 5)	digital	1,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Desplazamiento de la antena de Azimut posterior			10	-511 m a +511 m (véase Nota 2)	1m	I_{21} - I_{30}
	Distancia de la antena de azimut posterior al punto de referencia MLS			11	0 m a 2 047 m	1m	I_{31} - I_{41}
	Alineación de azimut posterior con el eje de la pista			14	-81,91° a +81,91° (véase Nota 2)	0,01°	I_{42} – I_{53}
	Altura de la antena de azimut posterior			7	-63 m a +63 m (véase Nota 2)	1m	I_{56} - I_{62}
	RESERVA			7	véase Nota 9		I_{63} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
B44	PREÁMBULO	digital	2,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Número de pista principal			6	0 a 36 (véase Nota 10))		I_{21} - I_{26}
	Letra de pista principal			2	véase Nota 7		I_{27} - I_{28}
	Número de pista secundaria			6	0 a 36 (véase Nota 10)		I_{29} - I_{34}
	Letra de pista secundaria			2	véase Nota 7		I_{35} - I_{36}
	Guía de elevación a pista secundaria			2	véase Nota 8		I_{37} - I_{38}
	Trayectoria de planeo mínima a pista secundaria			7	2° a 14,7°	0,1°	I_{39} - I_{45}
	Alineación del azimut de aproximación conel eje de la pista secundaria			16	±180,00°	0,01°	I_{46} - I_{61}
	RESERVA			8	véase Nota 9		I_{62} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}
B45	PREÁMBULO	digital	2,0	12	véase Nota 6		I_1 - I_{12}

	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	Coordenada X del umbral de la pista secundaria			15	±16 384 m	1 m	I_{21} – I_{35}
	Coordenada Y del umbral de la pista secundaria			15	±16 384 m	1 m	I_{36} - I_{50}
	Coordenada Z del umbral de la pista secundaria			8	±127 m)	1 m	I_{51} - I_{58}
	Altura de cruce del umbral de la pista secundaria			5	0 a 31 m	1 m	I_{59} - I_{63}
	Distancia del azimut virtual al umbral de la pista secundaria			6	0 a 6 300 m	100 m	I_{64} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}

Palabras B55 a B64: Elementos de datos que varían en función del tiempo. (Nota.— La palabra B55 es la única que se define a

B55	PREÁMBULO	digital	10,0	12	véase Nota 6		I_{1} - I_{12}
	Dirección			8			I_{13} - I_{20}
	RVR (zona de toma de contacto)			11	0 - 2 555 m (véase Nota 3)	5 m	I_{21} - I_{31}
	RVR (punto medio)			11	0 - 2 555 m (véase Nota 3)	5 m	I_{32} - I_{42}
	RVR (extremo de parada)			11	0 - 2 555 m (véase Nota 3)	5 m	I_{43} - I_{53}
	Velocidad del viento en la superficie			7	0 - 127 kt	1 kt	I_{54} - I_{60}
	Dirección del viento en la superficie (grados magnéticos)			9	0 - 359°	1°	I_{61} □ I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 1		I_{70} - I_{76}

	Décimo bit	Undécimo bit
Sistema cerrado	0	0
Disminución	1	0
Igual	0	1
Aumento	1	1

1. Cuando se usa, la palabra de datos B43 se transmite tanto en el sector de cobertura de azimut de aproximación como en el de azimut posterior si se proporciona guía de azimut posterior, manteniéndose el tiempo máximo especificado entre las transmisiones en cada área.
2. Las palabras de datos B42 y B43 están determinadas para aplicaciones que requieran una rotación de antena de azimut superior a 20,47º
   suplementadas con los datos de A1, en el caso de azimut, y A4, en el del azimut posterior. Para una instalación con una rotación de azimut de aproximación superior a 20,47º, se transmite B42 en lugar de A1. Para una instalación con una rotación de azimut posterior superior a 20,47º, se transmite B43 en lugar de A4.
3. Los 12 bits de datos del preámbulo son precedidos de un intervalo de 0,832 milisegundos (13 impulsos de reloj) de la onda continua para adquisición de la portadora (véase la Tabla A-1).
4. La convención para la codificación es la siguiente:
   0 = ninguna letra
   1 = R (derecha)
   2 = C (centro)
   3 = L (izquierda)
5. La convención para la codificación es la siguiente:
   0 = no se proporciona
   1 = guía de elevación por ángulo
   2 = trayectoria de planeo calculada
   3 = código no permitido

9. Todos los bits de reserva se ponen a CERO.

10. La designación 0 de número de pista corresponde a operaciones de helipuerto.

Tabla A-13. Definiciones de los elementos de datos auxiliares B relativos a la base de datos para procedimientos MLS/RNAV (véase 3.11.4.8.3.2)

a) Número de descriptores de procedimiento de azimut de aproximación representará el número total de procedimientos de aproximación y salida nombrados para los cuales se transmiten palabras descriptoras de procedimiento en el sector de cobertura de azimut de aproximación.

Nota.— Las aproximaciones frustradas no se tienen en cuenta, dado que no utilizan palabras descriptoras de procedimiento.

Los procedimientos de cálculo de eje a la pista principal se tienen en cuenta si se transmite un descriptor de procedimiento, aunque no se transmitan los datos del punto de recorrido asociado en las palabras auxiliares B1 a B39.

b) Número de descriptores de procedimiento de azimut posterior representará el número total de procedimientos de aproximación y salida nombrados, para los cuales se transmiten palabras descriptoras de procedimiento en el sector de cobertura de azimut posterior.

Nota.— Las aproximaciones frustradas no se tienen en cuenta, dado que no utilizan palabras descriptoras de procedimiento.

c) Última palabra de la base de datos para azimut de aproximación representará el código de dirección de la última palabra de datos auxiliares en la gama B1 a B39 que se transmite en el sector de cobertura de azimut de aproximación, definida por los bits I13 a I18 de dicha palabra.

d) Primera palabra de la base de datos de azimut posterior representará el código de dirección de la primera palabra de datos auxiliares en la gama B1 a B39 que se transmite en el sector de cobertura de azimut posterior, definida en los bits I13 a I18 de dicha palabra.

e) Código CRC para azimut de aproximación representará los coeficientes del código de verificación cíclica de redundancia para la base de datos de procedimientos de azimut de aproximación.

f) Código CRC de azimut posterior representará los coeficientes del código de verificación cíclica de redundancia para la base de datos de procedimiento de azimut posterior.

g) Palabra B42 transmitida indicará si se transmite la palabra de datos auxiliares B42 en lugar de la palabra A1.

h) Palabra A4 transmitida indicará si se transmite la palabra de datos auxiliares A4.

i) Palabra B43 transmitida indicará si se transmite la palabra de datos auxiliares B43.

j) Indicador de aplicación/CRC de azimut posterior indicará si se emplea la palabra de datos auxiliares B39 como palabra de aplicación/CRC de azimut posterior o como palabra de datos de punto de recorrido para azimut de aproximación.

k) Indicador básico representará el nombre del primer punto de recorrido por el que se vuela en un procedimiento de aproximación, o el último punto de recorrido por el que se vuela en un procedimiento de salida. El nombre consistirá en cinco caracteres alfa codificados con arreglo a los bits b1 a b5 del Alfabeto internacional núm. 5.

l) Indicador de validez representará el nivel de revisión del procedimiento de aproximación o salida. El indicador de validez será un número de 1 a 9.

m) Indicador de ruta representará la ruta hacia o desde el punto de recorrido nombrado por el indicador básico. El indicador de ruta será un único carácter alfa codificado con arreglo a los bits b1 a b5 del Alfabeto internacional núm. 5. No se utilizarán las letras

"I" e "O". Cada uno de los 24 indicadores de ruta disponibles se asignará a lo sumo una vez dentro del conjunto combinado de palabras descriptoras de procedimiento de azimut de aproximación y de azimut posterior.

Nota.— La restricción impuesta en la asignación única de indicadores de ruta para las operaciones MLS/RNAV se aparta de la práctica normal de asignación de rutas a fin de mejorar la integridad de la selección de procedimientos y reducir la carga de trabajo del piloto.

n) Número de pista representará el número de la pista según se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5.

o) Letra de pista representará la letra de la pista según se define en el Anexo 14, Volumen I, Capítulo 5, cuando se le utiliza para distinguir pistas paralelas.

p) Tipo de procedimiento indicará si se trata de un procedimiento de aproximación o de un procedimiento de salida.

q) Índice del primer punto de recorrido representará la posición secuencial, en la base de datos de azimut de aproximación o en la base de datos de azimut posterior, del dato de definición de punto de recorrido para el primer punto de recorrido codificado del procedimiento.

r) Coordenada X representará la coordenada X de un determinado punto de recorrido en el sistema de coordenadas definido.

s) Sigue coordenada Y indicará si se transmite o no la coordenada Y para un punto de recorrido determinado. Si no se transmite la coordenada Y, se supone que es cero.

t) Coordenada Y representará la coordenada Y de un determinado punto de recorrido en el sistema de coordenadas definido.

u) Sigue coordenada Z indicará si se transmite o no la coordenada Z para un determinado punto de recorrido.

v) Coordenada Z representará la coordenada Z de un determinado punto de recorrido en el sistema de coordenadas definido.

w) Identificador de tramo/campo siguiente indicará si el tramo siguiente de un procedimiento determinado es rectilíneo o en curva e indicará además qué campos de datos siguen a las coordenadas del punto de recorrido.

x) Altura del punto de recorrido de umbral representará la altura del punto de recorrido de umbral de la pista principal con respecto al umbral de la pista.

y) Distancia de azimut virtual a punto de recorrido representará la distancia al punto de recorrido desde el punto que se ha de considerar como el origen de la guía lateral para un procedimiento de aproximación que no lleva al umbral de la pista principal.

Nota.— Esta distancia puede utilizarse por el receptor MLS en forma similar a la distancia de la antena de azimut de aproximación al umbral para establecer el factor de escala de desviación lateral correspondiente al procedimiento.

z) Índice del punto de recorrido siguiente representará la posición secuencial, en la base de datos de azimut de aproximación o en la base datos de azimut posterior, del dato de definición del punto de recorrido para el punto de recorrido siguiente del procedimiento.

Nota.— Se puede utilizar el índice del punto de recorrido siguiente para permitir que se compartan uno o más puntos de recorrido, los cuales se han definido explícitamente como parte de otro procedimiento. Los puntos de recorrido compartidos son los puntos finales para los procedimientos de aproximación, y los iniciales para los procedimientos de aproximación frustrada y salida.

aa) Índice de aproximación frustrada representará la posición secuencial, en la base de datos de azimut de aproximación o en la base de datos de azimut posterior, del dato de definición del punto de recorrido para el primer punto de recorrido codificado (último encontrado) del procedimiento de aproximación frustrada correspondiente.

Tabla A-14. Estructura de la base de datos de procedimiento MLS/RNAV
(*véase 3.11.4.8.3.2*)

Base de datos	Palabra	Contenido de los datos
Azimut de aproximación	B1 B2 . . . . . . B(M+1) B(M+2) a B(a)	Palabra de aplicación/CRC de azimut de aproximación Palabra descriptora de procedimiento 1 . . . . . . Palabra descriptora “M” de procedimientos (véase la Nota 1) Palabras de datos de punto de recorrido
	B(a+1) a B(b-1)	No se utilizan.
Azimut posterior (véase la Nota 2)	B(b) . . . . . . B(b+N-1) B(b+N) a B(38) B39	Palabra descriptora de procedimiento 1 . . . . . . Palabra descriptora “N” de procedimientos (véase la Nota 1) Palabras de datos de punto de recorrido Palabra de aplicación/CRC de azimut posterior

NOTAS.—

1. El parámetro “M” representa el número de los procedimientos de aproximación y salida nombrados que se inician dentro del sector de cobertura de azimut de aproximación. El parámetro “N” representa el número de procedimientos de aproximación y salida nombrados que se inician dentro del sector de cobertura de azimut posterior.
2. En una instalación sin base de datos de azimut posterior podrán emplearse todas las palabras hasta B39 para la base de datos de azimut de aproximación.

Tabla A-15. Palabras de datos auxiliares B, B1 a B39
(véase 3.11.4.8.3.2)

Palabra	Contenido de los datos	Tipo de datos	Tiempo máximo entre transmisiones (segundos)	Bits utilizados	Gama de valores	Bit número
Palabra de aplicación/CRC de azimut de aproximación						
B1	PREÁMBULO	digital	2,5	12		I_1 - I_{12}
	Dirección			8		I_{13} - I_{20}
	Número de descriptores de procedimiento de azimut de aproximación			4	0 a 15	I_{21} – I_{24}
	Última palabra de la base de datos de azimut de aproximación			6	véase Nota 2	I_{25} - I_{30}
	Código CRC de azimut de aproximación			32	véase Nota 3	I_{31} – I_{62}
	Palabra B42 transmitida			1	véase Nota 4	I_{63}
	Palabra A4 transmitida			1	véase Nota 4	I_{64}
	Palabra B43 transmitida			1	véase Nota 4	I_{65}
	RESERVA			4	véase Nota 12	I_{66} - I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 13	I_{70} - I_{76}
Palabras descriptoras de procedimiento						
B2 a B(M+1) (base de datos de azimut de aproximación) (véase Nota 1) B(b) a B(b+N-1) (base de datos de azimut posterior)						
	PREÁMBULO	digital	2,5	12		I_1 - I_{12}
	Dirección			8		I_{13} - I_{20}
	Indicador básico			25	véase Nota 5	I_{21} – I_{45}
	Indicador de validez			4	1 a 9 (véase Nota 14)	I_{46} – I_{49}
	Indicador de ruta			5	véase Nota 5	I_{50} – I_{54}
	Número de pista			6	0 a 36 (véase Nota 15)	I_{55} - I_{60}

	Letra de pista			2	véase Nota 6	I_{61} - I_{62}
	Tipo de procedimiento			1	véase Nota 7	I_{63}
	Índice de primer punto de recorrido			6	0 a 63 (véanse Notas 8, 9)	I_{64} a I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 13	I_{70} - I_{76}

Palabras de datos de punto de recorrido (véase la Tabla A-16)

B(M+2) a B(a) (base de datos de azimut de aproximación) (véanse Notas 1 y 11)
B(b+N) a B(38) (base de datos de azimut posterior)

	PREÁMBULO	digital	2,50	12		I_1 - I_{12}
	Dirección			8		I_{13} - I_{20}
	Datos de definición de punto de recorrido			49	(véase Nota 10, 11	I_{21} – I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 13	I_{70} a I_{76}

Palabra de aplicación/CRC de azimut posterior (véanse Notas 1, 11)

B39	PREÁMBULO	digital	2,5	12		I_1 - I_{12}
	Dirección			8		I_{13} - I_{20}
	Número de descriptores de procedimiento de azimut posterior			4	0 a 15	I_{21} – I_{24}
	Primera palabra de la base de datos de azimut posterior			6	véase Nota 2	I_{25} – I_{30}
	Código CRC de azimut posterior			32	véase Nota 3	I_{31} - I_{62}
	Palabra B43 transmitida			1	véase Nota 4	I_{63}
	Reserva			5	véase Nota 12	I_{64} - I_{68}
	Indicador de aplicación/CRC de azimut posterior			1	véase Nota 11	I_{69}
	PARIDAD			7	véase Nota 13	I_{70} - I_{76}

NOTAS.—

1. Las variables utilizadas en los números de palabras corresponden a las utilizadas en la Tabla A-14.
2. Este campo se codifica de acuerdo con la Tabla A-9, utilizando los bits I13 a I18. En esta tabla, el bit I25 tiene la información del bit I13 de la Tabla A-9 y se transmite en primer lugar.
3. El código CRC contiene el resto, R(x), de la división en módulo 2 de dos polinomios.

$$\left[\frac{x^{32}M_{(x)}}{G_{(x)}}\right]_{mod\ 2} = Q_{(x)} + \frac{R_{(x)}}{G_{(x)}}$$

M(x) es el campo de información, que consiste en la base de datos de azimut de aproximación o de azimut posterior definida más adelante, excluyendo los preámbulos, direcciones, bits de paridad y bits de código CRC. Los bits para las palabras de datos auxiliares son los bits I21 a I69, y los correspondientes a las palabras de datos básicos son los bits I13 a I30. La base de datos consiste en las siguientes palabras de datos en el orden indicado:

Base de datos de azimut de aproximación:	*Base de datos de azimut posterior:*
B1 (bits I_{21} a I_{30}, I_{63} a I_{69})	B(b) a B38
B2 a B(a)	B39 (bits I_{21} a I_{30}, I_{63} a I_{69})
B40, B41	B40, B41, A3
A1 o B42, A2, A3	A4 o B43 (si se transmite)
A4 o B43 (si se transmite)	Palabra de datos básicos 6
Palabra de datos básicos 6	

M(x) se multiplica por x32, lo que significa agregar 32 bits cero al final del dividendo.
G(x) es el polinomio generador, definido así:
$G(x)= x^{32} + x^{31} + x^{14} + x^{13} + x^{9} + x^{8} + x^{4} + x^{3} + x + 1$
Q(x) es el cociente de la división.
El código CRC, R(x), se transmite con el coeficiente de x^{31} como bit I_{31} y el coeficiente de x^{0} como bit I_{62}.

4. La convención para la codificación es la siguiente:

   0 = no

   1 = sí
5. Los caracteres alfa se codifican como se define en 3.11.4.8.3 para las palabras de datos B1 a B39.
6. La convención de codificación es la siguiente:

   0 = ninguna letra

   1 = R (derecha)

   2 = C (centro)

   3 = L (izquierda)
7. La convención para la codificación es la siguiente:

   0 = procedimiento de aproximación

   1 = procedimiento de salida
8. Los números de índice de punto de recorrido se asignan numerando ordenadamente todos los puntos de recorrido de la base de datos de azimut de aproximación o de azimut posterior. Si un punto de recorrido en el umbral de la pista principal se codifica utilizando solamente una altura de cruce del umbral, se omite de la secuencia de índices de punto de recorrido.
9. Un valor de cero en este campo indica que el procedimiento es un procedimiento con cálculo de eje basado en datos contenidos en las palabras de datos auxiliares A1 (o B42), A2, A3 y A4 (o B43).
10. Las definiciones de punto de recorrido tienen longitud variable y se codifican ordenadamente sin conformarse a los límites de palabra. No se permiten bits de reserva entre las definiciones de puntos de recorrido. Todos los bits de reserva al final de la palabra de datos de último punto de recorrido se ponen a cero. Las definiciones de punto de recorrido para un procedimiento de aproximación se codifican en el orden en que la aeronave realiza el

procedimiento. Las definiciones de punto de recorrido para aproximaciones frustradas o salidas se codifican en el orden inverso.

1. Los puntos de recorrido para aproximaciones frustradas o salidas que no coinciden con los puntos de recorrido de aproximación se codifican después del último punto de recorrido de aproximación de la base de datos.

11. Una instalación que no disponga de base de datos de azimut posterior puede emplear la palabra de datos auxiliares B39 como palabra de datos de punto de recorrido para la base de datos de azimut de aproximación. El bit I_{69} de la palabra B39 se utiliza para indicar la aplicación de esta palabra.
La convención para la codificación es la siguiente:
0 = la palabra B39 es una palabra de datos de punto de recorrido
1 = la palabra B39 es la palabra de aplicación/CRC de azimut posterior.

12. Todos los bits de reserva se ponen a CERO.

13. Los bits de paridad I_{70} a I_{76} se eligen para satisfacer las ecuaciones que figuran en la Nota 1 de la Tabla A-12.

14. No se permite el valor codificado 0000.

15. La designación 0 para el número de pista corresponde a las operaciones de helipuertos.

Tabla A-16. Elementos de datos para definición de punto de recorrido
(*véase 3.11.4.8.3.2*)

Contenido de los datos	Bits utilizados	Gama de valores	Bit menos significativo
Coordenada X	15	±41 940 m (véanse Notas 1, 2)	2,56 m
Sigue coordenada Y	1	véase Nota 3	
Coordenada Y	15	±41 940 m (véanse Notas 1, 2)	2,56 m
Sigue coordenada Z	1	véase Nota 3	
Coordenada Z	13	-100 a +8 091 m (véanse Notas 1, 4)	1 m
Identificador de tramo/campo siguiente	3	véase Nota 5	
Altura del punto de recorrido del umbral	6	0 a 31,5 m (véase Nota 5)	0,5 m
Distancia del azimut virtual al punto de recorrido	6	0 a 6 300 m (véase Nota 5)	100 m
Índice del punto de recorrido siguiente	6	véanse Notas 5, 6	
Índice de aproximación frustrada	6	véanse Notas 5, 6	

NOTAS.—

1. El origen del sistema de coordenadas es el punto de referencia MLS. El eje X es horizontal y está ubicado en el plano vertical que contiene al eje de la pista, con los números positivos que representan emplazamientos orientados hacia la referencia de aproximación.

El eje Y es horizontal y perpendicular al eje X, ubicando los números positivos que representan emplazamientos hacia la izquierda del eje mirando desde el punto de referencia MLS hacia la referencia de aproximación. El eje Z es vertical, con los números positivos que representan emplazamientos ubicados por encima del punto de referencia MLS. Al determinar las coordenadas de los puntos de recorrido no se tiene en cuenta la curvatura de la tierra.

2. La convención para la codificación es la siguiente:

El bit más significativo es el bit de signo:

0 = positivo

1 = negativo

Los otros bits representan valores absolutos.

3. La convención para la codificación es la siguiente:

0 = no

1 = sí

El bit "sigue coordenada Y" se pone a CERO (no) para indicar que la coordenada Y del punto de recorrido es cero. En este caso, no se utiliza el campo de coordenada Y. El bit "sigue coordenada Z" se pone a CERO (no) para indicar que el punto de recorrido es bidimensional o que está ubicado sobre una pendiente constante entre dos puntos de recorrido para los cuales se transmite la coordenada Z. En cualquiera de estos dos casos, no se utiliza el campo de coordenada Z.

4. Este campo se codifica como un valor sin signo con un desplazamiento de -100 m. Por lo tanto, un valor de cero en este campo representaría una coordenada Z de -100 m.
5. Los campos de datos que siguen al identificador de tramo/campo siguiente se transmiten solamente para ciertos casos. La codificación del identificador de tramo/campo siguiente y el uso de los campos de datos subsiguientes se definen en la Tabla A-17.
6. Los números de índice de punto de recorrido se asignan numerando ordenadamente todos los puntos de recorrido de la base de datos de azimut de aproximación o de azimut posterior. Si un punto de recorrido en el umbral de la pista principal se codifica utilizando solamente una altura de cruce de umbral, se le omite de la secuencia de índices de punto de recorrido. El campo del índice del punto de recorrido siguiente siempre se refiere a un número de índice inferior al del punto de recorrido presente. El campo del índice de aproximación frustrada siempre se refiere a un número de índice superior al del punto de recorrido presente

Tabla A-17. Identificadores de tramo/campo siguiente
(véase 3.11.4.8.3.2)

<table>
<tr><th colspan="4">Aplicación</th><th rowspan="2">Identificador de tramo/campo siguiente</th><th colspan="3">Campo de datos que siguen al identificador</th></tr>
<tr><th>Emplazamiento del punto de recorrido siguiente</th><th>Punto de recorrido siguiente compartido (Nota 1)</th><th>Relacionada con aproximación frustrada</th><th>Tipo de tramo</th><th>Procedimiento de aproximación</th><th>Procedimiento de aproximación frustrada</th><th>Procedimiento de salida</th></tr>
<tr><td rowspan="4">Cualquiera</td><td rowspan="2">No</td><td rowspan="4">No</td><td>Rectilíneo</td><td>0</td><td colspan="3" rowspan="2">Coordenada X del punto de recorrido siguiente</td></tr>
<tr><td>En curva</td><td>1</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Si</td><td>Rectilíneo</td><td>2</td><td colspan="3" rowspan="2">1. Índice del punto de recorrido siguiente
2. Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td></tr>
<tr><td>En curva</td><td>3</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Umbral de pista principal</td><td rowspan="5">No</td><td>No</td><td rowspan="2">Rectilíneo</td><td>4</td><td colspan="2">1. Altura del punto de recorrido de umbral
2. Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td><td>Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td></tr>
<tr><td>Si</td><td>5</td><td colspan="2">1. Altura del punto de recorrido de umbral
2. Índice de aproximación frustrada
3. Coordenada del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td><td>No asignado
(véase la Nota 3)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Ninguna</td><td>No</td><td>Ninguna (véase la Nota 2)</td><td>6</td><td colspan="2">1. Distancia de azimut virtual a punto de recorrido
2. Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td><td>Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td></tr>
<tr><td>Si</td><td>Rectilíneo hasta primer punto de recorrido de aproximación frustrada encontrado</td><td>7</td><td colspan="2">1. Distancia de azimut virtual a punto de recorrido
2. Índice de aproximación frustrada
3. Coordenada X del primer punto de recorrido siguiente del procedimiento</td><td>No asignado
(véase la Nota 3)</td></tr>
</table>

NOTAS.—

1. Un punto de recorrido compartido es un punto de recorrido en el procedimiento actual identificado solamente por el número de índice de punto de recorrido. Las coordenadas del punto de recorrido se definen explícitamente como parte de otro procedimiento.
2. Más allá de este punto de recorrido se proporciona información de guía relativa a la línea recta trazada desde el punto de recorrido actual tangente a la trayectoria que ingresa en el punto de recorrido. En el caso de procedimientos de aproximación frustrada, esta línea corta al último punto de recorrido de aproximación.
3. Los valores 5 y 7 de identificador de tramo/campo siguiente se reservan para utilizar solamente en procedimientos de aproximación. Los procedimientos de aproximación frustrada y de salida pueden compartir puntos de recorrido de aproximación que utilizan estos valores, ignorándose los campos de datos correspondientes a la altura de punto de recorrido de umbral, distancia de azimut virtual a umbral e índice de aproximaciónfrustrada.

APÉNDICE B. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DEL SISTEMA MUNDIAL DE NAVEGACIÓN POR SATÉLITE (GNSS)

1 DEFINICIONES

(Bits/palabras/campos) libres. Bits/palabras/campos sin atribución ni reserva y disponibles para una atribución futura.
(Bits/palabras/campos) reservados. Bits/palabras/campos sin atribución, pero reservados para una aplicación GNSS particular.

Nota.- Todos los bits se ponen a cero.

GBAS/E. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos VHF polarizada elípticamente.
GBAS/H. Sistema de aumentación basado en tierra que transmite una radiodifusión de datos VHF polarizada horizontalmente.
Receptor. Subsistema que recibe señales del GNSS e incluye uno o más sensores.

2 GENERALIDADES

Nota. — Las siguientes especificaciones técnicas son complementarias de las disposiciones de la Subparte 3, 3.7.

3 ELEMENTOS GNSS

Servicio normalizado de determinación de la posición (SPS) del Sistema mundial de determinación de la posición (GPS) (L1)

3.1.1 Elementos ajenos a la aeronave

3.1.1.1 Características de las radiofrecuencias (RF)

3.1.1.1.1 *Ruido de fase de portadora.* La densidad espectral de ruido de fase de portadora no modulada será tal que un bucle de fase enganchada con anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz, sea capaz de seguir la portadora con una precisión de 0,1 radianes (1 sigma).

3.1.1.1.2 *Emisiones no esenciales.* Las emisiones no esenciales en la banda estarán por lo menos 40 dB por debajo de la portadora L1 no modulada, en toda la anchura de banda por canal atribuida.

3.1.1.1.3 *Pérdida de correlación.* La pérdida de potencia de señal recuperada, por razón de imperfecciones en la modulación de la señal y en la distorsión de la forma de onda, no excederá de 1 dB.

Nota.- La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 2 046 MHz y la potencia de señal recuperada por un receptor, libre de ruidos y sin pérdidas con una separación entre correladores de 1 elemento y una anchura de banda de 2 046 MHz.

3.1.1.1.4 *Generación de código de adquisición aproximativa (C/A) y temporización.* Se formara cada configuración de código C/A Gi(t) mediante la suma Modulo 2 de dos configuraciones lineales, G1 y G2i de 1 023 bits. Se formara la secuencia G2i mediante un retardo eficaz de la secuencia G2 por un número entero de elementos que produzcan una de las 36 configuraciones exclusivas de Gi(t) según lo definido en la Tabla B-1. Las secuencias G1 y G2 serán generadas por registros de

desplazamiento de 10 etapas que tengan los siguientes polinomios, según lo indicado a la entrada del registro de desplazamiento:

a) G1: $X^{10} + X^3 + 1$; y

b) G2: $X^{10} + X^9 + X^8 +^{X6} + X^3 + X^2 + 1$.

El vector de inicialización para las secuencias G1 y G2 será “1111111111”. Las asignaciones de fase de código serán las indicadas en la Tabla B-1. La sincronización de los registros G1 y G2 será a una velocidad de transmisión de 1 023 MHz. Las relaciones de temporización relacionadas con el código C/A serán las indicadas en la Figura B-1*.

3.1.1.2 *Estructura de datos.* El formato de los mensajes de navegación será el indicado en la Figura B-2. En cada página se utilizara, según lo indicado en la Figura B-6, un formato básico de una trama de una longitud de 1 500 bits con un número de hasta 5 subtramas, siendo cada una de 300 bits de longitud. Se transmitirán todas las palabras con el bit más significativo (MSB) en primer lugar.

3.1.1.2.1 *Estructura de subtrama.* Cada subtrama o página de una subtrama se iniciara con una palabra de telemetría (TLM) seguida de una palabra de transferencia (HOW). Seguirán a HOW 8 palabras de datos. Cada palabra de una trama contendrá 6 bits de paridad. En las Figuras B-3 y B-4 se indican respectivamente la palabra TLM y los formatos de HOW.

3.1.1.2.2 *Fin/inicio de semana.* Al fin/inicio de semana:

a) la paginación cíclica de subtramas de 1 a 5 se reiniciara con la subtrama 1, sea cual fuere la última subtrama transmitida antes del fin/principio de semana; y

b) el ciclo de 25 páginas de subtramas 4 y 5 se reiniciara con la página 1 de cada una de las subtramas, sea cual fuere la página transmitida antes del fin/principio de semana. Todos los cortes de carga y de página tendrán lugar en los límites de la trama (es decir, Modulo de 30 segundos relativo al fin/principio de semana).

Nota. — Los nuevos datos en las subtramas 4 y 5 pueden empezar a ser transmitidos con cualquiera de las 25 páginas de estas subtramas.

3.1.1.2.3 *Paridad de datos.* Las palabras 1 a 10 de las subtramas 1 a 5 contendrán cada unos seis bits de paridad lo mismo que sus bits menos significativos (LSB). Además, se proporcionaran dos bits sin información como bits 23 y 24 de las palabras 2 y 10 para fines de cálculo de paridad.

3.1.1.2.4 *Palabra de telemetría (TLM).* Cada palabra TLM será de 30 bits de longitud, presentada cada 6 segundos en la trama de datos y la primera palabra de cada subtrama. El formato TLM será el indicado en la Figura B-3. Cada palabra TLM empezara con un preámbulo, seguido de 16 bits reservados y de 6 bits de paridad.

3.1.1.2.5 *Palabra de transferencia (HOW).* La HOW será de 30 bits de longitud y será la segunda palabra de cada subtrama/pagina, siguiendo inmediatamente a la palabra TLM. Ocurrirá una HOW cada 6 segundos en la trama de datos. El formato y el contenido de la HOW serán los indicados en la Figura B-4. La HOW empezara en los 17 MSB de la cuenta TOW. La cuenta completa de tiempo de semana (TOW) constara de 19 LSB de la cuenta Z de 29 bits (véase 3.1.1.2.6). Estos 17 bits corresponderán a la cuenta TOW en la época de 1,5 segundos que ocurre al principio (borde anterior) de la próxima subtrama que sigue.

Tabla B-1. Asignaciones de fase de códigos

ID de satélite de número	Señal GPS PRN	Retardo G2 (elementos)	Primer octal de 10 elementos*
1	1	5	1440
2	2	6	1620
3	3	7	1710
4	4	8	1744
5	5	17	1133
6	6	18	1455
7	7	139	1131
8	8	140	1454
9	9	141	1626
10	10	251	1504
11	11	252	1642
12	12	254	1750
13	13	255	1764
14	14	256	1772
15	15	257	1775
16	16	258	1776
17	17	469	1156
18	18	470	1467
19	19	471	1633
20	20	472	1715
21	21	473	1746
22	22	474	1763
23	23	509	1063
24	24	512	1706
25	25	513	1743
26	26	514	1761
27	27	515	1770
28	28	516	1774
29	29	859	1127
30	30	860	1453
31	31	861	1625
32	32	862	1712
***	33	863	1745
***	34**	950	1713
***	35	947	1134
***	36	948	1456
	37**	950	1713

* En la notación octal para los 10 primeros elementos del código C/A, según lo indicado en esta columna, el primer digito representa un “1” para el primer elemento y los tres últimos dígitos son la representación octal convencional de los 9 elementos restantes (por ejemplo, los 10 primeros elementos del código C/A para el conjunto núm. 1 de señales (PRN) son: 1100100000).

** Los códigos C/A 34 y 37 son comunes.

*** Las secuencias PRN 33 a 37 han sido reservadas para otros usos (p. ej., transmisores de tierra).

3.1.1.2.5.1 *Bit 18.* En los satélites diseñados mediante el código de configuración 001, el bit 18 será una bandera de “alerta”. Cuando se levanta esta bandera (bit 18 puesto a “1”), indicara al usuario que la exactitud telemétrica del usuario (URA) de satélite puede estar en peores condiciones que las indicadas en la subtrama 1 y que el usuario asume el riesgo de utilizar el satélite.

3.1.1.2.5.2 *Bit 19.* El bit 19 será de reserva.

3.1.1.2.5.3 *Bits 20, 21 y 22.* Los bits 20, 21 y 22 de la HOW suministraran el código de identidad (ID) de la subtrama en la que la HOW particular constituye la segunda palabra. El código ID será definido como sigue:

ID	Código
1	001
2	010
3	011
4	100
5	101

3.1.1.2.6 *Cuenta Z de satélite.* Cada satélite obtendrá internamente una época de 1,5 segundos que estará constituida por una unidad conveniente para contar de forma precisa y comunicar la hora. La hora indicada de esta forma se presentara por referencia a una cuenta Z. Se proporcionara la cuenta Z al usuario como número binario de 29 bits que consta de las dos partes indicadas a continuación.

3.1.1.2.6.1 *Cuenta de tiempo de semana (TOW).* Se hará referencia al número binario representado por los 19 LSB de la cuenta Z como cuenta TOW y se define como igual al número de épocas de 1,5 segundos que han ocurrido desde la transición a partir de la semana anterior. La cuenta será de ciclo breve tal como la gama de valores de la cuenta TOW de 0 a 403 199 épocas de 1,5 segundos (equivalente a una semana) y se volverá a poner a cero al fin de cada semana. El estado cero de la cuenta TOW será la época de 1,5 segundos que coincida con el inicio de la semana actual. Una versión truncada de la cuenta TOW, constituida por los 17 MSB, se incluirá en la HOW del tren de datos en enlace descendente L1; la relación entre la cuenta TOW real y su versión HOW truncada se indicara en la Figura B-5.

Nota. — La época mencionada ocurre (aproximadamente) a la medianoche del sábado en la noche al domingo en la mañana, siendo la medianoche definida como la hora 0000 en la escala UTC, nominalmente por referencia al meridiano de Greenwich.

3.1.1.2.6.2 *Cuenta de semana.* Los 10 MSB de la cuenta Z serán una representación binaria de un numero secuencial asignado a la semana GPS actual (Modulo 1024). La gama de valores de esta cuenta será de 0 a 1 023. Su estado cero será el de aquella semana que empiece con la época de 1,5 segundos que ocurra (aproximadamente) a la hora cero UTC (3.1.4). Al expirar el número de semana GPS 1023, se pone nuevamente a cero el número de semana GPS. Se contaran por el usuario las 1 024 semanas anteriores en las conversiones desde la hora GPS hasta una fecha del ano civil.

3.1.1.3 Contenido de datos

3.1.1.3.1 *Subtrama 1 — reloj de satélite y datos de funcionalidad.* El contenido de las palabras de 3 a 10 de la subtrama 1 incluirá los parámetros de reloj y otros datos indicados en la Tabla B-2. Los parámetros del conjunto de datos serán válidos durante el intervalo de tiempo en el que se transmiten y seguirán siendo válidos por un periodo adicional después de que se haya iniciado la Transmisión del siguiente conjunto de datos.

3.1.1.3.1.1 *Número de semana.* Los 10 MSB de la palabra 3 incluirán los 10 MSB de la cuenta Z de 29 bits y representaran el número de la semana actual GPS al inicio del intervalo de transmisión del conjunto de datos con todos los ceros indicando la semana “cero”. Se aumentara el número de semana GPS a cada época de fin/inicio de semana.

3.1.1.3.1.2 *Exactitud telemétrica del usuario (URA).* Los bits 13 a 16 de la palabra 3 proporcionaran la URA del satélite según lo indicado en la Tabla B-3.

Tabla B-2. Parámetros de subtrama 1

Parametro	Numero de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
Num. de semana	10	1		semanas
Exactitud de satélite	4			
Funcionalidad de satelite	6	1		valores discretos
TGD	8*	231		segundos
IODC	10			
t_{OC}	16	2^{-4}	604 784	segundos
a_{f2}	8*	2^{-55}		segundos/segu
a_{f1}	16*	2^{-43}		segundos/segu
a_{f0}	22*	2^{-31}		segundos

* Los parámetros así indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.

** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.

*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Tabla B-3. Exactitud de alcance de usuario

URA	Exactitud
0	2 m
1	2 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1024 m
13	2048 m
14	4096 m
15	No utilizar

Nota 1. — En la URA no se incluye la estimación de errores debidos a imprecisiones del modelo de retardo ionos érico de una sola frecuencia.

Nota 2. — La URA es un indicador estadístico de la contribución de las exactitudes aparentes de predicción de reloj y de efemérides a las exactitudes telemétricas que se obtienen con determinado satélite basándose en datos antecedentes.

3.1.1.3.1.3 *Funcionalidad.* La indicación de funcionalidad de 6 bits del satélite transmisor proporcionada mediante los bits 17 a 22 de la palabra 3. El MSB indicara un resumen de la funcionalidad de los datos de navegación, siendo:

a) 0 = todos los datos de navegación son válidos; y
b) 1 = algunos de los datos de navegación no son válidos.

Los 5 LSB indicaran la funcionalidad de los componentes de señal de conformidad con 3.1.1.3.3.4. La indicación de funcionalidad será proporcionada en relación con las capacidades de cada satélite según se ha diseñado mediante el código de configuraciones 3.1.1.3.3.5. Cualquier satélite que no tenga determinada capacidad se indicara como “en buen estado de funcionalidad” si la falta de esta capacidad es inherente a su diseño o ha sido configurada en un modo que es normal desde el punto de vista del receptor y que no requiere tal capacidad. Se presentaran en las subtramas 4 y 5 los datos adicionales de funcionalidad.

Nota. — Los datos proporcionados en la subtrama 1 pueden ser distintos de los indicados en las subtramas 4 ó 5 de otros satélites puesto que los últimos pueden haber sido actualizados a una hora distinta.

3.1.1.3.1.4 *Expedición de datos, reloj (IODC).* Los bits 23 y 24 de la palabra 3 en la subtrama 1 serán los 2 MSB del termino IODC de 10 bits; los bits 1 a 8 de la palabra 8 de la subtrama 1 incluirán los 8 LSB de la IODC. La IODC indicara el número de expedición del conjunto de datos. La IODC transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante los 7 días precedentes.

Nota. — La relación entre la IODC y la expedición de datos, efemérides (IODE) se define en 3.1.1.3.2.2.

3.1.1.3.1.5 *Diferencia de retardo de grupo estimada.* Los bits 17 a 24 de la palabra 7 incluirán el término de corrección TGD, para tener en cuenta el efecto de la diferencia de retardo de grupo del satélite.

Nota. — TGD no incluye ningún código C/A a P (Y) relativo a error de retardo de grupo.

3.1.1.3.1.6 *Parámetros de corrección de reloj de satélite.* Los bits 9 a 24 de la palabra 8, los bits 1 a 24 de la palabra 9 y los bits 1 a 22 de la palabra 10 incluirán los parámetros que los usuarios necesitan para la corrección aparente del reloj de satélite (toca, af2, af1 y af0).

3.1.1.3.1.7 *Campos de datos reservados.* Los campos de datos reservados serán los indicados en la Tabla B-4. Todos los campos de datos reservados prestaran apoyo a la paridad valida dentro de sus respectivas palabras.

3.1.1.3.2 *Subtramas 2 y 3 — datos de efemérides del satélite.* Las subtramas 2 y 3 contendrán la representación de efeméride del satélite transmisor.

3.1.1.3.2.1 *Parámetros de efemérides*. Los parámetros de efemérides serán los indicados en la Tabla B-5. Para cada parámetro en las subtramas 2 y 3, el número de bits, el factor de escala del LSB, el alcance y las unidades serán las especificadas en la Tabla B-6.

3.1.1.3.2.2 *Expedición de datos, efemérides (IODE).* La IODE será un número de 8 bits igual a los 8 LSB de la IODC de 10 bits del mismo conjunto de datos. Se proporcionara la IODE en ambas subtramas 2 y 3 para fines de comparación con los 8 LSB del término IODC en la subtrama 1. Siempre que estos tres términos no coincidan, como resultado de un corte del conjunto de datos, se recopilaran nuevos datos. La IODE transmitida será distinta de cualquier valor transmitido por el satélite durante las seis horas precedentes (Nota 1). Cualquier cambio en los datos de las subtramas 2 y 3 se realizara en consonancia con un cambio en ambas palabras IODE. Ocurrirán cambios de los nuevos conjuntos de datos solamente en los límites horarios excepto para el primer conjunto de datos de una nueva carga. Además, el valor toe, por lo menos el primer conjunto de datos transmitidos por un satélite después de una carga, será distinto del transmitido antes del cambio (Nota 2).

Tabla B-4. Campos de datos reservados de la subtrama 1

Palabra	Bit
3	11 – 12
4	1 – 24
5	1 – 24
6	1 – 24
7	1 – 16

Tabla B-5. Definiciones de datos de efemérides

M_0	Anomalia media a la hora de referencia
Δ_n	Diferencia media de movimiento respecto a valor calculado
e	Excentricidad
$\sqrt{A}$	Raiz cuadrada del semieje mayor
$OMEGA_0$	Longitud del nodo ascendente del plano orbital en la epoca de semana
I_0	Angulo de inclinacion a la hora de referencia
ω	Argumento de perigeo
OMEGADOT	Velocidad de ascension a la derecha
iDOT	Cambio del angulo de inclinacion
C_{uc}	Amplitud del termino de correccion armonica de coseno para el argumento de latitud
C_{us}	Amplitud del termino de correccion armonica de seno para el argumento de latitud
C_{rc}	Amplitud del termino de correccion armonica de coseno para el radio orbital
C_{rz}	Amplitud del termino de correccion armonica de seno para el radio orbital
C_{ic}	Amplitud del termino de correccion armonica de coseno para el angulo de inclinacion
C_{is}	Amplitud del termino de correccion armonica de seno para el angulo de inclinacion
t_{oe}	Hora de referencia efemérides
IODE	Expedición de datos, efemérides

Tabla B-6. Parámetros de efemérides

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
IODE	8			
C_{rs}	16*	2^{-5}		metros
Δ_n	16*	2^{-43}		semicirculos/segundos
M_0	32*	2^{-31}		semicirculos
C_{uc}	16*	2^{-29}		radianes
e	32	2^{-33}	0,03	sin dimension
C_{us}	16*	2^{-39}		radianes
$\sqrt{A}$	32	2^{-19}		metros$^{1/2}$
t_{oe}	16	2^{4}	604 784	segundos
C_{ic}	16*	2^{-29}		radianes
OMEGA0	32*	2^{-31}		semicirculos
C_{is}	16*	2^{-29}		radianes
i_0	32*	2^{-31}		semicirculos
C_{rc}	16*	2^{-5}		metros
ω	32*	2^{-31}		semicirculos
OMEGADOT	24*	2^{-43}		semicirculos/segundos
iDOT	14*	2^{-43}		semicirculos/segundos

* Los parámetros así indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupando el MSB.
** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

Nota 1. — Los términos IODE/IODC proporcionan al receptor medios para detectar cualquier modificación en los parámetros de representación de efemérides/reloj.

Nota 2. — El primer conjunto de datos puede cambiar (3.1.1.2.2) en cualquier momento durante la hora y por consiguiente, puede ser transmitido por el satélite para menos de 1 hora.

3.1.1.3.2.3 *Campos de datos reservados.* Dentro de la palabra 10, subtrama 2, se reservaran los bits 17 a 22. Los campos de datos reservados prestaran apoyo a la paridad valida dentro de sus palabras respectivas.

3.1.1.3.3 *Subtramas 4 y 5 — datos de apoyo.* Se subconmutaran ambas subtramas 4 y 5, 25 veces cada una. Con la posible excepción de las páginas “reservadas” y de repeticiones explicitas, en cada página se incluirán datos distintos en las palabras 3 a 10. Según las páginas de la subtrama 4 se

utilizaran 6 formatos distintos y en las páginas de la subtrama 5 se utilizaran dos formatos distintos, según lo indicado en la Figura B-6.

Las páginas de la subtrama 4 serán las siguientes:

a) Páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10: datos de almanaque para satélites 25 a 32 respectivamente. Si la palabra de estado de funcionalidad de 6 bit de la pagina 25 se pone a 6 “unos” (3.1.1.3.3.4), la ID de satélite de la página no tendrá un valor en la gama de 25 a 32;

   Nota. — Estas páginas pueden ser diseñadas para otras funciones. Se define el formato y el contenido de cada página mediante la ID de satélite de dicha página.
b) Página 17: mensajes especiales;
c) Página 18: datos ionosféricos y UTC;
d) Página 25: configuraciones de satélite para los 32 satélites; y
e) Páginas 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 y 24: reservado.

Las páginas de la subtrama 5 serán las siguientes:

a) Páginas 1 a 24: datos de almanaque para satélites 1 a 24; y
b) Página 25: datos de funcionalidad de satélites 1 a 24, la hora de referencia de almanaque y el número de semana de referencia de almanaque.

3.1.1.3.3.1 *ID de datos.* Los dos MSB de la palabra 3 de cada página incluirán la ID de datos por la que se define la estructura de datos de navegación GPS aplicable. La ID de datos será la indicada en la Tabla B-7 de conformidad con lo siguiente:

a) para aquellas páginas asignadas para incluir datos de almanaques de un determinado satélite, la ID de datos definirá la estructura de datos utilizada por tal satélite cuyos datos de almanaque están incluidos en dicha página;
b) para todas las paginas restantes, la ID de datos denotara la estructura de datos del satélite transmisor; y
c) no se utilizara la ID de datos “1” (denotada por el estado binario 00).

3.1.1.3.3.2 *ID de satélite.* Se proporcionara la ID de satélite mediante los bits 3 a 8 de la palabra 3 de cada página. Se utilizaran las ID de satélite de dos modos:

a) para aquellas páginas que incluyan los datos de almanaque de un determinado satélite, la ID de satélite será el mismo número que ha sido asignado a la fase de código PRN de dicho satélite, de conformidad con la Tabla B-1; y

Tabla B-7. ID de datos e ID de satélite en las subtramas 4 y 5

	Subtrama 4		Subtrama 5	
Página	ID de datos	ID de satélite*	ID de datos	ID de satélite*
1	***	57	**	1
2****	**	25	**	2
3****	**	26	**	3
4****	**	27	**	4
5****	**	28	**	5
6	***	57	**	6
7****	**	29	**	7
8****	**	30	**	8
9****	**	31	**	9
10****	**	32	**	10
11	***	57	**	11
12	***	62	**	12
13	***	52	**	13
14	***	53	**	14
15	***	54	**	15
16	***	57	**	16
17	***	55	**	17
18	***	56	**	18
19	***	58*****	**	19
20	***	59*****	**	20
21	***	57	**	21
22	***	60*****	**	22
23	***	61*****	**	23
24	***	62	**	24
25	***	63	***	51

* El “0” indica un satélite “ficticio”. Cuando se utiliza “0” para indicar un satélite ficticio, se utiliza la ID de datos del satélite transmisor.
** La ID de datos del satélite cuya ID de satélite figura en dicha página.
*** La ID de datos del satélite transmisor.
**** Las paginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 pueden incluir datos de almanaque para los satélites 25 a 32, respectivamente, o datos para otras funciones identificadas mediante una ID de satélite distinta del valor indicado.
***** La ID de satélite puede variar.

b) para todas las paginas la ID de satélite asignada de conformidad con la Tabla B-7 servirá como “ID de página”. Se asignaran las ID 1 a 32 a aquellas páginas que incluyan los datos de almanaque de determinado satélite (páginas 1 a 24 de la subtrama 5 y páginas 2 a 5 y 7 a 10 de la subtrama 4). Se asignara la ID “0” (todos ceros binarios) para indicar un satélite ficticio, mientras que se utilizaran las ID 51 a 63 para las páginas que incluyan datos distintos a los de almanaque para un satélite determinado (Notas 1 y 2).

Nota 1.- Las ID específicas se reservan para cada página de las subtramas 4 y 5; sin embargo, la ID de satélite de las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 pueden modificarse para cada página a fin de atender al contenido alternado de dicha página.

Nota 2. — No se han asignado las ID restantes (33 a 50).

3.1.1.3.3.3 *Almanaque.* Las páginas 1 a 24 de la subtrama 5, así como las páginas 2 a 5 y 7 a 10 de la subtrama 4 incluirán los datos de almanaque y una palabra de estado de funcionalidad del satélite (3.1.1.3.3.4) respecto a un número de hasta 32 satélites. Los datos de almanaque serán un

subconjunto de precisión reducida de los parámetros de reloj y de efemérides. Los datos ocuparan todos los bits de las palabras 3 a 10 de cada página excepto los 8 MSB de la palabra 3 (ID de datos e ID de satélite), los bits 17 a 24 de la palabra 5 (funcionalidad de satélite) y 50 bits dedicados a paridad. El numero de bits, el factor de escala (LSB), el alcance, y las unidades de los parámetros de almanaque serán los indicados en la Tabla B-8. En el mensaje de almanaque de cualquier satélite ficticio se incluirán "unos" y "ceros" alternados con una paridad valida.

3.1.1.3.3.3.1 *Hora de referencia de almanaque.* La hora de referencia de almanaque, t_{oa}, será un múltiplo de 212 segundos que ocurra unas 70 horas después de la primera hora de transmisión válida para este conjunto de datos de almanaque. Se actualizara el almanaque con una frecuencia suficiente para asegurar que la hora GPS, t, diferirá de t_{oa} en menos de 3,5 días durante el periodo de transmisión. Se actualizarán los parámetros de almanaque por lo menos cada 6 días durante operaciones normales.

3.1.1.3.3.3.2 *Parámetros de hora de almanaque.* Los parámetros de hora de almanaque constaran de un término constante de 11 bits (af0) y un término de primer orden de 11 bits (af1).

3.1.1.3.3.3.3 *Semana de referencia de almanaque.* Los bits 17 a 24 de la palabra 3 en la página 25 de la subtrama 5 indicaran el número de la semana (WN_a) a la que se refiere la hora de referencia de almanaque (t_{oa}). El termino WN_a constara de los 8 LSB del numero de semana completa. Los bits 9 a 16 de la palabra 3 en la página 25 de la subtrama 5 incluirán el valor de t_{oa} por referencia a este WN_a.

3.1.1.3.3.4 *Sumario de funcionalidad.* Las subtramas 4 y 5 contendrán los dos tipos de datos de funcionalidad del satélite:

a) cada una de las 32 páginas que incluya el reloj/efemérides relacionados con los datos de almanaque proporcionara una palabra de estado de funcionalidad del satélite de 8 bits relativa al satélite cuyos datos de almanaque cursa; y
b) las 25a páginas de subtramas 4 y 5 incluirán conjuntamente los datos de funcionalidad de 6 bits para un número de hasta 32 satélites.

3.1.1.3.3.4.1 Las palabras de estado de funcionalidad de 8 bits ocupan los bits 17 a 24 de la palabra 5 en estas 32 páginas que incluyen los datos de almanaque de los satélites particulares. Las palabras de estado de funcionalidad de 6 bits ocuparan los 24 MSB de las palabras 4 a 9 en la página 25 de la subtrama 5 y los bits de 19 a 24 de la palabra 8, los 24 MSB de la palabra 9 y los 18 MSB de la palabra 10 en la página 25 de la subtrama 4.

3.1.1.3.3.4.2 Los 3 MSB de las palabras de estado de funcionalidad de 8 bits indicaran la funcionalidad de los datos de navegación, de conformidad con el código indicado en la Tabla B-9. Las palabras de 6 bits proporcionaran un sumario de un bit del estado de funcionalidad de los datos de navegación en la posición MSB de conformidad con 3.1.1.3.1.3. Los 5 LSB de ambas palabras de estado de funcionalidad de 8 bits y de 6 bits proporcionaran el estado de funcionalidad de los componentes de señal de los satélites, de conformidad con el código indicado en la Tabla B-10.

3.1.1.3.3.4.3 Se asignara un significado especial a la combinación de 6 "unos" de las palabras de estado de funcionalidad de 6 bits en las páginas 25a de las subtramas 4 y 5; se indicara que "el satélite que tiene tal ID no está disponible y que pudiera ser que no haya datos respecto a tal satélite en la página de la subtrama 4 o 5 que ha sido asignada para que contenga normalmente los datos de almanaque de tal satélite".

Nota. — Este significado especial se aplica a las páginas 25ª de las subtramas 4 y 5 solamente. Puede ser que no haya datos relativos a otros satélites en la página de almanaque a que se hace referencia anteriormente según lo definido en 3.1.1.3.3.3.

3.1.1.3.3.4.4 Se proporcionara la indicación de funcionalidad relativa a las funciones de cada satélite, según lo designado mediante el código de configuración en 3.1.1.3.3.5. Por consiguiente, cualquier satélite que no tenga determinada función se indicara como “en buen estado de funcionalidad” si la falta de esta función es inherente a su diseño o se ha configurado en un modo que es normal desde el punto de vista del receptor y no requiere tal función. Se actualizarán a la hora de la carga los datos de funcionalidad pronosticada.

Nota 1. — Los datos de funcionalidad transmitidos puede que no correspondan a la funcionalidad actual del satélite transmisor o a otros satélites de la constelación.

Nota 2. — Los datos indicados en las subtramas 1, 4 y 5 de los otros satélites pueden ser distintos de los indicados en la subtrama 4 ó 5 puesto que estos últimos pueden estar actualizados a una hora distinta.

Tabla B-8. Parámetros de almanaque

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo***	Unidades
e	16	2^{-21}		sin dimensiones
t_{oa}	8	2^{12}	602 112	segundos
δ^{i}****	16*	2^{-19}		semicírculos
OMEGADOT	16*	2^{-38}		semicírculos/segundos
$\sqrt{A}$	24*	2^{-11}		metros$^{1/2}$
$OMEGA_0$	24*	2^{-23}		semicírculos
ω	24*	2^{-23}		semicírculos
M_0	24*	2^{-23}		semicírculos
a_{f0}	11*	2^{-20}		segundos
a_{f1}	11*	2^{-38}		segundos/segundos

* los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o -) ocupado el MSB

** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama

*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

**** Relativa i_0 = 0,30 semicírculos

Tabla B-9. Indicación de funcionalidad de datos de navegación

Posición del bit en la página			
137	138	139	Indicación
0	0	0	TODOS LOS DATOS SATISFACTORIOS
0	0	1	FALLA DE PARIDAD — todos o parte de los datos de paridad defectuosos
0	1	0	PROBLEMA DE FORMATO TLM/HOW — cualquier discrepancia de formato normalizado (p. ej., preámbulo en lugar erróneo o incorrecto, etc.) excepto para la cuenta Z incorrecta, según lo notificado en HOW
0	1	1	CUENTA Z en HOW DEFECTUOSA — cualquier problema con el valor de cuenta Z que no refleje la fase actual de código
1	0	0	SUBTRAMAS 1, 2, 3 — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una o más subtramas son defectuosos
1	0	1	SUBTRAMAS 4, 5 — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una o más subtramas son defectuosos
1	1	0	TODOS LOS DATOS CARGADOS SON DEFECTUOSOS — uno o más elementos en las palabras 3 a 10 de una cualquiera (o más) subtramas son defectuosos
1	1	1	TODOS LOS DATOS DEFECTUOSOS — Palabra TLM o HOW y uno o más elementos de una cualquiera (o más) subtramas son defectuosos

Tabla B-10. Códigos de funcionalidad de los componentes de señal de satélite

MSB				LSB	Indicación
0	0	0	0	0	TODAS LAS SEÑALES SATISFACTORIAS
1	1	1	0	0	EL SATÉLITE ESTÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO no utilizar este satélite durante el paso actual ___
1	1	1	0	1	EL SATÉLITE ESTARÁ TEMPORALMENTE FUERA DE SERVICIO usar con precaución ___
1	1	1	1	0	LIBRE
1	1	1	1	1	SE REQUERIRÍA MÁS DE UNA COMBINACIÓN PARA DESCRIBIR ANOMALÍAS EXCEPTO LAS MARCADAS MEDIANTE ___
Todas las demás combinaciones					EL SATÉLITE ESTÁ SIENDO OBJETO DE PROBLEMAS DE MODULACIÓN DE CÓDIGO O DE TRANSMISIÓN DE NIVEL DE POTENCIA DE LA SEÑAL. El usuario puede experimentar problemas intermitentes de seguimiento si se adquiere el satélite.

3.1.1.3.3.5 Sumario de configuración de satélite. La página 25 d la subtrama 4 incluirá un término de 4 bits de longitud para cada uno de los satélites hasta 32 para indica el código de configuración de cada satélite. Este término de 4 bits ocupará los bits 9 a 24 de las palabras 3, los 24 MSB de las palabras 4 a 7 y los 16 MSB de la palabra 8, todos en la página 25 de la subtrama 4. El MSB de Cada término de 4 bits indicará si el mecanismo cada la interferencia por simulación de señales se activa (MSB = 1) o no (MSB = 0). Los 3 LSB indicarán la configuración de cada satélite mediante el código siguiente:

Código	Configuración de satélites
001	Satélite de bloque II/IIA/IIR
010	Satélite de bloque IIR-M
011	Satélite de bloque IIF

1.1.1.3.3.6 Parámetros UTC. La página 18 de la subtrama 4 incluirá lo siguiente:

a) Los parámetros necesarios para relacionar la hora GPS con la hora UTC; y
b) Avisar al usuario respecto al valor futuro o pasado de calendario (relativo a la carga de mensaje de navegación) de la hora delta debido a un salto de segundos (t_{LSF}), junto con el número de semana (WN_{LSF}) y el número de día (DN) al final del cual entra en vigor el segundo de salto. L "día uno" será el primer día relativo al fin/principio de semana y el valor WN_{LSF} consta de los 8 LSB del número completo de semana. L valor absoluto de la diferencia entre el WN sin truncar y los valores WN_{LSF} no excederá de 127.

Nota.- Se espera que el usuario tenga en cuenta la índole truncada de este parámetro así como WN, WN_t y WN_{LSF} que están truncados debido a la transferencia al número completo de semana (3.1.1.2.6.2)

3.1.1.3.3.6.1 Los 24 MSB de las palabras 6 a 9 más los 8 MSB de la palabra 10 en la página 18 de la subtrama 4 incluirán los parámetros relacionados para correlacionar la hora UTC con la hora GPS. La longitud de bits, factores de escala, alcances y unidades de estos parámetros serán los especificados en la Tabla B-11.

3.1.1.3.3.7 *Parámetros ionosféricos.* Los parámetros inosofericos que permiten al usuario GPS SPS utilizar el modelo ionosferico para cálculo del retardo inosferico se incluirán en la página 18 de la subtrama 4 según especificado en la Tabla B-12.

3.1.1.3.8 *Mensaje especial.* Se reservará la página 17 de la subtrama 4 para mensajes especiales.

Tabla B-11. Parámetros UTC

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance eficaz***	Unidades
A_o	32*	2^{-30}		segundos
A_1	24*	2^{-50}		segundos/segundos
Δt_{LS}	8*	1		segundos
t_{ot}	8	2^{12}	602 112	segundos
WN_t	8	1		semanas
WN_{LSF}	8	1		semanas
DN	8****	1	7	días
Δt_{LSF}	8*	1		segundos

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o −) ocupando el MSB.
** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.
**** Alineación a la derecha.

Tabla B-12. Parámetros ionosféricos

Parámetro	Número de bits**	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo***	Unidades
α_0	8*	2^{-30}		segundos
α_1	8*	2^{-27}		segundos/semicírculo
α_2	8*	2^{-24}		segundos/semicírculo^2
α_3	8*	2^{-24}		segundos/semicírculo^3
β_0	8*	2^{-11}		segundos
β_1	8*	2^{-14}		segundos/semicírculo
β_2	8*	2^{-16}		segundos/semicírculo^2
β_3	8*	2^{-16}		segundos/semicírculo^3

* Los parámetros aquí indicados son complemento de dos, con el bit de signo (+ o −) ocupando el MSB.
** Véase en la Figura B-6 la atribución completa de bits en la subtrama.
*** A no ser que se indique de otro modo en esta columna, los alcances eficaces son la distancia máxima obtenible con la atribución de bits indicada y el factor de escala.

3.1.1.3.3.9 *Campos de datos reservados.* Todos los bits de las palabras 3 a 10, excepto los 58 bits utilizados para ID de datos, ID de satélite (pagina), paridad (6 LSB de cada palabra) y cálculo de paridad (bits 23 y 24 de la palabra 10) en las páginas 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 y 24 de la subtrama 4 y aquellas páginas de almanaque asignadas con ID de satélite igual a cero, se designaran como reservadas. Otros bits reservados en las subtramas 4 y 5 serán según lo indicado en la Tabla B-13. Las posiciones de bits reservados de cada palabra contendrán un patrón de unos y ceros alternados con una paridad de palabra valida.

3.1.2 Definiciones de protocolos para aplicación de datos

Nota.- En esta sección se definen las relaciones mutuas de los parámetros de mensaje para radiodifusión de datos. Se proporcionan las definiciones de los parámetros no transmitidos, pero utilizados por elementos y que no son de aeronave, que son de aeronave o en ambos casos y que definen términos aplicados a determinar la solución de navegación y su integridad.

3.1.2.1 *Algoritmo de paridad.* Los algoritmos de paridad GPS se definen según lo indicado en la Tabla B-14.

Tabla B-13. Bits reservados en las subtramas 4 y 5

Subtrama	Páginas	Palabras	Posición de bits reservados en la palabra
4	17	10	17 - 22
4	18	10	9 - 22
4	25	8	17 - 18
4	25	10	19 - 22
5	25	10	4 - 22

Tabla B-14. Algoritmos de codificación de paridad

$$
\begin{aligned}
D_1 &= d_1 \oplus D^*_{30} \\
D_2 &= d_2 \oplus D^*_{30} \\
D_3 &= d_3 \oplus D^*_{30} \\
&\bullet \\
&\bullet \\
&\bullet \\
&\bullet \\
D_{24} &= d_{24} \oplus D^*_{30} \\
D_{25} &= D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{20} \oplus d_{23} \\
D_{26} &= D^*_{30} \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{18} \oplus d_{19} \oplus d_{21} \oplus d_{24} \\
D_{27} &= D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_7 \oplus d_8 \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{19} \oplus d_{20} \oplus d_{22} \\
D_{28} &= D^*_{29} \oplus d_2 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{20} \oplus d_{21} \oplus d_{23} \\
D_{29} &= D^*_{30} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{21} \oplus d_{22} \oplus d_{24} \\
D_{30} &= D^*_{29} \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{13} \oplus d_{15} \oplus d_{19} \oplus d_{22} \oplus d_{23} \oplus d_{24}
\end{aligned}
$$

donde:

$D_1, D_2, D_3, \ldots D_{29}, D_{30}$ son los bits transmitidos por el satélite;
$D_{25}, \ldots D_{30}$ son los bits de paridad calculada;
$d_1, d_2, \ldots d_{24}$ son los bits de datos de origen;
$\oplus$ es el Módulo 2 o la operación "Or-exclusivo"; y
* se utiliza para identificar los dos últimos bits de la palabra anterior de la subtrama.

3.1.2.2 *Parámetros de corrección de reloj de satélite.* La hora t del sistema GPS se define como:

$$t = t_{sv} - (\Delta t_{sv})_{L1}$$

siendo:

- t = hora del sistema GPS (corregida respecto a cruces al principio y al final de la semana);
- t_{sv} = hora de satélite al transmitir el mensaje;
- $(\Delta t_{sv})_{L1}$ = desplazamiento de fase del código PRN del satélite;
- $(\Delta t_{sv})_{L1} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_T - T_{GD}$

siendo:

a_{f0}, a_{f1} y a_{f2} y t_{oc}, están incluidos en la subtrama 1; y
Δt_T = el termino de corrección relativistica (segundos)
Δt_T = $Fe \sqrt{A} \sin E_k$

siendo:

e y A se incluyen en las subtramas 2 y 3;
E_k definido en la Tabla B-15; y

$$F = \frac{-2(\mu)^{1/2}}{c^2} = -4{,}442807633(10)^{-10}\ \mathrm{s/m^{1/2}}$$

siendo:

μ = WGS 84 es el parámetro universal de gravitación ($3{,}986005 \times 10^{14}\ m^3/s^2$)
c = es la velocidad de la luz en el vacío ($2{,}99792458 \times 10^8$ m/s)

Nota. — El valor de t tiene por objeto responder por los cruces al principio y al final de la semana. Es decir si la cantidad $t-t_{oc}$ es mayor que 302 400 s, hay que restar 604 800 s de t. Si la cantidad $t-t_{oc}$ es menor que 302 400 s, hay que sumar 604 800 s a t.

3.1.2.3 *Posición del satélite.* Se define la posición actual del satélite (X_k, Y_k, Z_k) según lo indicado en la Tabla B-15.

3.1.2.4 *Corrección ionosférica.* Se definirá la corrección ionosférica (T_{iono}) de la forma siguiente:
≥

$$T_{iono} = \begin{Bmatrix} F \times \left[5{,}0 \times 10^{-9} + AMP\left(1 + \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)\right], |x| < 1{,}57 \\ F \times (5{,}0 \times 10^{-9}), \quad \lceil x \rceil \geq 1{,}57 \end{Bmatrix} (segundos)$$

$$AMP = \begin{Bmatrix} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \phi_m, \quad AMP \geq 0 \\ si\ AMP < 0, \quad AMP = 0 \end{Bmatrix} \text{(segundos)}$$

$$x = \frac{2\pi(T-5\ \ 400)}{per}, (radianes)$$

$$PER = \begin{Bmatrix} \sum_{n=0}^{3} \beta_n \phi_m^n, \quad PER \geq 72\ 000 \\ si\ PER < 72\ 000, PER = 72\ 000 \end{Bmatrix} (segundos)$$

$$F = 1{,}0 + 16{,}0\ [0{,}53 - E]^{\ 3}$$

$\alpha_n\ y\ \beta_n$ son las palabras de datos transmitidas por el satelite con n = 0, 1, 2 y 3

$$\phi_m = \phi_i + 0{,}064 \cos(\lambda_i - 1{,}617)\ (semicírculos)$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi sen\ A}{\cos \phi_i}\ (semicírculos)$$

$$\bar{\phi}_i = \phi_u + \psi \cos A\ (semicírculos)$$

$$\phi_i = \begin{Bmatrix} \bar{\phi}_i = si\ |\bar{\phi}_i| \leq 0{,}416 \\ \phi_i = +0{,}416\ si\ \bar{\phi}_i > 0{,}416, \\ \phi_i = -0{,}416\ si\ \bar{\phi}_i < -0{,}416 \end{Bmatrix} (semicírculos)$$

$$\psi = \frac{0{,}0137}{E + 0{,}11} - 0{,}022\ \ (semicírculos)$$

t = 4,32 x 10^4 λ_i + GPS tiempo (segundos) siendo 0 ≤ t < 86 400, por consiguiente: si t ≥ 86 400 segundos, sustráinganse 86 400 segundos; y si t < 0 segundos, añádase 86 400 segunds

E = ángulo de elevación del satélite

3.1.2.4.1 Los términos utilizados en el cálculo del retardo ionosférico son los siguientes:

a) Términos transmitidos por satélite

α_n = los coeficientes de una ecuación cúbica que representan la amplitud del retardo vertical (4 coeficientes = 8 bits cada uno)

βn	= los coeficientes de una ecuación cúbica que representa el período del modelo (4 coeficientes = 8 bits cada uno)

b) Términos generados por el receptor

E	= ángulo de elevación entre el usuario y satélite (semicírculos)
A	= ángulo de azimut entre el usuario y satélite, medido como positivo en sentido del reloj desde el norte verdadero (semicírculos)
ϕu	= latitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
λu	= longitud geodésica del usuario (semicírculos) WGS-84
Hora GPS	= hora del sistema calculada por receptor

c) Términos calculados

X	= fase (radianes)
F	= factor de oblicuidad (sin dimensión)
t	= hora local (segundos)
ϕm	= latitud geomagnética de la proyección en la tierra del punto de intersección ionosférica (altura media ionosférica supuesta de 350 km) (semicírculos)
λi	= longitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)
ϕi	= latitud geomagnética de la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)
Ψ	= ángulo central sobre la tierra en la posición del usuario y la proyección sobre la tierra del punto de intersección ionosférica (semicírculos)

3.1.3 Elementos de aeronave

3.1.3.1 *Receptor GNSS (GPS)*

3.1.3.1.1 *Exclusión de satélites.* El receptor excluirá cualquier satélite marginal o disfuncional.

Nota.- Las condiciones que indican que un satélite es "funcional", "marginal" o "disfuncional" figuran en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" *del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4a edición, septiembre de 2008, sección 2.3.2.*

Tabla B-15. Elementos de los sistemas de coordenadas

$A=\left(\sqrt{A}\right)^2$	Semieje mayor
$n_0=\sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	Promedio de movimiento calculado
$t_k = t - t_{oe}$	Tiempo desde época de referencia de efemérides*
$n = n_0 + \Delta n$	Promedio de movimiento corregido
$M_k = M_0 + nt_k$	Anomalía media
$M_k = E_k - e \text{ sen } E_k$	Ecuación Kepler para anomalía excéntrica (puede resolverse por iteración)
$v_k = \tan^{-1}\left\{\frac{\text{sen } v_k}{\cos v_k}\right\} = \tan^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\text{ sen } E_k/(1-e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1-e\cos E_k)}\right\}$	Anomalía verdadera
$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e+\cos v_k}{1+e\cos v_k}\right\}$	Anomalía excéntrica
$\phi_k = v_k + \omega$	Argumento de latitud
	Perturbación del segundo armónico
$\delta u_k = C_{us} \text{ sen } 2\phi_k + C_{uc}\cos 2\phi_k$	Corrección de argumento de latitud
$\delta r_k = C_{rc} \text{ sen } 2\phi_k + C_{rs} \text{ sen } 2\phi_k$	Corrección de radio
$\delta i_k = C_{ic}\cos 2\phi_k + C_{is} \text{ sen } 2\phi_k$	Corrección de inclinación
$u_k = \phi_k + \delta u_k$	Argumento de latitud corregido
$r_k = A(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Radio corregido
$i_k = i_0 + \delta i_k + (iDOT)t_k$	Inclinación corregida
$\left.\begin{array}{l} x'_k = r_k\cos u_k \\ y'_k = r_k \text{ sen } u_k \end{array}\right\}$	Posición en plano orbital
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \Omega_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Longitud corregida de nodo ascendente
$\left.\begin{array}{l} x_k = x'_k\cos\Omega_k - y'_k\cos i_k \text{ sen } \Omega_k \\ y_k = x'_k \text{ sen } \Omega_k - y'_k\cos i_k\cos\Omega_k \\ z_k = y'_k \text{ sen } i_k \end{array}\right\}$	Coordenadas con centro en la Tierra, por referencia a la Tierra

* t es la hora del sistema GPS en el momento de la transmisión, es decir la hora GPS corregida respecto a tiempo de tránsito (distancia/velocidad de la luz). Además, t_k será la diferencia actual total de tiempo entre la hora t y la hora de época t_{oe} y debe tenerse en cuenta al principio o al final del cambio de semana. Es decir si t_k es superior a 302 400 segundos sustráiganse 604 800 segundos de t_k. Si t_k es –302 400 segundos, añádanse 604 800 segundos a t_k.

3.1.3.1.2 *Seguimiento por satélite*. El receptor proporcionará la función de seguimiento continuo de un mínimo de cuatro satélites y generará una solución de posición basad en estas mediciones.

3.1.3.1.3 *Desplazamiento Doppler.* El receptor será capaz de compensar los efectos del desplazamiento Doppler dinámico en la fase de portadora de señales SPS nominal y en las mediciones de código C A. El receptor compensará el desplazamiento Doppler que es exclusivo para la aplicación prevista.

3.1.3.1.4 *Resistencia a interferencias*. El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias especificados en la Subparte 3.3.7

3.1.3.1.5 *Aplicación de datos de reloj y de efemérides*. El receptor se asegurara de que se están utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj ante s de proporcionar cualquiera solución acerca de la posición. El receptor vigilará los valores IODC y valores IODE y actualizarán los datos de efemérides y de reloj basándose en una modificación detectada de uno o ambos de esos valores. El receptor SPS utilizará los datos de reloj y de efemérides con los valores correspondientes IODC e IODE para determinados satélites.

3.1.4 Hora

La hora GPS se dará por referencia a UTC (según lo mantenido por el observatorio naval EUA) siendo el punto y tiempo cero definidos como la medianoche en la noche del 5 de enero de 1980 mañana del 6 de enero de 1980.La unidad mayor utilizada para indica la hora GPS será 1 semana, definida como 604 800. Se mantendrá la escala de tiempo GPS dentro de un microsegundo de UTC (módulo de un segundo) después de la corrección respecto al número entero de diferencia de salto de segundos. Los daos de navegación contendrán los datos requeridos para relacionar la hora GPS con UTC.

69.1.2. Canal de exactitud normal (CSA) del Sistema mundial de navegación por satélite (GLONASS) (L1)

Nota.- En esta sección el término GLONASS se refiere a todos los satélites en l constelación. Las normas relacionadas exclusivamente con los satélites GLONASS-M se califican en la forma correspondiente.

1.2.1. **Elementos ajenos a la aeronave**

3.2.1.1 Características RF

3.2.1.1.1 Frecuencias portadoras. Los valores nominales de las frecuencias portadoras L1 serán los definidos mediante las siguientes expresiones:

$$f_{k1} = f_{01} + k\Delta f_1$$

Siendo:

k = -7, ……. 0, 1, ……..6 son números de portadora (canales de frecuencia) de las señales transmitidas por los satélites GLONASS en la subbnada L1;

$$f_{01} = 1\,602 \text{ MHz; y}$$

$$\Delta f_1 = 0{,}5625 \text{ MHz.}$$

Las frecuencias portadoras se obtendrán de forma coherente a partir de una norma común de hora frecuencia a bordo. El valor nominal de la frecuencia, según se observa n tierra, será igual a 5,0 MHz. La frecuencia portadora de un satélite GLONASS estará dentro de $\pm 2 \times 10^{-11}$ relativo a su valor nominal f_k.

Nota 1.- Los valores de las frecuencias portadora para números de portadora k se presentan en la Tabla B-16

Nota 2.- Para los satélites de GLONASS-M las señales de navegación del canal de exactitud normal (CSA) L2 ocuparán la anchura de banda 1 242,9375 – 1 251, 6875 ± 0,511 MHz según lo definido mediante la expresión siguiente:

$$f_{k2} = f_{02} + k\Delta f_2,$$

$$f_{02} = 1\ 246\ MHz;\ \Delta f_2 = 0{,}4375\ MHz.$$

Para cualquier valor dado de k la relación de frecuencias portadoras den las subbnadas de L1 y l2 será igual a :

$$\frac{f_{k2}}{f_{k1}} = \frac{7}{9}$$

Tabla B-16. Frecuencias portadoras L1

Número de portadora	H^A_n (véase 3.2.1.3.4)	Valor nominal de la frecuencia en la subbanda L1, (MHz)
06	6	1 605,3750
05	5	1 604,8125
4	4	1 604,2500
3	3	1 603,6875
2	2	1 603,1250
1	1	1 602,5625
0	0	1 602,0000
–1	31	1 601,4375
–2	30	1 600,8750
–3	29	1 600,3125
–4	28	1 599,7500
–5	27	1 599,1875
–6	26	1 598,6250
–7	25	1 598,0625

3.2.1.1.2 *Ruido de fase de portadora*. La densidad espectral de ruido de fase de portadora no modulada será de tal modo que un bucle enganchado en fase de 10 Hz con una anchura de banda de ruido unilateral proporciona la exactitud de seguimiento de fase de portadora que no se a peor que 0,1 radianes (1 sigma).

3.2.1.1.3 *Generación de código pseudo aleatorio del GLONASS*. El código telemétrico pseudo aleatorio será una secuencia de 511 bis que sirve de muestreo a la salida de la séptima etapa de un registro de fase de 9 etapas. El vector de inicialización para generar esta secuencia será "111111111". El polinomio generador que corresponde al registro de desplazamiento de 9 etapas será:

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9 .$$

3.2.1.1.4 *Emisiones no esenciales*. La potencia de la señal RF transmitida fuera de la anchura de banda atribuida al GLONASS no será de más de 140 dB respecto a la potencia no modulada

Nota 1.- Los satélites del GLONASS, lanzados durante el período de 1998 a 2005 y después, utilizan filtros que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación ITU-R RA 769 para la banda de 1660 – 670 MHz.

Nota 2.- Los satélites del GLONASS, lanzados después de 2005, utilizan filtros que restringen las emisiones fuera de banda al límite de interferencia perjudicial que figura en la Recomendación ITU-R RA 769 para la banda de 1610,6 – 1613,8 MHz y 1660 – 1670 MHz.

3.2.1.1.5 *Pérdida de correlación.* La pérdida de la potencia de señal recuperada debido a imperfecciones den al modulación de la señal y en la distorsión de forma de onda no excederá de 0,8 dB.

Nota.- La pérdida de potencia de señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 1,022 MHz y la potencia de señal recuperada por un receptor libre de ruidos y sin pérdidas con un espaciado de correlador de 1 elemento y una anchura de banda de 1,02 MHz.

3.2.1.2 *Estructura de datos*

3.2.1.2.1 *Generalidades.* Se transmitirá el mensaje de navegación como una configuración de datos digitales que se codifican mediante el código Hamming y se transforma a código relativo. Estructuralmente la configuración de datos se generará como supertramas continuamente repetidas. La supertrama constará de tramas y las tramas constataran de cadenas. Los límites de cadenas, tramas y supertramas de los mensajes de navegación de distintos satélites GLONASS estarán sincronizados dentro de 2 milisegundos.

3.2.1.2.2 *Estructura de supertrama*. La supertrama tendrá una duración de 2,5 minutos y constará de 5 tramas. Dentro de cada supertrama, se transmitirá un contenido total de información no inmediata (almanaque para 24 satélites GLONASS).

Nota.- La estructura de supertrama con indicación de los números de tramas en la supertrama y los números de cadena n las tramas se proporcionan en la Figura B-7

3.2.1.2.3 *Estructura de trama.* Cada trama será de una duración de 30 segundos y constará de 15 cadenas. Dentro de cada trama se transmitirá el contenido total de información mediante (parámetros de efemérides y de hora) para determinado satélite y una parte de la información no inmediata (almanaque). Las tramas 1 a 4 incluirán la parte de almanaque para 20 satélites (5 satélites por trama) y la trama 5 incluirá el resto del almanaque para 4 satélites. El almanaque de un satélite ocupará dos cadenas.

Nota.- En las Figuras B-8 y B-9 se indican las estructuras de trama.
3.2.1.2.4 Estructura de cadenas. Cada cadena tendrá una duración de 2 segundos y contendrá los elementos binarios de datos y la marcación de tiempo. Durante los últimos 0,3 segundos dentro de este intervalo de 2 segundos (al final de cada cadena) se transmitirá la marcación de tiempo. La

marcación de tiempo (secuencia seudoaleatorio abreviada), constará de 30 elementos con una duración temporal de cada elemento de 10 milisegundos y con la siguiente secuencia

1 1 1 1 1 0 0 0 1 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 0

Durante los primeros 1,7 segundos dentro de este intervalo de 2 segundos (al principio de cada cadena), se transmitirán en formato bi binario 85 bits de datos (cada bit de datos de una duración de 20 milisegundos). Se aumentaran de derecha a izquierda los números de bits en las cadenas. Se transmitirán junto con los bits de información (posición de bits 9 a 84) los bits de verificación de código Hamming (KX) (posición de bits 1 a 8). El código Hamming tendrá una longitud de código de 4. Se separaran los datos de una cadena de los datos de las cadenas adyacentes mediante la marcación de tiempo (MB). Se registraran las palabras de datos mediante el MSB más adelante. En cada posición de bits de cadena, 85 se colocara un elemento inactivo (“0”) y se transmitirá en primer lugar.

3.2.1.2.4.1 *Cadenas 1 a 4.* La información que figure en las cadenas 1 a 4 de cada trama corresponderá al satélite desde el que se transmitió. No se modificara esta información dentro de la supertrama.

3.2.1.2.4.2 *Cadena 5 a 15.* Las cadenas 5 a 15 de cada trama incluirán el almanaque GLONASS para 4 o 5 satélites. Se repetirá la información que figura en la cadena quinta de cada trama de la supertrama.

Nota.- En la Figura B-10 se presenta la estructura de cadenas.

3.2.1.3 *Contenido de datos*

3.2.1.3.1 *Parámetros de efemérides y de hora.* Los parámetros de efemérides y de hora serán los siguientes:

m = numero de cadena dentro de la trama;

tK = la hora por referencia al principio de la trama dentro del día actual. Se calcula de conformidad con la escala temporal del satélite. El número entero de horas transcurridas desde el principio del día actual se registra en los 5 MSB. El número entero de minutos transcurridos desde el principio de la hora actual se registra en los 6 bits siguientes. El numero de intervalos de 30 segundos transcurridos desde el principio del minuto actual se registra en el LSB uno. El principio del día de conformidad con la escala temporal del satélite coincide con el principio de la supertrama recurrente;

tb = un índice de intervalo de tiempo dentro del día actual de conformidad con UTC(SU) + 03 horas 00 min. Los datos inmediatos transmitidos dentro de la trama se dan por referencia al centro de tb. La duración del intervalo de tiempo y, por consiguiente, el valor máximo de t_b depende del valor de la bandera P1;

ϒn(tb) = desviación relativa del valor previsto de frecuencia portadora del satélite n a partir del valor nominal al instante t_b, es decir:

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}},$$

siendo:

$f_n(t_b)$ = la frecuencia pronosticada de los relojes del satélite n al instante t_b;

f_{Hn} = el valor nominal de la frecuencia de los relojes de satélite n;

$\tau_n(t_b)$ = la corrección del tiempo t_n del satélite n relativo al tiempo t_c del GLONASS, en el instante t_b, es decir: $\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b)$;

$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)$ = las coordenadas del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en un instante t_b;

$\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)$ = los componentes del vector de la velocidad del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en el instante t_b;

$\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)$ = los componentes del vector de aceleración del satélite n en el sistema de coordenadas PZ-90 en el instante t_b, que han sido el efecto del sol y de la luna;

E_n = indicación de la "edad" de la información inmediata que es un intervalo de tiempo transcurrido desde el instante de su cálculo (carga ascendente) hasta el instante t_b para el satélite n;

B_n = la bandera de funcionalidad. Valores superiores a 3 indican el hecho de mal funcionamiento de determinados satélites;

P1 = una bandera indicando el intervalo de tiempo entre el valor actual y el previo de los parámetros t_b en minutos según lo indicado a continuación:

P1	Intervalo de tiempo entre valores adyacentes de t_b en minutos
0	0
1	30
10	45
11	60

P2 = una bandera indicando si el valor de t_b es impar o par. Un valor de "1" indica un intervalo de 30 minutos de transmitir información de servicio (t_b = 1, 3, 5 …), un valor de "0" indica un intervalo de 60 minutos de transmitir información de servicio (t_b = 2, 6, 10 …);

P3 = una bandera indicando el número de satélites respecto a los cuales se transmite un almanaque dentro de una trama determinada. "1" corresponde a 5 satélites y "0" corresponde a 4 satélites; y

$\Delta\tau_n$ = la diferencia de tiempo entre la señal RF de navegación transmitida en la subbanda L2 y la señal RF de navegación transmitida en la subbanda L1 por determinado satélite:

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1}$$

siendo t_{f1}, t_{f2} los retardos de equipo en las subbandas L1 y L2 respectivamente, expresados en unidades de tiempo.

3.2.1.3.2 *Parámetros de efemérides y de hora.* Los parámetros de efemérides y de hora serán los indicados en la Tabla B-17. Para las palabras cuyos valores numéricos pueden ser positivos o negativos, el MSB será el bit de signo. El elemento "0" corresponderá al signo "+" y el elemento "1" corresponderá al signo "-".

3.2.1.3.3 *Disposición de los parámetros de efemérides y de hora.* La disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de una trama será la indicada en la Tabla B-18.

3.2.1.3.4 *Parámetros de almanaque.* Los parámetros de almanaque serán los siguientes:

A = índice que indica la relación de este parámetro con el almanaque;

M^A_n = índice de las modificaciones del satélite nA; "00" indica un satélite GLONASS, y "01" indica un satélite GLONASS-M;

τ_c = corrección de escala de tiempo GLONASS a UTC(SU). Se da la corrección τ_c en el instante del día N^A;

N^A = numero de día de calendario dentro del periodo de 4 años que empieza en un año bisiesto. La corrección τ_c y otros datos de almanaque (almanaque de orbitas y almanaque de fases) están relacionados con este número de día;

n^A = número de intervalo ocupado por el satélite n;

H^A_n = número de canal de una frecuencia portadora de satélite n^A (véase la Tabla B-16)

Tabla B-17. Parámetros de efemérides y de hora

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
m	4	1		sin dimensión
	5	1	0 a 23	horas
t_k	6	1	0 a 59	minutos
	1	30	0 ó 30	segundos
t_b	7	15	15...1 425	minutos
$\gamma_n(t_b)$	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	sin dimensión
$\tau_n(t_b)$	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	segundos
$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$	27	2^{-11}	$\pm 2{,}7 \times 10^4$	km
$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$	24	2^{-20}	$\pm 4{,}3$	km/segundos
$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$	5	2^{-30}	$\pm 6{,}2 \times 10^{-9}$	km/segundos^2
E_n	5	1	0 a 31	días
B_n	3	1	0 a 7	sin dimensión
P1	2	según se indica en 3.2.1.3.1		
P2	1	1	0; 1	sin dimensión
P3	1	1	0; 1	sin dimensión
$\Delta\tau_n$	5	2^{-30}	$\pm 13{,}97 \times 10^{-9}$	segundos

Tabla B-18. Disposición de los parámetros de efemérides y de hora dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadena dentro de la trama	Número de bits dentro de la trama
m	4	1...15	81 - 84
t_k	12	1	65 - 76
t_b	7	2	70 - 76
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69 - 79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59 - 80
$x_n(t_b)$	27	1	9 - 35
$y_n(t_b)$	27	2	9 - 35
$z_n(t_b)$	27	3	9 - 35
$\dot{x}_n(t_b)$	24	1	41 - 64
$\dot{y}_n(t_b)$	24	2	41 - 64
$\dot{z}_n(t_b)$	24	3	41 - 64
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	1	36 - 40
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	2	36 - 40
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	3	36 - 40
E_n	5	4	49 - 53
B_n	3	2	78 - 80
P1	2	1	77 - 78
P2	1	2	77
P3	1	3	80
$\Delta\tau_n$	5	4	54 - 58

λ^A_n = longitud del primer nodo ascendente (dentro del día N^A) de la órbita del satélite n^A en el sistema de coordenadas PZ 90;

$t_{\lambda}{}^A_n$ = hora de paso del primer nodo ascendente del satélite n^A dentro del día N^A;

Δi^A_n = corrección del valor promedio de inclinación del satélite n^A en el instante $t_{\lambda}{}^A_n$ (el valor medio de la inclinación es igual a 63 grados);

ΔT^A_n = corrección del valor medio del período Draconiano del satélite n^A en el instante $t_{\lambda}{}^A_n$ (valor medio del período Draconiano T es igual a 43 200 segundos);

$\Delta\dot{T}^A_n$ = régimen de cambio del período Draconiano del satélite n^A;

ε^A_n = excentricidad del satélite n^A en el instante $t_{\lambda}{}^A_n$;

ω^A_n = argumento de perigeo del satélite n^A en el instante $t_{\lambda}{}^A_n$;

τ^A_n = valor bruto de la corrección de tiempo del satélite n^A a tiempo GLONASS en el instante $t_{\lambda}{}^A$;

C^A_n = "bandera de no operabilidad" generalizada del satélite n^A en el instante de almanaque de carga de almanaque de órbitas y fases. Cuando $C_n = 0$, esto indica que el satélite n no está en servicio. Cuando $C_n = 1$, esto indica que el satélite n está en servicio.

3.2.1.3.5 *Subdivisión y codificación de parámetros de almanaque.* El almanaque GLONASS, transmitido dentro de la supertrama, se subdividirá en toda la supertrama según lo indicado en la Tabla B-19. Los valores numéricos de los parámetros y almanaque serán positivos o negativos. El MSB será el bit de signo, el elemento "0" corresponderá al signo "+", y el elemento "1" corresponderá al signo "-". Los parámetros de almanaque serán codificados según lo indicado en la Tabla B-20.

3.2.1.3.6 *Disposición de los parámetros de almanaque.* La disposición de las palabras de almanaque dentro de la trama será la indicada en la Tabla B-21.

3.2.1.4 *Contenido y estructura de los datos adicionales transmitidos por los satélites GLONASS-M.*

3.2.1.4.1 *Designación de letras de datos adicionales.* Además de los datos GLONASS, los satélites GLONASS-M transmitirán los siguientes datos adicionales como se indica en la Tabla B-17-A:

n — un índice de los satélites que transmiten la señal de navegación determinada: corresponde a un número de intervalos dentro de la constelación GLONASS;

l_n — la bandera de funcionamiento para el satélite determinado: “0” indica que el satélite determinado está funcionando correctamente,“1” indica que el satélite determinado está funcionando incorrectamente;

B1 — coeficiente para determinar ∆UT1: es igual a la diferencia entre UT1 y UTC al comienzo del día (NA), expresada en segundos;

B2 — coeficiente para determinar ∆UT1: es igual al cambio diario de la diferencia ∆UT1 (expresada en segundos por día solar promedio).

Estos coeficientes se utilizaran para transformar entre UTC(SU) y UT1:

∆UT1 = UTC(SU) - UT1,

en la cual:

UT1 — Tiempo Universal por referencia al Meridiano de Greenwich Promedio (tomando en cuenta el movimiento del Polo),

UTC(SU) — Tiempo Universal Coordinado de la Norma Estatal de la Federación de Rusia,

∆UT1 = B1 + B2 × (NT - NA),

KP — notificación de una corrección del segundo intercalar subsiguiente UTC (±1 s), como se indica a continuación:

KP	Datos de corrección de segundos UTC
00	Ninguna corrección de UTC al final del trimestre actual
01	Corrección de UTC por 1 s más al final del trimestre actual
11	Corrección de UTC por 1 s menos al final del trimestre actual

Nota.- La corrección de la escala de tiempo del sistema GLONASS se realiza habitualmente una vez al año, a medianoche con 00 horas 00 minutos 00 segundos, de acuerdo con la notificación temprana de la Oficina internacional de la hora (BIH/BIPM) al final de un trimestre:

del 31 de diciembre al 1 de enero — primer trimestre,
del 31 de marzo al 1 de abril — segundo trimestre,
del 30 de junio al 1 de julio — tercer trimestre,
del 30 de septiembre al 1 de octubre — cuarto trimestre.

N_T — fecha actual, numero de calendario del día dentro del intervalo de cuatro años que se inicia el 1 de enero en un año bisiesto;

Nota.- Un ejemplo de la transformación NT a la forma común de la información actual de datos (dd/mm/yy) se presenta en el Adjunto D, 4.2.7.1.

N_4 — número del intervalo de cuatro años que se inicia en 1996;

F_T — un parámetro que proporciona la exactitud de alcance prevista del satélite del usuario en la hora t_b. La codificación se indica en la Tabla B-17-B;

M — tipo de satélite que transmite la señal de navegación. 00 se refiere a un satélite GLONASS; 01 se refiere a un satélite GLONASS-M;

P4 — bandera que indica que los parámetros actualizados de efemérides están presentes. "1" indica que el segmento de control ha realizado una transferencia ascendente de parámetros actualizados de efemérides o frecuencia/tiempo;

Nota.- La información actualizada sobre efemérides o frecuencia/tiempo se transmite solamente al fin del actual intervalo tb.

P — parámetro tecnológico de segmento de control, indicando el modo de operación del satélite respecto a los parámetros de tiempo:

00 — parámetro τ_c transmitido del segmento de control, parámetro τ_{GPS} transmitido del segmento de control;

01 — parámetro τ_c transmitido del segmento de control, parámetro τ_{GPS} calculado a bordo del satélite GLONASS-M;

10 — parámetro τ_c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro τ_{GPS} transmitido del segmento de control;

11 — parámetro τ_c calculado a bordo del satélite GLONASS-M; parámetro τ_{GPS} calculado a bordo del satélite GLONASS-M;

τ_{GPS} — corrección del tiempo GPS en relación con el tiempo GLONASS:

$T_{GPS} - T_{GL} = \Delta T + \tau_{GPS}$

en la cual:

ΔT es la parte de numero entero, y τ_{GPS} es la parte fraccional de la diferencia entre las escalas de tiempo del sistema expresadas en segundos.

Nota.- La parte de número entero ΔT se determina del mensaje de navegación GPS por el receptor del usuario.

$M^A{}_n$ — tipo de satélite n^A: la codificación "00" indica un satélite GLONASS; la codificación "01" indica un satélite GLONASS-M;

3.2.1.4.2 *Parámetros de datos adicionales.* Los parámetros de datos adicionales se definen en las Tablas B-17-A a B-18-A.

3.2.1.4.3 *Ubicación de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M.* La ubicación requerida de las palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M se define en la Tabla B-18-A.

69.3.2 Definición de los protocolos para aplicación de datos

Nota.- En esta sección se definen las relaciones mutuas de los parámetros de mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan las definiciones de los parámetros que no son transmitidos; sin embargo, se utilizan por elementos ajenos a la aeronave, por elementos de aeronave o por ambos y se definen los términos aplicados a determinar la solución de navegación y su integridad.

3.2.2.1 *Algoritmo de verificación de paridad para verificación de datos.* Se utilizan el algoritmo que figura en la Tabla B-22 y según los detalles indicados a continuación para detectar y corregir un error de un bit dentro de la cadena y para detectar un error de 2 o más bits dentro de una cadena.

3.2.2.1.1 Cada cadena incluye los bits de datos 85 siendo los 77 MSB elementos de datos (b_{85}, b_{84}, …, b_{10}, b_9), y los 8 bits LSB los bits de verificación de longitud de código Hamming de 4 (β_8, β_7, …, β_2, β_1).

3.2.2.1.2 Para corregir errores de 1 bit dentro de la cadena se generan las siguientes sumas de verificación: (c_1, c_2, …, c_7), y para detectar errores de 2 bits (o errores de más números pares de bits) se genera una suma de verificación c_Σ según lo indicado en la Tabla B-22. Se utiliza lo siguiente para corregir errores aislados y para detectar errores múltiples:

a) Se considera que una cadena es correcta si todas las sumas de verificación (c_1, ..., c_7, y c_Σ) son iguales a "0", o si solamente una de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) es igual a "1" y c_Σ es igual a "1".
b) Si dos o más de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) son iguales a "1" y c_Σ es igual a "1", entonces se corrige el carácter "b_{icor}" en función del carácter opuesto en la siguiente posición de bit:

"i_{cor}" = $c_7\ c_6\ c_5\ c_4\ c_3\ c_2\ c_1 + 8 - K$, a condición de que "$i_{cor}$" < 85,

siendo "$c_7\ c_6\ c_5\ c_4\ c_3\ c_2\ c_1$" es un número binario generado a partir de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) siendo c_1 el LSB y c_7 el MSB. K es el número ordinal de la suma de verificación más significativa que no sea igual a "0".

Si i_{cor} > 85, entonces hay un número impar de errores múltiples y se rechazaran los datos.

c) Si por lo menos una de las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) es igual a "1" y c_Σ es igual a "0", o si todas las sumas de verificación (c_1, ..., c_7) son iguales a "0" pero c_Σ es igual a "1", entonces hay múltiples errores y se rechazaran los datos.

Tabla B-17-A. Parámetros de datos adicionales

Parámetros	Núm. de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
n	5	1	0 a 31	Adimensional
I_n	1	1	0; 1	Adimensional
B1	11	2^{-10}	±0,9	segundos
B2	10	2^{-16}	$(-4{,}5 \text{ a } 3{,}5) \times 10^{-3}$	s/día
KP	2	1	0 a 3	Adimensional
N_T	11	1	0 a 1 461	días
N_4	5	1	1 a 31	Intervalo de cuatro años
F_T	4		Véase la Tabla B17-B	
M	2	1	0 a 3	Adimensional
P4	1	1	0; 1	Adimensional
P	2	1	00,01,10,11	Adimensional
τ_{GPS}	22	2^{-30}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	segundos
M^A_n	2	1	0 a 3	Adimensional

Tabla B-17-B. Codificación de palabra F_T

Valor F_T	Exactitud de seudoalcance, 1 sigma (m)
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	No se usa

Tabla B-18-A. Ubicación de palabras de datos adicionales dentro del mensaje de navegación GLONASS M

Palabra	Número de bits	Número de cadena dentro de la supertrama	Número de bits dentro de la cadena
n	5	4, 19, 34, 49, 64	11 - 15
l_n	1	5, 7, 9, 11, 13, 15, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 50, 52, 54, 56, 58, 60, 65, 67, 69, 71, 73, 75	9
		3, 18, 33, 48, 63	65
B1	11	74 (dentro de la supertrama)	70 - 80
B2	10	74 (dentro de la supertrama)	60 - 69
KP	2	74 (dentro de la supertrama)	58 - 59
N_T	11	4, 19, 34, 49, 64	16 - 26
N_4	5	5, 20, 35, 50, 65	32 - 36
F_T	4	4, 19, 34, 49, 64	30 - 33
M	2	4, 19, 34, 49, 64	9 - 10
P4	1	4, 19, 34, 49, 64	34
P	2	3, 18, 33, 48, 63	66 - 67
l_{GPS}	22	5, 20, 35, 50, 65	10 - 31
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79

Tabla B-19. Subdivisión del almanaque dentro de la supertrama

Número de trama dentro de la supertrama	Números de satélite, respecto a los cuales se transmite el almanaque dentro de determinada trama
1	1 a 5
2	6 a 10
3	11 a 15
4	16 a 20
5	21 a 24

Tabla B-20. Codificación de los parámetros de almanaque

Parámetro	Número de bits	Factor de escala (LSB)	Alcance efectivo	Unidades
M^A_n	2	1	0 a 3	sin dimensión
τ_c	28	2^{-27}	±1	segundos
N^A	11	1	1 a 1 461	días
n^A	5	1	1 a 24	sin dimensión
H^A_n	5	1	0 a 31	sin dimensión
λ^A_n	21	2^{-20}	±1	semicírculos
$t\lambda^A_n$	21	2^{-5}	0 a 44 100	segundos
Δi^A_n	18	2^{-20}	±0,067	semicírculos
ΔT^A_n	22	2^{-9}	$\pm 3{,}6 \times 10^3$	segundos/revolución
$\Delta \dot{T}^A_n$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	segundos/revolución^2
ε^A_n	15	2^{-20}	0 a 0,03	sin dimensión
ω^A_n	16	2^{-15}	±1	semicírculos
$t_\tau{}^A_n$	10	2^{-18}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	segundos
C^A_n	1	1	0 a 1	sin dimensión

Tabla B-21. Disposición de los parámetros de almanaque dentro de la trama

Parámetro	Número de bits	Número de cadena dentro de la trama	Número de bit dentro de la cadena
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78 - 79
τ_c	28	5	42 - 69
N^A	11	5	70 - 80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 - 77
H^A_n	5	7, 9, 11, 13, 15	10 - 14
λ^A_n	21	6, 8, 10, 12, 14	42 - 62
$t\lambda^A_n$	21	7, 9, 11, 13, 15	44 - 64
Δi^A_n	18	6, 8, 10, 12, 14	24 - 41
ΔT^A_n	22	7, 9, 11, 13, 15	22 - 43
$\Delta \dot{T}^A_n$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 - 21
ε^A_n	15	6, 8, 10, 12, 14	9 - 23
ω^A_n	16	7, 9, 11, 13, 15	65 - 80
$t_\tau{}^A_n$	10	6, 8, 10, 12, 14	63 - 72
C^A_n	1	6, 8, 10, 12, 14	80

Nota.— Se presentan los números de cadena de las cuatro primeras tramas dentro de la supertrama. No hay parámetros de almanaque en las cadenas 14ª y 15ª de la trama 5ª.

Tabla B-22. Algoritmo de verificación de paridad

b85, b84, …, b10, b9 son los bits de datos (posiciones 9 a 85 en la cadena);

β1, β2, ..., ß8 son los bits de verificación del código Hamming (posiciones 1 a 8 en la cadena);

$c_1, c_2, ..., c_7, c_\Sigma$ son las sumas de verificación generadas mediante la fórmula siguiente:

$c_1 = \beta \oplus [\Sigma_i\, b_i]_{mod\,2}$
i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.

$c_2 = \beta_2 \oplus [\Sigma_j\, b_j]_{mod\,2}$
j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.

$c_3 = \beta_3 \oplus [\Sigma_k\, b_k]_{mod\,2}$
k = 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 23, 24, 25, 26, 31, 32, 33, 34, 38, 39, 40, 41, 46, 47, 48, 49, 54, 55, 56, 57, 62, 63, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 77, 78, 79, 80, 85.

$c_4 = \beta_4 \oplus [\Sigma_l\, b_l]_{mod\,2}$
l = 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80.

$c_5 = \beta_5 \oplus [\Sigma_m\, b_m]_{mod\,2}$
m = 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_6 = \beta_6 \oplus [\Sigma_n\, b_n]_{mod\,2}$
n = 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65.

$c_7 = \beta_7 \oplus [\Sigma_p\, b_p]_{mod\,2}$
p = 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_\Sigma = [\Sigma\, \beta_q]_{mod\,2} \oplus [\Sigma\, b_r]_{mod\,2}$
q = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8
r = 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

3.2.2.2 *Parámetros de corrección de reloj de satélite*

3.2.2.2.1 Se determina la hora del sistema GLONASS mediante la fórmula:

$t_{GLONASS} = t_k + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)\,(t_k - t_b)$

siendo t_k ,$\tau_n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$ los parámetros descritos en 3.2.1.3.1.

3.2.2.2.2 La hora del GLONASS está relacionada con el servicio horario nacional de Rusia UTC(SU) según lo indicado a continuación:

$t_{UTC(SU)} = t_{GLONASS} + \tau_c -$ 03 horas 00 minutos

siendo:

τ_c es el parámetro descrito en 3.2.1.3.4; y

03 horas 00 minutos es el desplazamiento continuo de tiempo causado por la diferencia entre la hora de Moscú y la hora de Greenwich.

3.2.2.3 *Posición del satélite*

3.2.2.3.1 Se define la posición actual del satélite mediante los parámetros de efemérides de navegación GLONASS, según lo indicado a continuación y en la Tabla B-17.

3.2.2.3.2 Se realiza un nuevo cálculo de efemérides desde el instante t_b hasta el instante ti dentro del intervalo ($|\tau_i| = |t_i - t_b| \leq$ 15 minutos) mediante una técnica de integración numérica de las ecuaciones diferenciales que describen el movimiento de los satélites. En las partes a la derecha de estas ecuaciones las aceleraciones se determinan utilizando la constante gravitacional μ y se tienen en cuenta el segundo armónico zonal del geopotencial $J^2{}_0$ que define el achatamiento polar de la Tierra y las aceleraciones consecuentes a perturbaciones lunisolares. Se integran las ecuaciones en un sistema de coordenadas PZ 90 (3.2.5) aplicando la técnica Runge-Kutta de 4º orden, según lo indicado a continuación:

$$\frac{dx}{dt} = Vx$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}x - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x}$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}y - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y + 2\omega V_x + \ddot{y}$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3}z - \frac{3}{2}J_0^2\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z}$$

siendo:

$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;
μ = constante gravitacional universal de la Tierra ($398\,600{,}44 \times 10^9$ m^3/s^2);
a_e = semieje mayor (6 378 136 m);
J_0^2 = segundo armónico zonal del geopotencial ($1\,082\,625{,}7 \times 10^{-9}$); y
ω = velocidad de rotación de la Tierra ($7{,}292\,115 \times 10^{-5}$ radianes/s).

Coordenadas xn(tb), yn(tb), zn(tb), y componentes del vector ˙xn (tb) = Vx, ˙yn (tb) = Vy, ˙zn (tb) = Vz son las condiciones iniciales de integración. Aceleraciones debidas a la perturbación lunisolar ..xn (tb), ..yn (tb), ..zn (tb) son constantes en el intervalo de integración de ±15 minutos.

69.3.3 Elementos de aeronave

3.2.3.1 *Receptor GNSS (GLONASS)*

3.2.3.1.1 *Exclusión de satélite.* El receptor excluirá todo satélite designado como disfuncional en el mensaje de navegación del GLONASS.

3.2.3.1.2 *Seguimiento de satélite.* El receptor proporcionara la función de seguimiento continuo de por lo menos cuatro satélites y generara una solución de posición basada en estas mediciones.

3.2.3.1.3 *Desplazamiento Doppler.* El receptor será capaz de compensar los efectos de desplazamiento Doppler dinámico en las mediciones de fase de portadora de señal nominal GLONASS y de código normalizado. El receptor compensara el desplazamiento
Doppler que es exclusivo de la aplicación prevista.

3.2.3.1.4 *Resistencia a interferencia.* El receptor satisfará los requisitos de resistencia a interferencias, según lo especificado en 3.7.

3.2.3.1.4.1 *Interferencia intrasistema.* Al recibir una señal de navegación con un canal de frecuencia k = n, la interferencia creada por una señal de navegación con numero de canal de frecuencia k = n - 1 o k = n + 1 no será superior a -48 dB respecto a la potencia mínima especificada del satélite en la superficie de la tierra, a condición de que los satélites que transmiten estas señales estén simultáneamente situados en la zona de visibilidad del usuario.

Nota.- La interferencia intrasistema es la característica de correlación mutua de la señal telemétrica pseudoaleatoria respecto al acceso múltiple por distribución de frecuencias.

3.2.3.1.5 *Aplicación de datos de reloj y de efemérides.* El receptor se asegurara de que está utilizando los datos correctos de efemérides y de reloj antes de presentar cualquier solución de posición.

3.2.3.1.6 *Corrección de segundo de salto.* Después de una corrección de segundo de salto en el tiempo GLONASS (véase t_b en 3.2.1.3.1), el receptor GLONASS será capaz de lo siguiente:

a) generar series suaves y validas de mediciones de seudodistancia; y
b) sincronizar de nuevo la marcación de tiempo de cadena de datos sin pérdida de seguimiento de la señal.
c)

3.2.3.1.6.1 Después de la corrección de segundos de salto en la hora GLONASS, el receptor GLONASS utilizara la hora UTC de la forma siguiente:

a) utilizará la hora UTC antigua (antes de la corrección) junto con la antigua efeméride (transmitida antes de las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC); y
b) utilizará la hora UTC actualizada junto con la nueva efeméride (transmitida después de 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC).

3.2.4 HORA

3.2.4.1 Para los satélites GLONASS M, el mensaje de navegación contendrá los datos necesarios para relacionar la hora UTC(SU) con la hora UT1. Se mantendrá la hora GLONASS dentro de 1 milisegundo de la hora UTC(SU) después de la corrección respecto a un número entero de horas por características propias del segmento de control GLONASS:

$| \tau_{GLONASS}$ - (UTC + 03 horas 00 minutos) | < 1 ms

Los datos de navegación incluirán los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS a la hora UTC [mantenida por el Servicio Horario Nacional de Rusia UTC (SU)] dentro de 1 microsegundo.

Nota 1.- Las escalas de tiempo de los satélites GLONASS se comparan periódicamente con la hora central de sincronizador. Las correcciones de escalas de tiempo de los satélites GLONASS relativas a la hora GLONASS y a la hora UTC (SU) se calculan en el complejo de control de base terrestre del GLONASS y se cargan a los satélites dos veces al día.

Nota 2.- No hay ninguna diferencia de segundo entero entre la hora GLONASS y UTC. Se corrige periódicamente la escala de tiempo GLONASS a un número entero de segundos simultáneamente con correcciones UTC que se ejecutan de conformidad con la corrección del Bureau International de l'Heure (corrección de segundo de salto). Se ejecutan estas correcciones a las 00 horas 00 minutos 00 segundos UTC en la medianoche al final de un trimestre. Después de la corrección de segundos de salto GLONASS la marcación de tiempo dentro del mensaje de navegación modifica su posición (en una escala de tiempo continua), para estar sincronizada con épocas de 2 segundos de la escala de tiempo UTC corregido. Se notifican a los usuarios GLONASS por adelantado estas correcciones previstas. Para los satélites GLONASS-M, la notificación de estas correcciones se proporciona a los usuarios mediante el parámetro del mensaje de navegación KP.

3.2.4.2 La exactitud de la sincronización mutua de las escalas de tiempo de los satélites será de 20 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS y de 8 nanosegundos (1 sigma) para los satélites GLONASS-M.

3.2.4.3 La corrección de la hora GPS en relación con la hora GLONASS (o la diferencia entre estas escalas de tiempo) radiodifundida por los satélites GLONASS-M, t_{GPS}, no excederá de 30 nanosegundos (1 sigma).

Nota.- La exactitud de t_{GPS} *(30 ns) se determina por referencia a la señal de adquisición aproximativa GPS SPS y puede perfeccionarse después de que se completen los ensayos del sistema GLONASS utilizando satélites GLONASS-M.*

69.3.4 Sistema de coordenadas

3.2.5.1 *PZ-90 (Parámetros de elipsoide terrenal común y campo gravitacional de la Tierra 1990).* Las efemérides de radiodifusión GLONASS describirán una posición del centro de fase de la antena transmisora y de un satélite determinado en el marco de referencia centrado y fijo respecto a la Tierra PZ-90.

3.2.5.2 *Conversión entre PZ-90 y WGS-84.* Se utilizarán los siguientes parámetros de conversión para obtener las coordenadas de posición en WGS-84 a partir de las coordenadas de posición en PZ-90 (Versión 2):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} -0,36 \\ +0,08 \\ +0,18 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90}$$

Nota.- X, Y y Z se expresan en metros.

3.2.5.2.1 El error de la conversión no excederá de 0,1 metros (1 sigma) a lo largo de cada eje de coordenadas.

3.3 Uso combinado del GPS y GLONASS

3.3.1 Elementos de aeronave

3.3.1.1 *Receptor GNSS combinado.* El receptor GNSS combinado procesará las señales del GPS y del GLONASS de conformidad con los requisitos especificados en 3.1.3.1, receptor GPS (GNSS) y 3.2.3.1, receptor GLONASS (GNSS).

3.3.1.1.1 *Resistencia a interferencias.* El receptor GNSS combinado satisfará los requisitos particulares del GPS y del GLONASS especificados en 3.7.

3.3.1.2 *Antenas.* Se recibirán las señales del GPS y GLONASS en una o más antenas.

Nota.- Las características de actuación de las antenas del receptor GNSS se definen en 3.8.

3.3.1.3 Conversión entre sistemas de coordenadas. La información sobre posición proporcionada por un receptor GPS y GLONASS combinado se expresara en las coordenadas de tierra WGS-84. Se convertirá la posición del satélite GLONASS, obtenida en el marco de coordenadas PZ-90 para tener en cuenta las diferencias entre WGS-84 y PZ-90, según lo definido en 3.2.5.2.

3.3.1.4 *Hora GPS/GLONASS.* Al combinar las mediciones del GLONASS y del GPS, se tendrá en cuenta la diferencia entre la hora GLONASS y la hora GPS.

69.3.4 Sistema de aumentación basado en la aeronave (ABAS)

Nota.- En el Adjunto D, Sección 5 se presenta orientación sobre el ABAS.

69.3.5 Sistema de aumentación basado en satélites (SBAS)

3.5.1 Generalidades

Nota.- Los parámetros de esta sección han sido definidos en términos de WGS-84.

3.5.2 Características RF

3.5.2.1 *Estabilidad de frecuencia portadora.* La estabilidad a corto plazo de la frecuencia portadora (raíz cuadrada de la Varianza Allan) a la salida de la antena de transmisión del satélite será de 5×10^{11}, o mejor, por un periodo de 1 a 10 segundos.

3.5.2.2 *Ruido de fase de portadora.* La densidad espectral de ruido de fase de la portadora no modulada será tal que un bucle enganchado en fase de anchura de banda de ruido unilateral de 10 Hz sea capaz de seguir la portadora con una exactitud de 0,1 radianes (1 sigma).

3.5.2.3 *Emisiones no esenciales.* La potencia de las emisiones no esenciales será por lo menos de 40 dB por debajo de la potencia de portadora no modulada a todas las frecuencias.

3.5.2.4 *Coherencia de código/frecuencia portadora.* La diferencia fraccional de frecuencias a corto plazo (menos de 10 segundos) entre la velocidad de transmisión de fase de código y la frecuencia portadora será inferior a 5×10^{11} (desviación estándar). A largo plazo (menos de 100 segundos) la diferencia entre el cambio de fase de código de radiodifusión, convertida a ciclos de portadora multiplicando el número de elementos de código por 1 540, y el cambio de fase de portadora de radiodifusión, en ciclos, estará dentro de un ciclo de portadora (desviación estándar).

Nota.- Esto se aplica a la salida de la antena de transmisión del satélite y no incluye la divergencia entre código y portadora debida a la refracción ionosférica en el trayecto de propagación descendente.

3.5.2.5 *Pérdida de correlación.* La pérdida de la potencia de la señal recuperada debida a imperfecciones en la modulación de la señal y a la distorsión de la forma de onda no excederá de 1 dB.

Nota.- La pérdida de potencia de la señal es la diferencia entre la potencia de radiodifusión en una anchura de banda de 2 046 MHz y la potencia de la señal recuperada mediante un receptor libre de ruidos, libre de pérdidas con un espaciado de correlador de 1 elemento y una anchura de banda de 2 046 MHz.

3.5.2.6 *Desviación máxima de fase de código.* La máxima fase de código no corregida de la señal de radiodifusión no se desviara del tiempo equivalente en la red SBAS (SNT) en más de ±2□20 segundos.

3.5.2.7 *Coherencia de código/datos.* Cada símbolo de 2 milisegundos estará sincronizado con cada otra época de código.

3.5.2.8 *Sincronización de mensaje.* El borde anterior del primer símbolo que depende del primer bit del mensaje actual se radiodifundirá desde el satélite SBAS en sincronización con una la época de 1 segundo de SNT.

3.5.2.9 *Codificación convolucional.* Se codificara el tren de datos de 250 bits por segundo a una velocidad de transmisión de 2 símbolos por bit mediante un código convolucional limitado a una longitud de 7 para producir 500 símbolos por segundo. La disposición de la lógica de codificador convolucional será según lo ilustrado en la Figura B-11 con la salida G3 seleccionada para la primera mitad de cada periodo de bits de datos de cuatro milisegundos.

3.5.2.10 *Códigos de ruido seudoaleatorio (PRN).* Cada código PRN será un código Gold de 1 023 bits que es por sí mismo la adición módulo 2 de dos configuraciones lineales de 1 023 bits, G1 y G2i. Se formara la secuencia G2i retardando la secuencia G2 por el correspondiente número entero de elementos, según lo ilustrado en la Tabla B-23. Se definirán cada una de las secuencias G1 y G2 como la salida de la etapa 10 de un registro de desplazamiento de 10 etapas, siendo la entrada al registro de desplazamiento la adición módulo 2 de las siguientes etapas del registro de desplazamiento:

a) G1: etapas 3 y 10; y
b) G2: etapas 2, 3, 6, 8, 9 y 10.

El estado inicial para los registros de desplazamiento G1 y G2 será “1111111111”.

3.5.3 Estructura de datos

3.5.3.1 *Resumen de formato.* Todos los mensajes consistirán en un identificador de tipo de mensaje, un preámbulo, un campo de datos y una verificación de redundancia cíclica según lo ilustrado en la Figura B-12.

3.5.3.2 *Preámbulo.* El preámbulo constara de la secuencia de bits “01010011 10011010 11000110”, distribuida en tres bloques sucesivos. El principio de cada preámbulo distinto de 24 bits estará sincronizado con una época de subtrama GPS de 6 segundos.

3.5.3.3 *Identificador de tipo de mensaje.* El identificador de tipo de mensaje será de un valor de 6 bits por el que se identifique al tipo de mensaje (0 a 63), según lo definido en la Tabla B-24. El identificador de tipo de mensaje será transmitido con el MSB en primer lugar.

3.5.3.4 *Campo de datos.* El campo de datos será de 212 bits según lo definido en 3.5.6. Cada parámetro de campo de datos será transmitido con MSB en primer lugar.

3.5.3.5 *Verificación de redundancia cíclica (CRC).* Se calculara el código CRC de mensaje SBAS de conformidad con 3.9.

3.5.3.5.1 La longitud del código CRC será de k = 24 bits.

3.5.3.5.2 El polinomio generador de CRC será:

$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^{7} + x^{6} + x^{5} + x^{4} + x^{3} + x + 1$

3.5.3.5.3 El campo de información CRC, M(x) , será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \ldots + m_{226} x^{0}$$

Tabla B-23. Códigos PRN SBAS

Número de código PRN	Retardo G2 (elementos)	Primeros 10 elementos SBAS (el bit más a la izquierda representa el primer elemento transmitido, en binario)
120	145	0110111001
121	175	0101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	0001110000
125	235	0111000001
126	886	0000001011
127	657	1000110000
128	634	0010100101
129	762	0101010111
130	355	1100011110
131	1 012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	0000100110
134	130	1000111001
135	359	0101110001
136	595	1000011111
137	68	0111111000
138	386	1011010111
139	797	1100111010
140	456	0001010100
141	499	0011110110
142	883	0001011011
143	307	0100110101
144	127	0111001111
145	211	0010001111
146	121	1111100010
147	118	1100010010
148	163	1100100010
149	628	0101010011
150	853	0111011110
152	289	0001011110
153	811	0010111011
154	202	1000010110
155	1021	0000000011
156	463	1110111000
157	568	0110010100
158	904	0010011101

Tabla B-24. Tipos de mensaje de radiodifusión

Tipo de mensaje	Contenido
0	"No utilizar" (modo de prueba SBAS)
1	Máscara PRN
2 a 5	Correcciones rápidas
6	Información de integridad
7	Factor de degradación de corrección rápida
8	Extra
9	Parámetros de función telemétrica GEO
10	Parámetros de degradación
11	Extra
12	Parámetros de desplazamiento de hora de red SBAS/UTC
13 a 16	Extra
17	Almanaques de satélite GEO
18	Máscaras de punto de retícula ionosférica
19 a 23	Extra
24	Correcciones rápidas varias/correcciones de error de satélite a largo plazo
25	Correcciones de error de satélite a largo plazo
26	Correcciones de retardo ionosférico
27	Mensaje de servicio SBAS
28	Matriz de covarianza de reloj-efemérides
29 a 61	Extra
62	Reservado
63	Mensaje nulo

3.5.3.5.4 Se formara M(x) a partir del preámbulo de mensaje SBAS de 8 bits, del identificador de tipo de mensaje de 6 bits y del campo de datos de 212 bits. Los bits serán distribuidos en el orden transmitido desde el satélite SBAS de forma que m_1 corresponda al primer bit transmitido del preámbulo y m_{226} corresponda al bit 212 del campo de datos.

3.5.3.5.5 Se establecerá el orden de transmisión de los bits o del código CRC de forma que r_1 sea el primer bit transmitido y r_{24} sea el último bit transmitido.

3.5.4 CONTENIDO DE DATOS

3.5.4.1 *Parámetros de máscara PRN.* Los parámetros de mascara PRN serán los siguientes:

Número de código PRN: número por el que se identifica inequívocamente el código PRN de satélite y las asignaciones correspondientes según lo indicado en la Tabla B-25.

Máscara PRN: los 210 valores de mascara PRN que corresponden a los números de código PRN de satélite. La máscara se reglara a 51 de los 210 valores de mascara PRN.

Nota.- El primer bit transmitido de la máscara PRN corresponde al número de código PRN uno (1).

Valor de máscara PRN: un bit en la máscara PRN indicando si se proporcionan datos para el número de código PRN de satélite asociado (de 1 a 210).

Codificación: 0 = no se proporcionan datos
1 = se proporcionan datos

Número de máscara PRN: el numero secuencial (de 1 a 51) de los valores de mascara reglados en la máscara PRN.

Nota.- El número de máscara PRN es "1" para el número PRN de satélite mínimo respecto al cual el valor de máscara PRN es "1".

Expedición de datos — PRN (IODP): un indicador por el que se asocian los datos de corrección a la máscara PRN.

Nota.- Los parámetros se radiodifunden en los siguientes mensajes:

a) máscara PRN (constituida por 210 valores de máscara PRN) en el mensaje de tipo 1;
b) número de máscara PRN en los mensajes de tipos 24, 25 y 28;
c) número de código PRN en el mensaje de tipo 17; y
d) IODP en los mensajes de tipo 1 a 5, 7, 24, 25 y 28.

3.5.4.2 *Parámetros de función telemétrica de órbita geoestacionaria (GEO).* Los parámetros de función telemétrica GEO serán los siguientes:

$t_{0,GEO}$: hora de referencia para los datos de la función telemétrica GEO, expresada como la hora después de la medianoche del día en curso.

$[X_G Y_G Z_G]$: posición de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\dot{X}_G \dot{Y}_G \dot{Z}_G]$: velocidad de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

$[\ddot{X}_G \ddot{Y}_G \ddot{Z}_G]$: aceleración de GEO a la hora $t_{0,GEO}$.

a_{Gf0}: desplazamiento horario del reloj GEO respecto a SNT, definido a la hora $t_{0,GEO}$.

a_{Gf1}: cambio de deriva del reloj GEO respecto a SNT.

Exactitud de distancia del usuario (URA): un indicador del error telemétrico de media cuadrática con exclusión de efectos atmosféricos, según lo descrito en la Tabla B-26.

Nota.- Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 9.

3.5.4.3 *Parámetros de almanaque GEO.* Los parámetros de almanaque GEO serán los siguientes:
Número de código PRN: véase 3.5.4.1.

Tabla B-25. Asignaciones de número de código PRN

Número de código PRN	Asignación
1 – 37	GPS
38 – 61	Núm. De intervalo GLONASS + 37
62 – 119	Extra
120 - 158	SBAS
159 – 210	Extra

Tabla B-26. Exactitud telemétrica de usuario

URA	Exactitud (rms)
0	2 m
1	2,8 m
2	4 m
3	5,7 m
4	8 m
5	11,3 m
6	16 m
7	32 m
8	64 m
9	128 m
10	256 m
11	512 m
12	1 024 m
13	2 048 m
14	4 096 m
15	"No utilizar"

Tabla B-27. Identificación de proveedor de servicio SBAS

Identificador	Proveedor de servicio
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	SDCM
5 a 13	Extra
14, 15	Reservado

Tabla B-28. IOD_i para satélites GLONASS

MSB	LSB
Intervalo de validez (5 bits)	Tiempo de latencia (3 bits)

Funcionalidad y estado: indicación de las funciones proporcionadas por el SBAS. Los identificadores de proveedor de servicio se presentan en la Tabla B-27:

Codificación:	Bit 0 (LSB)	Telemetría En (0) Fuera (1)
	Bit 1	Correcciones de exactitud En (0) Fuera (1)
	Bit 2	Estado del satélite y correcciones básicas En (0) Fuera (1)
	Bit 3	Extra
	Bits 4 a 7	Identificador de proveedor de servicio

Nota.- Se utiliza la ID de proveedor de servicio 14 para el GBAS y no es aplicable al SBAS.

$[X_{G,A} Y_{G,A} Z_{G,A}]$: la posición del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$[\dot{X}_{G,A} \dot{Y}_{G,A} \dot{Z}_{G,A}]$: la velocidad del GEO a la hora $t_{almanaque}$.

$t_{almanaque}$: hora de referencia para datos de almanaque GEO, expresada como la hora después de medianoche del día en curso.

Nota.– Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 17.

3.5.4.4 *Parámetros de radiodifusión de corrección de satélite*

3.5.4.4.1 Los parámetros de corrección a largo plazo serán los siguientes:

Expedición de datos (IODi): indicador que asocia las correcciones a largo plazo para el satélite i-ésimo con la radiodifusión de datos de efemérides de tal satélite.
Nota 1.- Para el GPS, IODi coincidirá con IODE y los 8 LSB de IODC (véanse 3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2).

Nota 2.- Para el GLONASS, IODi indicará el período en que los datos GLONASS deben utilizarse con datos SBAS. Consta de dos campos, según figura en la Tabla B-28.

δx_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje x.
δy_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje y.
δz_i: para el satélite i, la corrección de efemérides en el eje z.
$\delta a_{i,f0}$: para el satélite i, la corrección de hora de efemérides.
$\dot{\delta} x_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje x.
$\dot{\delta} y_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje y.
$\dot{\delta} z_i$: para el satélite i, la corrección de velocidad de efemérides en el eje z.
$\delta a_{i,fl}$: para el satélite i, régimen de cambio de la corrección de hora de efemérides.
$t_{i,LT}$: La hora de aplicación de los parámetros δx_i, δy_i, δz_i, $\delta a_{i,f0}$, $\dot{\delta} x_i$, $\dot{\delta} y_i$, $\dot{\delta} z_i$ y $\delta a_{i,f1}$, expresada en segundos después de la medianoche del día en curso.
Código de velocidad: indicador de la radiodifusión de formato de mensaje (Tabla B-48 y Tabla B-49).

Codificación: 0 = $\delta\dot{x}_i$, $\delta\dot{y}_i$, $\delta\dot{z}_i$ y $\delta a_{i,f1}$ no se radiodifunden.
1 = $\delta\dot{x}_i$, $\delta\dot{y}_i$, $\delta\dot{z}_i$ y $\delta a_{i,f1}$ se radiodifunden.

Nota.- Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 24 y 25.

3.5.4.4.2 Los parámetros de corrección rápida serán los siguientes:

Corrección rápida (FC_i): para el satélite i, la corrección de seudodistancia respecto a errores de rápida variación, excepto los errores troposféricos o ionosfericos, por añadir a la seudodistancia después de aplicada la corrección a largo plazo.

Nota. — El receptor de usuario aplica correcciones troposféricas por separado (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).
Identificador de tipo de corrección rápida: indicador (0, 1, 2, 3) de si el mensaje de tipo 24 incluye la corrección rápida y los datos de integridad asociados a los números de mascara PRN del mensaje de tipo 2, tipo 3, tipo 4 o tipo 5, respectivamente.

Expedición de datos — corrección rápida ($IODF_j$): indicador que asocia UDREIi a las correcciones rápidas. El índice j denotara el tipo de mensaje (j = 2 a 5) al que se aplica IODFj (identificador de tipo de corrección rápida + 2).

Nota. — Se radiodifunde el identificador de tipo de corrección rápida en los mensajes de tipo 24. Los FC_i se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 5 y 24. Los $IODF_j$ se radiodifunden en los mensajes de tipos 2 a 6 y de tipo 24.

3.5.4.5 *Parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo.* Los parámetros de integridad de corrección rápida y a largo plazo serán los siguientes:

$UDREI_i$: indicador que define $\sigma^2_{i,UDRE}$ para el satélite *i* según lo descrito en la Tabla B-29.

Varianza modelo de errores residuales de reloj y de efemérides ($\sigma^2_{i,UDRE}$): la varianza de la distribución normal asociada a los errores de distancia diferencial del usuario para el satélite *i* después de aplicadas las correcciones rápida y a largo plazo, excluidos los efectos atmosféricos y utilizada en los cálculos de nivel de protección horizontal/nivel de protección vertical (3.5.5.6).

Nota. — Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipo 2 a 6 y de tipo 24.

3.5.4.6 *Parámetros de corrección ionosférica.* Los parámetros de corrección ionosferica serán los siguientes:

Máscara IGP: el conjunto de 11 mascaras de banda (IGP) definidas en la Tabla B-30.
Máscara de banda IGP: un conjunto de valores de mascara IGP que corresponde a todos los lugares IGP en una de las 11 bandas IGP definidas en la Tabla B-30.

Tabla B-29. Evaluación de $UDREI_i$

$UDREI_i$	$\sigma^2_{i,UDRE}$
0	0,0520 m^2
1	0,0924 m^2
2	0,1444 m^2
3	0,2830 m^2
4	0,4678 m^2
5	0,8315 m^2
6	1,2992 m^2
7	1,8709 m^2
8	2,5465 m^2
9	3,3260 m^2
10	5,1968 m^2
11	20,7870 m^2
12	230,9661 m^2
13	2 078,695 m^2
14	"No bajo supervisión"
15	"No utilizar"

Valor de máscara IGP: bit indicando si se proporcionan los datos dentro de la banda IGP para la IGP asociada.

Codificación: 0 = no se proporcionan datos
1 = se proporcionan datos

Número de bandas IGP: el número de máscaras de banda IGP que se radiodifunde.

Identificador de banda IGP: el número que identifica la banda ionosfera según lo definido en la Tabla B-30.

Identificador de bloque IGP: el identificador de bloque IGP indica el bloque IGP. Se definen los bloques IGP subdividiendo en grupos la secuencia de 15 IGP dentro de una máscara de banda IGP que tenga los valores de mascara IGP iguales a "1". Se numeran los bloques IGP en orden de transmisión de valor de mascara IGP, empezando por cero "0".
Intervalo de validez (V): intervalo de tiempo durante el cual se aplican los datos de efemérides GLONASS (codificados con un desplazamiento horario de 30 s), según se describe en la Tabla B-31.

Tiempo de latencia (L): intervalo de tiempo entre el momento en que el segmento de tierra ha recibido la ultima efemérides GLONASS y el momento de la transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo en GEO (t_{rac}) como se describe en la Tabla B-32.

$IODI_k$: una indicación del momento en que cambia la máscara de la k-ésima banda IGP.

Estimación de retardo vertical IGP: una estimación del retardo inducido para una señal en 1 575,42 MHz si atraviesa verticalmente la ionosfera en IGP.
Codificación: la configuración de bits “111111111” indicara “no utilizar”.
$GIVEI_i$: un indicador que define $\sigma^2_{i,GIVE}$, segun lo descrito en la Tabla B-33.

Tabla B-30. Lugares IGP y números de banda

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
Banda 0		
180 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	1 – 28
175 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
170 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
165 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
160 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
155 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
150 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
145 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 1		
140 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 28
135 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29 – 51
130 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52 – 78
125 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
120 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
115 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
110 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
105 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 2		
100 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
95 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
90 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	51 – 78
85 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
80 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
75 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
70 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
65 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 3		
60 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
55 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
50 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 78
45 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79 – 101
40 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102 – 128
35 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
30 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
25 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 4		
20 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
15 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
10 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
5 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101 – 128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152 – 178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151 – 178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
125 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
130 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 178
135 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179 – 201
Banda 8		
140 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1 – 27
145 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28 – 50
150 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51 – 77
155 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78 – 100
160 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101 – 127
165 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128 – 150
170 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151 – 177
175 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	178 – 200
Banda 9		
60 N	180W, 175W, 170W, ..., 165E, 170E, 175E	1 – 72

Lugar IGP		Orden de transmisión en la máscara de banda IGP
65 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 N	180W, 150W, 120W, …, 90E, 120E, 150E	181 – 192
Banda 10		
60 S	180W, 175W, 170W, …, 165E, 170E, 175E	1 – 72
65 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	73 – 108
70 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	109 – 144
75 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	145 – 180
85 S	170W, 140W, 110W, …, 100E, 130E, 160E	181 – 192

Tabla B-31. Intervalo de validez

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Intervalo de validez (V)	5	30 s a 960 s	30 s

Tabla B-32. Tiempo de latencia

Datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Tiempo de latencia (L)	3	0 s a 120 s	30 s

Tabla B-33. Evaluación de $GIVEI_i$

$GIVEI_i$	$\sigma^2_{i,GIVE}$
0	0,0084 m^2
1	0,0333 m^2
2	0,0749 m^2
3	0,1331 m^2
4	0,2079 m^2
5	0,2994 m^2
6	0,4075 m^2
7	0,5322 m^2
8	0,6735 m^2
9	0,8315 m^2
10	1,1974 m^2
11	1,8709 m^2
12	3,3260 m^2
13	20,787 m^2
14	187,0826 m^2
15	"No bajo supervisión"

Varianza modelo de errores residuales ionosféricos ($\sigma^2_{i,GIVE}$): la varianza de una distribución normal asociada al error residual vertical ionosférico en el IGP para una señal L1.

Nota.- Todos los parámetros se radiodifunden en los mensajes de tipos 18 y 26.

3.5.4.7 *Parámetros de degradación.* Los parámetros de degradación, siempre que se utilicen, serán los siguientes:

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai_i): un indicador del factor de degradación de corrección rápida (ai_i) para el i-ésimo satélite según lo descrito en la Tabla B-34.

Nota.- También se utiliza el ai_i para definir el intervalo de expiración para correcciones rápidas, según lo descrito en 3.5.8.1.2.

Tiempo de latencia del sistema (t_{lat}): el intervalo de tiempo entre el origen de la degradación de corrección rápida y la hora de referencia del indicador estimado telemétrico diferencial del usuario (UDREI).

B_{rrc}: un parámetro que limita los errores de ruido y de redondear al calcular la degradación de corrección de cambio de distancia según 3.5.5.6.2.2.

C_{ltc_lsb}: el error máximo de redondear debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.
C_{ltc_v1}: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de órbita.
I_{ltc_v1} : el intervalo de actualización para correcciones a largo plazo si el código de velocidad = 1 (véase 3.5.4.4.1).
CItc_v0: un parámetro que limita la diferencia entre dos correcciones consecutivas a largo plazo para satélites con código de velocidad = 0.
I_{ltc_v0}: el intervalo mínimo de actualización para mensajes a largo plazo si el código de velocidad = 0 (véase 3.5.4.4.1).
C_{GEO_lsb}: el error máximo de redondeo debido a la resolución de la información de órbita y de reloj.

Tabla B-34. Factor de degradación de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai_i)	Factor de degradación de corrección rápida (a_i)
0	0,0 mm/s^2
1	0,05 mm/s^2
2	0,09 mm/s^2
3	0,12 mm/s^2
4	0,15 mm/s^2
5	0,20 mm/s^2
6	0,30 mm/s^2
7	0,45 mm/s^2
8	0,60 mm/s^2
9	0,90 mm/s^2
10	1,50 mm/s^2
11	2,10 mm/s^2
12	2,70 mm/s^2
13	3,30 mm/s^2
14	4,60 mm/s^2
15	5,80 mm/s^2

C_{GEO_v}: el error de velocidad limitado a la diferencia máxima de cambio de distancia de los mensajes perdidos debido a diferencias de índice de cambio de reloj y de orbita.

I_{GEO}: el intervalo de actualización para mensajes de función telemétrica GEO.

C_{er}: el límite del error residual asociado al uso de datos más allá de la aproximación de precisión/aproximación con expiración de Guía vertical.

C_{iono_step}: el límite de la diferencia entre valores sucesivos de retardo de retícula ionosferica.
Ionio: intervalo mínimo de actualización para mensajes de corrección ionosferica.

$C_{iono\ ramp}$: el índice de cambio de las correcciones ionosfericas.

RSS_{UDRE}: la bandera media cuadrática para residuos de corrección rápida y a largo plazo.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente
1 = residuos de corrección por media cuadrática

RSS_{iono}: bandera media cuadrática para residuos ionosfericos.

Codificación: 0 = residuos de corrección sumados linealmente.
1 = residuos de corrección por media cuadrática.

$C_{covarianza}$: término que se utiliza para compensar el efecto de la cuantificación al utilizar el mensaje de tipo 28.

Nota 1. — Los parámetros ai y tlat se radiodifunden en el mensaje de tipo 7. Todos los demás parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 10.

Nota 2. — Si no se radiodifunde el mensaje de tipo 28, no se aplica la Ccovarianza.

3.5.4.8 *Parámetros de hora.* Los parámetros de hora, siempre que se utilicen, serán los siguientes: *Identificación de norma UTC:* una indicación de la fuente de referencia UTC según lo definido en la Tabla B-35.

Cuenta de tiempo de semana GPS: el número de segundos transcurridos desde la transición desde la semana GPS anterior (similar al Parámetro GPS en 3.1.1.2.6.1 pero con una resolución de 1 segundo).

Número de semana GPS (cuenta de semana): véase 3.1.1.2.6.2.

Indicador GLONASS: bandera indicando si se proporcionan parámetros de hora GLONASS.

Codificación: 0 = no se proporcionan parámetros de hora GLONASS.
1 = se proporcionan parámetros de hora GLONASS.

Desplazamiento de hora GLONASS ($\delta a_{i,GLONASS}$): Parámetro que representa la parte estable del desplazamiento entre la hora GLONASS y la hora de red SBAS.

Nota. — Si el SBAS no da apoyo al GLONASS, el $\delta a_{i,GLONASS}$ no es aplicable.

Parámetros UTC: A_{1SNT}, A_{0SNT}, t_{0t}, WN_t, Δt_{LS}, WN_{LSF}, DN y Δt_{LSF} se describen en 3.1.1.3.3.6, con excepción de que los parámetros SBAS relacionan la hora SNT con la hora UTC, en lugar de la hora GPS.

Nota. — Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 12

Tabla B-35. Identificador de norma UTC

Identificador de norma UTC	Norma UTC
0	UTC según el Laboratorio de Investigación de Comunicaciones, Tokio, Japón
1	UTC según el Instituto Nacional de Normas y Tecnología EUA
2	UTC según el Observatorio Naval EUA
3	UTC según la Oficina Internacional de Pesos y Medidas
4	UTC según el Laboratorio Europeo
5 a 6	Extra
7	No proporciona UTC

3.5.4.9 *Parámetros de región de servicio.* Los parámetros de región de servicio serán los siguientes:

Expedición de datos, servicio (IODS): indicación de un cambio de servicio proporcionado en la región.

Número de mensajes de servicio: el número de distintos mensajes de servicio SBAS de tipo 27 radiodifundidos. (El valor se codifica con un desplazamiento de 1).

Número de mensajes de servicio: un número secuencial que identifica al mensaje dentro del conjunto de radiodifusión actual de mensajes de tipo 27 (desde 1 al número de mensajes de servicio, codificados con un desplazamiento de 1).

Número de regiones: el número de regiones de servicio para las cuales se radiodifunden las coordenadas en el mensaje.

Código de prioridad: indicador de precedencia del mensaje si dos mensajes definen regiones superpuestas. El mensaje con el valor superior de código de prioridad tiene precedencia. Si los códigos de prioridad son iguales, tiene precedencia el mensaje con un δUDRE inferior.

Indicador δUDRE-interior: una indicación del factor de degradación (δUDRE) de UDRE regional aplicable en lugares dentro de cualquier región definida en el mensaje, de conformidad con la Tabla B-36.

Indicador δUDRE-fuera: una indicación del factor de degradación (δUDRE) de UDRE regional aplicable en lugares fuera de todas las regiones definidas en todos los mensajes vigentes de tipo 27, de conformidad con la Tabla B-36.
Latitud de la coordenada: la latitud de una esquina de una región.

Longitud de la coordenada: la longitud de una esquina de una región.
Forma de región: una indicación de si la región es un triangulo o un cuadrángulo.

Codificación: 0 = triangulo
1 = cuadrángulo

Tabla B-36. Evaluación de indicador δUDRE

Indicador δUDRE	δUDRE
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

Nota 1. — La coordenada 3 tiene la latitud de la coordenada 1 y la longitud de la coordenada 2. Si la región es un cuadrángulo, la coordenada 4 tiene la latitud de la coordenada 2 y la longitud de la coordenada 1. El límite de la región se forma uniendo las coordenadas en la secuencia 1-2-3-1 (triángulo) o 1-3-2-4-1 (cuadrángulo). Los segmentos del límite tienen una latitud constante, longitud constante o pendiente constante en grados de latitud por grado de longitud. El cambio de latitud o de longitud a lo largo de cualquier tramo del límite entre dos coordenadas es inferior a ±180º.

Nota 2. — Todos los parámetros se radiodifunden en el mensaje de tipo 27.

3.5.4.10 *Parámetros de la matriz de covarianza de reloj-efemérides.* Los parámetros de la matriz de covarianza de reloj efemérides serán los siguientes:

Número de máscara PRN: véase 3.5.4.1.
Exponente de escala: término que se emplea para calcular el factor de escala utilizado para codificar los elementos de factorización de Cholesky.

Elementos de factorización de Cholesky (E_{ij}): elementos de una matriz triangular superior que comprime la información en la matriz de covarianza de reloj y efemérides. Estos elementos se utilizan para calcular el factor de degradación estimado telemétrico diferencial del usuario (UDRE) (δUDRE) en función de la posición del usuario.

3.5.5 Definiciones de protocolos para aplicación de datos

Nota. — En esta sección se proporcionan las definiciones de los parámetros utilizados por elementos que no son de aeronave o por elementos de aeronave que no se transmiten. Estos parámetros, necesarios para garantizar la interfuncionalidad del SBAS, se emplean para determinar la solución de navegación y su integridad (niveles de protección).

3.5.5.1 Posición y reloj GEO

3.5.5.1.1 Estimación de la posición GEO. La posición estimada de un GEO a cualquier hora t_{tk} es:

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0,GEO}) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} (t - t_{0,GEO})^2$$

3.5.5.1.2 Corrección de reloj GEO. La corrección de reloj para *un satélite GEO SBAS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:*

$t = t_G - \Delta t_G$

siendo:

t = hora de red SBAS
t_G = hora de fase de código GEO de transmisión del mensaje; y
Δt_G = *desplazamiento de fase de código GEO* (Δt_G) *a cualquier hora de t es:*

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1} (t - t_{0,GEO})$$

siendo $(t - t_{0,GEO})$ corregido para cruce de fin de día.

3.5.5.2 *CORRECCIONES A LARGO PLAZO*

3.5.5.2.1 *Corrección de reloj GEO.* La corrección de reloj para un satélite i del GPS se aplica de conformidad con la ecuación:

$$t = t_{SV,i} - [(\Delta t_{SV,i})_{L1} + \delta\Delta t_{SV,i}]$$

siendo:

t = hora de red SBAS
$t_{SV,i}$ = hora del satélite GPS en el momento de la transmisión del mensaje
$(\Delta t_{SV,i})_{LI}$ = desplazamiento de fase de código PRN de satélite según lo definido en 3.1.2.2; y
$\delta\Delta t_{SV,i}$ = corrección de desplazamiento de fase de código

3.5.5.2.1.1 La corrección de desplazamiento de fase de código ($\delta\Delta t_{SV,i}$) para un satélite GPS o SBAS i en cualquier hora del día t_k es:

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,f1} (t_k - t_{i,LT})$$

3.5.5.2.1.1 *Corrección de reloj GLONASS*. La corrección de reloj para satélites GLONASS i se aplica de conformidad con la ecuación siguiente:

$$t = t_{SV,i} + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t_{SV,i} - t_b) - \delta\Delta t_{SV,i}$$

siendo:

t	= red SBAS
$t_{SV,i}$	= hora del satélite GLONASS al transmitir el mensaje;
t_b, $\tau_n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$	= parámetros de hora GLONASS según se define en 3.2.2.2; y
$\delta\Delta t_{SV,i}$	= corrección de desplazamiento de fase de código

La corrección de desplazamiento de fase de código $\delta\Delta t_{SV,i}$ para satélites GLONASS i es:

$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f1}\,(t - t_{i,LT}) + \delta a_{i,\,GLONASS}$

en que: $(t - t_{i,LT})$ se corrige para los cruces al final del día. Si el código de velocidad es igual a 0, entonces $\delta a_{i,f1}$ es igual a 0.

3.5.5.2.3 Corrección de posición de satélite. El vector SBAS corregido para constelaciones principales de satélites o para un satélite i del SBAS a la hora t es:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{corregido} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta \dot{x}_i \\ \delta \dot{y}_i \\ \delta \dot{z}_i \end{bmatrix} (t - t_{i,LT})$$

siendo:

$(t - t_{i,LT})$ corregido por cruce de fin de día; y
$[\,x_i\; y_i\; z_i]^T$ = el vector de posición de constelaciones principales de satélites o el satélite SBAS, sigue lo definido en 3.1.2.3, 3.2.2.3 y 3.5.5.1.1

Si el código de velocidad = 0, entonces $[\,\delta x_i\; \delta y_i\; \delta z_i]^T = [0\;0\;0]^T$

3.5.5.3 *Correcciones de seudodistancia*. La seudodistancia corregida a la hora t para el satélite i es:
$PR_{icorregido} = PR_i + FC_i + RRC_i\,(t - t_{i,0f}) + IC_i\,TC_i$

siendo:

PR_i	= la seudodistancia medida después de aplicarse la corrección de reloj del satélite;
FC_i	= la corrección rápida;
RRC_i	= la corrección de cambio de distancia
IC_i	= la corrección ionossferica
TC_i	= la corrección troposférica (valor negativo representa el retardo troposférico); y
$t_{i,0f}$	= la hora de aplicación de las correcciones rápidas más recientes, lo cual es el principio de la época del segundo SNT que coincide con la transmisión en el satélite SBAS del primer símbolo del bloque de mensaje.

3.5.5.4 *Correcciones de cambio de distancia (RRC).* Corrección de cambio de distancia para el satélite i es:

$$RRC_i = \frac{FC_{i,actual} - FC_{i,anterior}}{t_{i,0f} - t_{i,0f\_anterior}}$$

siendo:

$FC_{i,actual}$	= la corrección rápida más reciente;
$FC_{i,anterior}$	= una corrección rápida anterior
$t_{i,0f}$	= la hora de aplicación de $FC_{i,actual}$; y
$t_{i,0f\_anterior}$	= la hora de aplicación de $FC_{i,anterior}$

3.5.5.5 *Correcciones ionosfericas de radiodifusión*

3.5.5.5.1 Emplazamiento del punto de penetración ionosférica. El emplazamiento de IPP se define como la intersección del tramo de línea desde el receptor al satélite con un elipsoide de altura constante de 350 km por encima del elipsoide WGS 84. Este emplazamiento se define en función de latitud WGS 84 (ϕ_{pp}) y longitud WGS 84 (λ_{pp}).

3.5.5.5.2 *Correcciones ionosféricas.* La corrección ionosférica para el satélite *i* es:

$$IC_i = -F_{pp}\ \tau_{vpp}$$

siendo:

$$F_{pp} = \text{factor de oblicuidad} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos\theta_i}{R_e + h_1}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}};$$

τ_{vpp} = estimación de retardo ionosférico vertical interpolado (3.5.5.5.3);
R_e = 6 378,1363 km;
θ_i = ángulo de elevación del satélite *i*; y
h_I = 350 km.

Nota.- Para los satélites GLONASS, la corrección ionosférica (IC_i) debe multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS ($f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.5.3 *Estimación de retardo ionosférico vertical interpolado.* Cuando se utilizan cuatro puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosférico vertical interpolado en la latitud ϕ_{pp} y longitud λ_{pp} es:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{4} W_k\ \tau_{vk}$$

siendo:

τ_{vk}: valores de retardo vertical del punto reticular de radiodifusión en la esquina k-ésima de la retícula IGP, según lo indicado en la Figura B-13.

$W_1 = x_{pp}\ y_{pp}$;
$W_2 = (1 - x_{pp})\ y_{pp}$;
$W_3 = (1 - x_{pp})\ (1 - y_{pp})$; y
$W_4 = x_{pp}\ (1 - y_{pp})$.

3.5.5.5.3.1 Para los IPP entre N85° y S85°:

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1}$$

siendo:

λ_1	=	longitud de los IGP al oeste de IPP;
λ_2	=	longitud de los IGP al este de IPP;
ϕ_1	=	latitud de los IGP al sur de IPP; y
ϕ_2	=	latitud de los IGP al norte de IPP.

Nota.- Si l1 y l2 cruzan los 180° de longitud, en el cálculo de x_{pp} debe tenerse en cuenta la discontinuidad de los valores de la longitud.

3.5.5.5.3.2 Para los IPP al norte de N85º o al sur de S85º

$$y_{pp} = \frac{|\phi_{pp}| - 85°}{10°}$$

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_3}{90°} \times (1 - 2\,y_{pp}) + y_{pp}$$

siendo:

λ_1	=	longitud del segundo IGP al este del IPP;
λ_2	=	longitud del segundo IGP al oeste del IPP;
λ_3	=	longitud del IGP más cercano al oeste del IPP; y
λ_4	=	longitud del IGP más cercano al este del IPP.

Cuando se utilizan tres puntos para la interpolación, la estimación del retardo ionosferico vertical interpolado es:

3.5.5.5.3.3 Para puntos entre 75ºS y 75ºN:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{3} W_k \tau_{vk}$$

siendo:

$W_1 = y_{pp;}$
$W_2 = 1 - x_{pp} - y_{pp}$; y
$W_3 = x_{pp}$

3.5.5.5.3.4 x_{pp} e y_{pp} se calculan como para la interpolación de cuatro puntos, excepto que λ_1 y ϕ_1 son siempre la longitud y la latitud de IGP 2, y λ_2 y ϕ_2 son la otra longitud y latitud IGP 2 es siempre el vértice opuesto a la hipotenusa del triángulo definido por los tres puntos, IGP 1 tiene la misma longitud que IGP 2, e IGP 3 tiene la misma latitud que IGP 2. (se muestra un ejemplo en la Figura B-14)

3.5.5.5.3.5 Para puntos al norte de 75ºN y al sur de 75ºS, no se presta apoyo a la interpolación de tres puntos.

3.5.5.5.4 *Selección de puntos reticulares ionosféricos. El protocolo para la selección de puntos reticulares ionosféricos (IGP) es:*

a) Para un IPP entre 60ºS y 60ºN:
   1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados por 5 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionarán; de lo contrario,
   2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados por 5 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una célula de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   4) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   5) no se dispone de ninguna corrección ionsférica.

b) Para un IPP entre 60°N y 75°N o entre 60°S y 75°S:
   1) si cuatro IGP que definen una célula de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   2) si tres IGP cualesquiera que definen un triángulo de 5 grados de latitud por 10 grados de longitud que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   3) si cuatro IGP cualesquiera que definen una celular de 10 grados por 10 grados en torno al IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   4) si tres IGP cualesquiera que definen un triangulo de 10 grados por 10 grados que circunscribe el IPP se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   5) no se dispone de ninguna corrección ionosferica.

c) Para un IPP entre 75°N y 85°N o entre 75°S y 85°S:
   1) si los dos IGP más próximos a 75° y los dos IGP más próximos a 85° (separados por 30° de longitud si se utiliza la banda 9 o la banda 10, separados por 90° de lo contrario) se ponen a “1” en la máscara IGP, se crea una célula de 10 grados por 10 grados interpolando linealmente entre los IGP a 85° para obtener los IGP virtuales a longitudes iguales a las longitudes de los IGP en 75°; de lo contrario,
   2) no se dispone de ninguna corrección ionosferica.

d) Para un IPP al norte de 85°N:
   1) si los cuatro IGP en la latitud 85°N y las longitudes 180°W, 90°W, 0° y 90°E se ponen a “1” en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
   2) no se dispone de ninguna corrección ionosferica.
e) Para un IPP al sur de 85°S:

1) si los cuatro IGP en la latitud 85°S y longitudes 140°W, 50°W, 40°E y 130°E se ponen a "1" en la máscara IGP, se seleccionan; de lo contrario,
2) no se dispone de ninguna corrección ionosferica.

Nota.- Esta selección se basa únicamente en la información proporcionada en la máscara sin tener en cuenta si los IGP seleccionados se supervisan, "no se supervisan" o "no se utilizan". Si se identifica cualquiera de los IGP seleccionados como "no se utilizan" no se dispone de ninguna corrección ionosférica. Si se seleccionan cuatro IGP y uno de los cuatro se identifica como "no supervisado" entonces se utiliza la interpolación de tres puntos, si el IPP está dentro de la región triangular cubierta por las tres correcciones que se proporcionan.

3.5.5.6 *Niveles de protección.* El nivel de protección horizontal (HPL) y el nivel de protección vertical (VPL) son:

$$HPL_{SBAS} = \begin{cases} K_{H,NPA} \times d_{major} & \text{para en ruta mediante modos de aproximación que no es de precisión (NPA)} \\ K_{H,PA} \times d_{major} & \text{para modos de aproximación de precisión (PA) y de aproximación con guía vertical (APV)} \end{cases}$$

$$VPL_{SBAS} = K_{V,PA} \times d_V$$

siendo:

$$d_V^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{V,i}^2 \sigma_i^2$$

= varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje vertical

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}\ ;$$

siendo:

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

= varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje x;

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

= varianza de distribución modelo que se sale de los límites de la distribución de error verdadero en el eje y;

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

= covarianza de la distribución modelo en el eje x y en el eje y;

siendo:

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el i-esimo satélite;

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el i-esimo satélite;

$s_{V,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de seudodistancia en el i-esimo satélite; y

$\sigma^2_i = \sigma^2_{i,flt} + \sigma^2_{i,UIRE} + \sigma^2_{i,air} + \sigma^2_{i,tropo}$

Se definen las varianzas ($\sigma^2_{i,flt}$ y $\sigma^2_{i,UIRE}$) en 3.5.5.6.2 y 3.5.5.6.3.1. Los parámetros ($\sigma^2_{i,air}$ y $\sigma^2_{i,tropo}$) se determinan mediante el elemento de aeronave (3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3).

Por definición los ejes x e y están en el plano horizontal local, y el eje v representa la vertical local.

Para una solución general de posición de mínima cuadrática, la matriz S de proyección es:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

G_i = [-cos El_i cos Az_i - cos El_i sen Az_i - sen El_i 1] = i-ésima hilera de G;

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & w_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & & \cdots & w_i \end{bmatrix};$$

El_i = el ángulo de levción de la fuente en la i.ésima telemétrica (en grados9

Az_i = el azimut de la fuente en la i-ésima telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj desde el eje x en grados; y

w_i = la ponderación inversa asociada al satélite i = σ^2_i

Nota 1.- Para mejorar la legibilidad, se omitió de la ecuación el subíndice i

Nota 2.- Para una solución de mínima cuadrática no ponderada, la matriz de ponderación es una matriz de identidad (w_i = 1).

3.5.5.6.1 *Definición de los valores K.* Los valores K son:

$K_{H,NPA}$ = 6,18;

$K_{H,PA}$ = 6,0; y

$K_{V,PA}$ = 5,33

3.5.5.6.2 *Definición del modelo de error de corrección rápida y a largo plazo*. Si se aplican correcciones rápidas y correcciones a largo plazo parámetros telemétricos GEO, y se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma^2_{i,flt} = \begin{cases} [(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE}) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{ltc} + \varepsilon_{er}]^2, & \text{si } RSS_{UDRE} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ [(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE})]^2 + \varepsilon^2_{fc} + \varepsilon^2_{rrc} + \varepsilon^2_{ltc} + \varepsilon^2_{er}, & \text{si } RSS_{UDRE} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

en que:

si se usa el mensaje de tipo 27. δ_{UDRE} es el término que corresponde a una región específica según se define en 3.5.4.9
si se usa el mensaje de tipo 28. δ_{UDRE} es el término que corresponde a un satélite específico según se define en 3.5.5.6.2.5 si no se usa ninguno de los dos mensajes, δ_{UDRE} = 1

Si se aplican las correcciones rápidas y las correcciones a largo plazo parámetros telemétricos GEO, pero no se aplican los parámetros de degradación:

$$\sigma^2_{i,flt} = [(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE}) + 8m]^2.$$

3.5.5.6.2.1 *Degradación de corrección rápida*. El parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es.

$$\varepsilon_{fc} = \frac{a(t - t_u + t_{lat})^2}{2}$$

siendo:

t = la hora actual

t_u = (hora de referencia $UDREI_i$): si $IODF_j \neq 3$, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincida con el principio de la transmisión del bloque de mensaje que incluye los datos $UDREI_i$ más recientes (mensajes de tipos 2 a 6 ó 24) que coincide con el $IODF_j$ de la corrección rápida que s esté utilizando. Si $IODF_j$ = 3, la hora de inicio de la época de 1 segundo SNT que coincide con el inicio de la transmisión del mensaje que contiene la corrección rápida en el i-ésimo satélite, y

t_{1at} = (como se define en 3.5.4.7)

Nota.- En las radiodifusiones UDRE de mensaje de tipos 2 a 5 y los 24 mensajes de tipo 24, t_u es igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas puesto que estas figuran en el mismo mensaje. Es las radiodifusiones UDRE de mensaje de tipo 6 y si IODF = 3, t_u es también igual a la hora de aplicación de las correcciones rápidas (t_{0f}). Es las radiodifusiones UDRE de mensaje de tipo 6 y si IODF $\neq$ 3, se define t_u como la hora de transmisión del primer bit del mensaje de tipo 6 en el GEO.

3.5.5.6.2.2 *Degradación de la corrección de cambio de distancia*.

3.5.5.6.2.2.1 Si RRC ≠ 0, entonces $E_{rrc} = 0$

3.5.5.6.2.2.2 Si RRC ≠ 0 y IODF ≠ 3, el parámetro de degradación para los datos de corrección rápida es:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior})MOD3 = 1 \\ \left(\dfrac{aI_{fc}}{4} + \dfrac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{si } (IODF_{actual} - IODF_{anterior})MOD3 \neq 1 \end{cases}$$

3.5.5.6.2.2.3 Si RRC ≠ 0 y IODF = 3, el parámetro de degradación para los datos de cambio de distancia es:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{si } \left|\Delta t - \dfrac{I_{fc}}{2}\right| = 0 \\ \left(\dfrac{a\left|\Delta t - \dfrac{I_{fc}}{2}\right|}{2} + \dfrac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{si } \left|\Delta t - \dfrac{I_{fc}}{2}\right| \neq 0 \end{cases}$$

siendo:

t	= la hora actual
$IODF_{actual}$	= IODF asociada a la corrección rápida más reciente;
$IODF_{anterior}$	= IODF asociada a la corrección rápida anterior; y
Δt	= $t_{i,0f} - t_{i,0f\text{-}anterior}$, y
I_{fc}	= el intervalo de expiración de usuario para correcciones rápidas.

3.5.5.6.2.3 *Degradación de la corrección a largo plazo*

3.5.5.6.2.3.1 *Constelaciones principales de satélites.*

3.5.5.6.2.3.1.1 Para código de velocidad = 1, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo del satélite i es:

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{i,LT} < t < t_{i,LT} + I_{ltc\_v1} \\ C_{ltc\_lsb} + C_{ltc\_v1}\ \text{máx}\ (0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{ltc\_v1}), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.3.1.2 Para código de velocidad = 0, el parámetro de degradación para correcciones a largo plazo es:

$$\varepsilon_{ltc} = C_{ltc\_v0}\left[\frac{t - t_{ltc}}{I_{lt-v0}}\right]$$

siendo:

t	= la hora actual
t_{1tc}	= la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección a largo plazo ene l GEO; y
[x]	= el número entero mayor inferior a x.

3.5.5.6.2.3.2 *Satélites GEO.* El parámetro de degradación para las correcciones a largo plazo es:

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{si } t_{0,GEO} < t < t_{0,GEO} + I_{GEO} \\ C_{geo\_lsb} + C_{geo\_v}\ \text{máx}\ (0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}), & \text{en los otros casos} \end{cases}$$

siendo t = la hora actual.

Nota.- Cuando las correcciones de largo plazo se apliquen a un satélite GEO, se aplica la degradación de dichas correcciones y no la degradación del mensaje de navegación GEO.

3.5.5.6.2.4 *Degradación para la fase en ruta hasta la aproximación que no es de precisión*
εer

$$\varepsilon_{er} = \begin{cases} 0, & \text{si las correcciones que no son ni rápidas ni a largo plazo que han expirado para la aproximación de precisión/ aproximación con guía vertical} \\ C_{er,} & \text{si las correcciones son rápidas o a largo plazo cuando han expirado para la aproximación de precisión/ aproximación con guía vertical} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.5 *Factor de degradación UDRE calculado con los datos del mensaje de tipo 28.* El δUDRE es:

$$\delta_{UDRE} = \sqrt{I^T \cdot C \cdot I} + \varepsilon_c$$

siendo:

$$I = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \\ 1 \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{bmatrix} =$$ el vector unitario desde el usuario al satélite en el marco de coordenadas ECEF WGS-84

C = $R^T \cdot R$
εc = $C_{covarianza} \cdot SF$

SF = $2^{\text{exponente de escala -5}}$

R = E · SF

$$E = \begin{pmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{pmatrix}$$

3.5.5.6.3 *Definición del modelo de error de corrección ionosférica*

3.5.5.6.3.1 *Constelaciones principales de satélites.* Si tienen aplicación las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ^2_{URE} es:

$$\sigma^2_{UIRE} = F^2_{pp}\, H \times \sigma^2_{UIVE}$$

siendo:

F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2)

$$\sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{4} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid} \text{ o } \sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{3} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid}$$

aplicando las mismas ponderaciones de punto de penetración ionosférica (W_2) y los puntos de retícula seleccionados para la corrección ionosférica (3.5.5.5). En cada punto de retícula:

$$\sigma^2_{i,ionogrid} = \begin{cases} (\sigma_{GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{si } RSS_{iono} = 0 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \\ \sigma^2_{GIVE} + \varepsilon^2_{iono}, & \text{si } RSS_{iono} = 1 \text{ (Tipo de mensaje 10)} \end{cases}$$

siendo:

$$\varepsilon_{iono} = C_{iono\_step} \left[\frac{t - t_{iono}}{I_{iono}} \right] + C_{iono\_ramp}(t - t_{iono});$$

t = la hora actual;

t_{iono} = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de corrección ionosférica en el GEO; y

[x] = el número entero mayor inferior a x.

Nota.- Para los satélites GLONASS, los parámetros σ_{GIVE} y σ_{IONO} deben multiplicarse por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.6.3.2 Correcciones ionosféricas. Si no se aplican las correcciones ionosféricas de base SBAS, σ^2_{UIRE} es:

$$\sigma^2_{UIRE} = \text{MÁX}\left\{\left(\frac{T_{iono}}{5}\right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2\right\}$$

siendo:

T_{iono} = el retardo ionosférico estimado mediante el modelo seleccionado (modelo de corrección GPS u otro modelo);

F_{pp} = (según se define en 3.5.5.5.2);

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9\text{m}, & 0 \leq |\phi_{pp}| \leq 20 \\ 4{,}5\text{ m} & 20 < |\phi_{pp}| \leq 55; \text{ y} \\ 6\text{m} & 55 < |\phi_{pp}| \end{cases}$$

$|\phi_{pp}|$ = latitud del punto de penetración ionosférica

3.5.5.6.3.3 Reloj GLONASS. El parámetro de degradación para la corrección del reloj GLONASS es:

$$\varepsilon_{RELOJ\_GLONASS} = C_{RELOJ\_GLONASS} \bullet [t - t_{RELOJ\_GLONASS}]$$

siendo:

t = la hora actual

$t_{RLOJ\ GLONASS}$ = la hora de transmisión del primer bit del mensaje de temporización (MT12) en el GEO

[SC] = el número entero mayor inferior a SC

Nota1.- Para los satélites que no son GLONASS $\varepsilon_{RELOJ\text{-}GLONASS} = 0$

Nota 2.- $C_{RELOJ\_GLONASS} = 0{,}00833$ cm/s

3.5.6 TABLAS DE MENSAJES

Se codificará cada uno d los mensajes SBAS de conformidad con el correspondiente formato de mensaje definido en las Tablas B-37 a B-53. Todos los parámetros con signo en las tablas siguientes estarán representados por un complemento de dos, con el bit de signo ocupando el MSB.

Nota.- La distancia para los parámetros con signo es inferior a la indicada, puesto que el valor máximo positivo está restringido a un valor inferior (el valor indicado menos la resolución)

Tabla B-37. Mensaje de tipo 0 "No utilizar"

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Extra	212	—	—

Tabla B-38. Mensaje de máscara PRN de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 210 números de código PRN			
Valor de máscara	1	0 ó 1	1
IODP	2	0 a 3	1

Nota.— En 3.5.4.1 se definen todos los parámetros.

Tabla B-39. Mensaje de correcciones rápidas de tipos 2 a 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
$IODF_j$	2	0 a 3	1
IODP	2	0 a 3	1
Para 13 intervalos			
Corrección rápida (FCi)	12	±256,000 m	0,125 m
Para 13 intervalos			
$UDREI_i$	4	(Véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—
1. En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros $IODF_j$ y FC_i.
2. En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.
3. En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.

Tabla B-40. Mensaje de integridad de tipo 6

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
$IODF_2$	2	0 a 3	1
$IODF_3$	2	0 a 3	1
$IODF_4$	2	0 a 3	1
$IODF_5$	2	0 a 3	1
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
$UDREI_i$	4	(véase la Tabla B-29)	(véase la Tabla B-29)

Notas.—
1. En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros $IODF_j$.
2. En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.

Tabla B-41. Mensaje de factor de degradación para corrección rápida de tipo 7

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Latencia del sistema (t_{lat})	4	0 a 15 s	1 s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	2	—	—
Para 51 satélites (en orden numérico de máscara PRN)			
Indicador de factor de degradación (ai_i)	4	(véase la Tabla B-34)	(véase la Tabla B-34)

Notas.—
1. En 3.5.4.7 se definen los parámetros t_{lat} y ai_i.
2. En 3.5.4.1 se definen los parámetros IODP.

Tabla B-42. Mensaje de función telemétrica de tipo 9

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Reservado	8	—	—
$t_{0,GEO}$	13	0 a 86 384 s	16 s
URA	4	(véase la Tabla B-26)	(véase la Tabla B-26)
X_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Y_G	30	±42 949 673 m	0,08 m
Z_G	25	±6 710 886,4 m	0,4 m
$\dot{X}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Y}_G$	17	±40,96 m/s	0,000625 m/s
$\dot{Z}_G$	18	±524,288 m/s	0,004 m/s
$\ddot{X}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Y}_G$	10	±0,0064 m/s^2	0,0000125 m/s^2
$\ddot{Z}_G$	10	±0,032 m/s^2	0,0000625 m/s^2
a_{Gf0}	12	±0,9537 H 10^{-6} s	2^{-31} s
a_{Gf1}	8	±1,1642 H 10^{-10} s/s	2^{-40} s/s

Nota.— En 3.5.4.2 se definen todos los parámetros.

Tabla B-43. Mensaje de los parámetros de degradación de tipo 10

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
B_{rrc}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
C_{ltc_lsb}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
C_{ltc_v1}	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I_{ltc_v1}	9	0 a 511 s	1 s
C_{ltc_v0}	10	0 a 2,046 m	0,002 m
I_{ltc_v0}	9	0 a 511 s	1 s
C_{geo_lsb}	10	0 a 0,5115 m	0,0005 m
C_{geo_v}	10	0 a 0,05115 m/s	0,00005 m/s
I_{geo}	9	0 a 511 s	1 s
C_{er}	6	0 a 31,5 m	0,5 m
C_{iono_step}	10	0 a 1,023 m	0,001 m
I_{iono}	9	0 a 511 s	1 s
$C_{iono\ ramp}$	10	0 a 0,005115 m/s	0,000005 m/s
RSS_{UDRE}	1	0 ó 1	1
RSS_{iono}	1	0 ó 1	1
$C_{covarianza}$	7	0 a 12,7	0,1
Extra	81	—	—

Nota.— En 3.5.4.7 se definen todos los parámetros.

Tabla B-44. El mensaje UTC hora de la red SBAS de tipo 12

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
A_{1SNT}	24	±7,45 H 10^{-9} s/s	2^{-50} s/s
A_{0SNT}	32	±1 s	230 s
t_{0t}	8	0 a 602 112 s	4 096 s
WN_t	8	0 a 255 semanas	1 semana
Δt_{LS}	8	±128 s	1 s
WN_{LSF}	8	0 a 255 semanas	1 semana
DN	8	1 a 7 días	1 día
Δt_{LSF}	8	±128 s	1 s
Identificador de la norma UTC	3	(véase la Tabla B-35)	(véase la Tabla B-35)
Hora de semana GPS (TOW)	20	0 a 604 799 s	1 s
Número de semana GPS (WN)	10	0 a 1 023 semanas	1 semana
Indicador GLONASS	1	0 ó 1	1
δa_i, GLONASS (Nota 2)	24	$\pm 2{,}0 \cdot 10^{-8}$ s	$2{,}0 \cdot 10^{-31}$ s
Reserva	50	—	—

Notas.—
1. *En 3.5.4.8 se definen todos los parámetros.*
2. *Se aplica solamente si el SBAS envía información de temporización GLONASS en mensajes de tipo 12 (véase 3.5.7.4.4, Datos de temporización).*

Tabla B-45. Mensaje de almanaque GEO de tipo 17

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para cada uno de los 3 satélites			
Reservado	2	0	—
Número de código PRN	8	0 a 210	1
Funcionalidad y situación	8	—	—
$X_{G.A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Y_{G.A}$	15	±42 598 400 m	2 600 m
$Z_{G.A}$	9	±6 656 000 m	26 000 m
$\dot{X}_{G.A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Y}_{G.A}$	3	±40 m/s	10 m/s
$\dot{Z}_{G.A}$	4	±480 m/s	60 m/s
$t_{almanaque}$ (se aplica a los tres satélites)	11	0 a 86 336 s	64 s

Nota.— En 3.5.4.3 se definen todos los parámetros.

Tabla B-46. Mensaje de máscara IGP de tipo 18

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Número de bandas IGP	4	0 a 11	1
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Expedición de datos — ionosfera ($IODI_k$)	2	0 a 3	1
Para 201 IGP			
Valor de máscara IGP	1	0 ó 1	1
Extra	1	—	—

Nota.— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-47. Mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo o correcciones rápidas mixtas de tipo 24

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 6 intervalos			
Corrección rápida (FC_i)	12	±256,000 m	0,125 m
Para 6 intervalos			
$UDREI_i$	4	(véase la Tabla B-31)	(véase la Tabla B-31)
IODP	2	0 a 3	1
Identificador de tipo de corrección rápida	2	0 a 3	1
$IODF_j$	2	0 a 3	1
Extra	4	—	—
Medio mensaje de tipo 25	106	—	—

Notas.—
1. *En 3.5.4.4.2 se definen los parámetros de identificador de tipo de corrección rápida, $IODF_j$, y FC_i.*
2. *En 3.5.4.1 se define el parámetro IODP.*
3. *En 3.5.4.5 se define el parámetro $UDREI_i$.*
4. *El mensaje de correcciones de error de satélite a largo plazo se subdivide en dos medio mensajes. El medio mensaje para un código de velocidad = 0 se define en la Tabla B-48. El medio mensaje para un código de velocidad = 1 se define en la Tabla B-49.*

Tabla B-48. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 0)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Código de velocidad = 0	1	0	1
Para 2 satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD_i)	8	0 a 255	1
δx_i	9	±32 m	0,125 m
δy_i	9	±32 m	0,125 m
δz_i	9	±32 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	10	$\pm 2^{-22}$ s	2^{-31} s
IODP	2	0 a 3	1
Extra	1	—	—

Notas.—
1. *En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.*
2. *En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.*

Tabla B-49. Medio mensaje de correcciones de error del satélite a largo plazo de tipo 25 (CÓDIGO DE VELOCIDAD = 1)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para 1 satélite			
Código de velocidad = 1	1	1	1
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Expedición de datos (IOD_i)	8	0 a 255	1
δx_i	11	±128 m	0,125 m
δy_i	11	±128 m	0,125 m
δz_i	11	±128 m	0,125 m
$\delta a_{i,f0}$	11	$\pm 2^{-21}$ s	2^{-31} s
$\delta \dot{x}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{y}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta \dot{z}_i$	8	±0,0625 m/s	2^{-11} m/s
$\delta a_{i,f1}$	8	$\pm 2^{-32}$ s/s	2^{-39} s/s
Hora de aplicación ($t_{i,LT}$)	13	0 a 86 384 s	16 s
IODP	2	0 a 3	1

Notas.—
1. En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.
2. En 3.5.4.4.1 se definen todos los demás parámetros.

Tabla B-50. Mensaje de retardo ionosférico de tipo 26

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Identificador de banda IGP	4	0 a 10	1
Identificador de bloque IGP	4	0 a 13	1
Para cada uno de los 15 puntos reticulares			
Estimación de retardo vertical IGP	9	0 a 63,875 m	0,125 m
Indicador de error vertical ionosférico de retícula ($GIVEI_i$)	4	(véase la Tabla B-33)	(véase la Tabla B-33)
$IODI_k$	2	0 a 3	1
Extra	7	—	—

Nota.— En 3.5.4.6 se definen todos los parámetros.

Tabla B-51. Mensaje de servicio SBAS de tipo 27

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Expedición de datos, servicio (IODS)	3	0 a 7	1
Número de mensajes de servicio	3	1 a 8	1
Número del mensaje de servicio	3	1 a 8	1
Número de regiones	3	0 a 5	1
Código de prioridad	2	0 a 3	1
Indicador δUDRE dentro	4	0 a 15	1
Indicador δUDRE fuera	4	0 a 15	1
Para cada una de las 5 regiones			
Latitud coordenada 1	8	±90°	1°
Longitud coordenada 1	9	±180°	1°
Latitud coordenada 2	8	±90°	1°
Longitud coordenada 2	9	±180°	1°
Forma de la región	1	—	—
Extra	15	—	—

Nota.— En 3.5.4.9 se definen todos los parámetros.

Tabla B-52. Mensaje nulo de tipo 63

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Extra	212	—	—

Tabla B-53. Matriz de covarianza de reloj-efemérides de tipo 28

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
IODP	2	0 a 3	1
Para dos satélites			
Número de máscara PRN	6	0 a 51	1
Exponente de escala	3	0 a 7	1
$E_{1,1}$	9	0 a 511	1
$E_{2,2}$	9	0 a 511	1
$E_{3,3}$	9	0 a 511	1
$E_{4,4}$	9	0 a 511	1
$E_{1,2}$	10	±512	1
$E_{1,3}$	10	±512	1
$E_{1,4}$	10	±512	1
$E_{2,3}$	10	±512	1
$E_{2,4}$	10	±512	1
$E_{3,4}$	10	±512	1

Notas.—
1. *En 3.5.4.1 se definen los parámetros de número de máscara PRN y IODP.*
2. *En 3.5.4.10 se definen todos los demás parámetros.*

3.5.7 Elementos ajenos a la aeronave

Nota 1.- Dependiendo del nivel de servicio que se ofrezca en un SBAS particular, pueden aplicarse distintas funciones según lo descrito en la Subparte 3, 3.7.3.4.2.

Nota 2.- En 3.5.4 se definen los parámetros mencionados en esta sección.

3.5.7.1 *Generalidades*

3.5.7.1.1 *Datos requeridos e intervalos de radiodifusión.* El SBAS radiodifundirá los datos requeridos para las funciones a las que se presta apoyo según lo indicado en la Tabla B-54. Si el sistema radiodifunde datos SBAS que no son requeridos para una función particular, se aplicarán los requisitos para aquellos datos que prestan apoyo a otras funciones. El intervalo máximo entre radiodifusiones, para todos los datos de cada tipo de datos previsto, será según el definido en la Tabla B-54.

3.5.7.1.2 *Supervisión de frecuencia de radio SBAS.* El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-55 y adoptará las medidas indicadas.

Nota.- El SBAS puede radiodifundir mensajes nulos (mensajes de tipo 63) en cada intervalo de tiempo respecto al cual no se radiodifunden otros datos.

3.5.7.1.3 *"No utilizar".* El SBAS radiodifundirá un mensaje "no utilizar" (mensaje de tipo 0) cuando sea necesario informar a los usuarios que no utilicen la función telemétrica de satélite SBAS ni sus datos de radiodifusión.

3.5.7.1.4 El desplazamiento Doppler de la señal del satélite GEO, observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO de cualquier satélite GEO, no será superior a ±450 Hz.

Nota.- Este desplazamiento Doppler máximo corresponde aproximadamente a la inclinación máxima de órbita de un satélite GEO, que puede utilizarse en las gamas de codificación para mensajes de tipos 9 y 17.

3.5.7.1.5 *Parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO).* Cada satélite SBAS radiodifundirá parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria (GEO) (definidos en 3.5.4.2).

Nota.- Es necesaria la radiodifusión de parámetros de la función telemétrica de la órbita geoestacionaria aun cuando no se proporcione una función telemétrica, de modo que los receptores de a bordo puedan establecer una identificación positiva del satélite SBAS fuente de la radiodifusión. Cuando no se proporcione telemetría, la exactitud de los datos de tipo 17 (y tipo 9) sólo debe permitir la adquisición del satélite.

3.5.7.1.5.1 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ±210 Hz.

3.5.7.1.6 *Datos de almanaque.* Cada satélite SBAS radiodifundirá datos de almanaque (definidos en 3.5.4.3) para todos los satélites SBAS del mismo proveedor de servicio.

3.5.7.1.6.1 El error en la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto a su posición verdadera, no será superior a 3 000 km.

3.5.7.1.6.2 La distancia de separación entre la posición estimada del satélite, derivada de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, y la derivada de los parámetros telemétricos GEO en cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado no será superior a 200 km.

3.5.7.1.6.3 El error en el desplazamiento Doppler de un satélite GEO derivado de cualquier mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, respecto al verdadero desplazamiento Doppler de GEO observado en cualquier emplazamiento fijo dentro de la proyección GEO, no será superior a ±210 Hz.

3.5.7.1.6.4 El SBAS no radiodifundirá datos de almanaque para cualquier satélite SBAS de un proveedor de servicio diferente cuya posición estimada basada en los datos de almanaque radiodifundidos dentro de los 15 minutos precedentes se sitúe dentro de 200 km de la posición de cualquiera de sus propios GEO derivada de los parámetros telemétricos GEO de cualquier mensaje de tipo 9 que no haya expirado.

3.5.7.1.6.5 Cuando la posición estimada de un satélite GEO que proporcione una función telemétrica, derivada del mensaje de tipo 17 radiodifundido dentro de los 15 minutos precedentes, se sitúe dentro de 200 km de la posición de otro satélite GEO del mismo proveedor de servicio, derivada de un mensaje de tipo 9 para el mismo GEO que no haya expirado, el valor UDRE de GEO se fijará en un nivel lo suficientemente amplio como para tener en cuenta la posibilidad de que un usuario identifique erróneamente el PRN del GEO que proporciona la función telemétrica.

3.5.7.1.6.6 El parámetro de funcionalidad y estado indicará el estado del satélite y el identificador del proveedor de servicio, según lo definido en 3.5.4.3.

3.5.7.1.6.7 Los intervalos de almanaque no utilizados en los mensajes de tipo 17 se indicarán con un número de código PRN “0”.

3.5.7.1.6.8 El proveedor de servicio se asegurará de la exactitud de la ID del proveedor de servicio radiodifundida en cualquier almanaque.

3.5.7.2 *Función telemétrica.* Si un SBAS proporciona una función telemétrica cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos incluidos en 3.5.7.1.

3.5.7.2.1 *Requisitos de actuación*

Nota.- Véase la Subparte 3, 3.7.3.4.2.1.

3.5.7.2.2 *Datos de función telemétrica.* El SBAS radiodifundirá datos de función telemétrica tales que el error de posición del satélite SBAS previsto en la línea de alcance óptico de cualquier usuario en el cono de proyección del satélite sea inferior a 256 m. Cada satélite SBAS radiodifundirá un URA que representa una estimación de la desviación normal de los errores telemétricos por referencia a SNT.

3.5.7.3 *Función de estado del satélite GNSS.* Si un SBAS proporciona una función de estado de satélite, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección.

Nota.- Un SBAS podría proporcionar integridad en algunos satélites designados como marginales o disfuncionales.

3.5.7.3.1 *Requisitos de actuación.* Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error en sentido horizontal que exceda de HPL_{SBAS} (según lo definido en 3.5.5.6) por más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10^{-7} en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia igual a cero.

Nota.- Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

Tabla B-54. Intervalos de radiodifusión de datos y funciones a las que presta apoyo

Tipo de datos	Intervalo máximo de radiodifusión	Distancia	Estado de satélite GNSS	Corrección diferencial básica	Corrección diferencial exacta	Tipos de mensajes asociados
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	120 s					28
SBAS en modo de prueba	6 s					0
Máscara PRN	120 s		R	R	R	1
UDREI	6 s		R*	R	R	2 a 6, 24
Correcciones rápidas	Ifc/2 (véase la Nota 4)		R*	R	R	2 a 5, 24
Correcciones a largo plazo	120 s		R*	R	R	24, 25
Datos de función telemétrica GEO	120 s	R	R	R	R	9
Degradación de corrección rápida	120 s		R*	R	R	7
Parámetros de degradación	120 s				R	10
Máscara de retícula ionosférica	300 s				R	18
Correcciones ionosférica, GIVEI	300 s				R	26
Datos de temporización	300 s	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	R (véase la Nota 3)	12
Datos de almanaque	300 s	R	R	R	R	17
Nivel de servicio	300 s					27

Notas.—
1. "R" indica que deben radiodifundirse los datos para dicha función.
2. "R" indica la codificación especial descrita en 3.5.7.3.3.*
3. Los mensajes de tipo 12 se requieren únicamente si se proporcionan datos para los satélites GLONASS.
4. I_{fc} se refiere al intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas, como se define en la Tabla B-57.

3.5.7.3.2 *Máscara PRN y expedición de datos — PRN (IODP).* El SBAS radiodifundirá una máscara PRN e IODP (mensaje de tipo 1). Los valores de máscara PRN indicarán si se proporcionan o no datos para cada satélite GNSS. Se modificará el IODP cuando haya una modificación de la máscara PRN. Tendrá lugar el cambio de IODP en los mensajes de tipo 1 antes de que cambie IODP en cualquiera de los mensajes restantes. El IODP en los mensajes de tipo 2 a 5, 7, 24 y 25 será igual a la radiodifusión IODP en el mensaje de máscara PRN (mensaje de tipo 1) utilizada para designar los satélites respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.5.7.3.2.1 *Cuando se modifica la máscara PRN, el SBAS debe repetir varias veces el mensaje de tipo 1 antes de hacer referencia al mismo en otros mensajes para asegurarse que los usuarios reciben la nueva máscara.*

Tabla B-55. Supervisión de la frecuencia de radio SBAS

Parámetro	Referencia	Límite de alarma	Medidas requeridas
Nivel de potencia de señal	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.3	mínimo = 161 dBW máximo = 153 dBW (Nota 2)	Mínimo: cesar función telemétrica (Nota 1). Máximo: cesar radiodifusión.
Modulación	Capítulo 3, 3.7.3.4.4.5	monitor de distorsión de forma de onda	Cesar función telemétrica (Nota 1).
Hora SNT a GPS	Capítulo 3, 3.7.3.4.5	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que URA refleje error.
Estabilidad de frecuencia portadora	3.5.2.1	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} y URA reflejen error.
Coherencia de código/frecuencia	3.5.2.4	N/A (Nota 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} y URA reflejen error.
Desviación máxima de fase de código	3.5.2.6	N/A (Notas 2 y 3)	Cesar función telemétrica a no ser que σ^2_{UDRE} y URA reflejen error.
Codificación convolucional	3.5.2.9	todos los mensajes transmitidos son erróneos	Cesar radiodifusión.

Notas.—

1. *Se logra el cese de la función telemétrica radiodifundiendo un URA y σ^2_{UDRE} de "No utilizar" respecto a tal satélite SBAS.*
2. *Estos parámetros pueden supervisarse mediante su impacto en la calidad de la señal recibida (impacto C/N_0), puesto que es el impacto en el usuario.*
3. *No se especifican los límites de alarma porque el error inducido es aceptable a condición de que esté representado en los parámetros σ^2_{UDRE} y URA. Si no puede representarse el error, debe cesar la función telemétrica.*

3.5.7.3.3 *Datos de integridad.* Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, transmitirá correcciones rápidas, correcciones a largo plazo y parámetros de degradación de corrección rápida codificados a cero para todos los satélites visibles indicados en la máscara PRN.

3.5.7.3.3.1 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite no es funcional ("no utilizar") si el error de seudodistancia excede de 150 m.

3.5.7.3.3.2 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS indicará que el satélite es "no supervisado" si no puede determinarse el error de seudodistancia.

3.5.7.3.3.3 Si el SBAS no proporciona la función de corrección diferencial básica, el SBAS transmitirá un $UDREI_i$ de 13 si el satélite es "no utilizar" o "no supervisado".

3.5.7.3.3.4 El parámetro $IODF_j$ en los mensajes de tipos 2 a 5, 6 ó 24 será igual a 3.

3.5.7.4 *Función de corrección diferencial básica.* Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial básica, cumplirá con los requisitos que figuran en esta sección además de los requisitos de la función de estado del satélite GNSS definidos en 3.5.7.3.

3.5.7.4.1 *Actuación de la función de corrección diferencial básica.* Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de un error horizontal que exceda de HPL_{SBAS} (según lo definido en 3.5.5.6) en más de 8 segundos consecutivos será inferior a 10^{-7} en cualquier hora, suponiéndose un usuario con latencia 0.

Nota.- Se definen los datos activos como aquellos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

3.5.7.4.2 *Correcciones a largo plazo.* Salvo en el caso de los satélites SBAS del mismo proveedor de servicios, el SBAS determinará y radiodifundirá las correcciones a largo plazo respecto a cada satélite GNSS visible (véase la nota) indicadas en la máscara PRN (valor de máscara PRN igual a

"1"). Las correcciones a largo plazo serán tales que el error de posición de los satélites en las constelaciones principales de satélites previsto en la línea de alcance óptico para cualquier usuario en la proyección del satélite después de estas correcciones a largo plazo sea inferior a 256 m (TBC). Respecto a cada satélite GLONASS, el SBAS convertirá las coordenadas de satélite en WGS-84, según se define en 3.5.5.2 antes de determinar las correcciones a largo plazo. Respecto a cada satélite GPS, la IOD de radiodifusión coincidirá con la IODE del GPS y con los 8 LSB de la IODC asociados a los datos de reloj y de efemérides utilizados para calcular las correcciones (3.1.1.3.1.4 y 3.1.1.3.2.2). Después de la transmisión de unas nuevas efemérides por parte de un satélite GPS, el SBAS continuará utilizando la antigua efemérides para determinar las correcciones de error rápidas y a largo plazo, por lo menos durante 2 minutos y por no más de 4 minutos. Respecto a cada satélite GLONASS, el SBAS calculará y radiodifundirá una IOD que conste de un tiempo de latencia y un intervalo de validez según se define en 3.5.4.4.1.

Nota.- Los criterios en cuanto a visibilidad del satélite comprenden los lugares de las estaciones de referencia y el ángulo de máscara adquirido en estos lugares.

3.5.7.4.2.1 *Para asegurar correcciones de cambio de distancia exactas, el SBAS debe reducir a un mínimo las discontinuidades en las efemérides del satélite después de la aplicación de las correcciones a largo plazo.*

3.5.7.4.3 *Correcciones rápidas.* El SBAS determinará las correcciones rápidas para cada satélite GNSS visible indicado en la máscara PRN (valor de máscara PRN igual a "1"). A no ser que IODF = 3, cada vez que cambian los datos de corrección rápida en un mensaje de tipo j (j = 2, 3, 4 ó 5), el $IODF_j$ estará en la secuencia "0, 1, 2, 0, ...".

Nota.- Si hay una condición de alarma, el $IODF_j$ puede ser igual a 3 (véase 3.5.7.4.5).

3.5.7.4.4 *Datos de temporización.* Si se proporcionan datos para GLONASS, el SBAS radiodifundirá el mensaje de temporización (mensaje de tipo 12) incluyendo el desplazamiento horario GLONASS según se define en la Tabla B-44.

3.5.7.4.5 *Datos de integridad.* Respecto a cada satélite para el que se proporcionen correcciones, el SBAS radiodifundirá datos de integridad de radiodifusión ($UDREI_i$ y opcionalmente, datos de mensaje de tipo 27 ó 28 para calcular δUDRE) tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1. Si las correcciones rápidas o a largo plazo exceden de su gama de codificación, el SBAS indicará que el satélite no funciona normalmente ("No utilizar"). Si no puede determinarse $\sigma_{i,UDRE}$, el SBAS indicará que el satélite es "No supervisado".

Si se utiliza un mensaje de tipo 6 para radiodifundir $\sigma_{i,UDRE}$, entonces:

a) el $IODF_j$ coincidirá con $IODF_j$ para las correcciones rápidas recibidas en el mensaje de tipo j respecto al cual se aplica $\sigma_{i,UDRE}$; o
b) el IODFj será igual a 3 si se aplica el valor $\sigma_{i,UDRE}$ para todas las correcciones rápidas válidas recibidas en el mensaje de tipo j que no haya expirado.

3.5.7.4.6 *Datos de degradación.* El SBAS radiodifundirá los parámetros de degradación (mensaje de tipo 7) para indicar el intervalo aplicable de temporización para las correcciones rápidas y asegurar que se satisface el requisito de integridad indicado en 3.5.7.4.1.

3.5.7.5 *Función de corrección diferencial precisa.* Si un SBAS proporciona una función de corrección diferencial precisa, cumplirá con los requisitos incluidos en esta sección además de los requisitos de la función de corrección diferencial básica de 3.5.7.4.

3.5.7.5.1 *Actuación de la función de corrección diferencial precisa.* Dada cualquier combinación válida de datos activos, la probabilidad de que se produzca una condición de fuera de tolerancia que

dure más que el tiempo hasta la alerta correspondiente será inferior a 2×10^{-7} durante cualquier aproximación, suponiéndose un usuario de latencia cero. El tiempo hasta la alerta deberá ser de 5,2 segundos para SBAS que permiten operaciones APV-II o de aproximación de precisión, y de 8 segundos para SBAS que permiten operaciones APV-I. Se definirá una condición de fuera de tolerancia como un error horizontal que excede de HPL_{SBAS} o un error vertical que excede de VPL_{SBAS} (según lo definido en 3.5.5.6). Cuando se detecta una condición de fuera de tolerancia, el mensaje de alerta resultante (radiodifundido en mensajes de tipos 2 a 5 y 6, 24, 26 ó 27) será repetido tres veces después de la modificación inicial de la condición de alerta por un total de cuatro veces en 4 segundos.

Nota 1.- Se definen los datos activos como aquellos datos que no hayan expirado según 3.5.8.1.2. En este requisito se incluyen los fallos de las constelaciones principales de satélites y del SBAS.

Nota 2.- Los mensajes subsiguientes pueden ser transmitidos a la velocidad normal de actualización.

3.5.7.5.2 *Máscara de punto reticular ionosférico (IGP).* El SBAS radiodifundirá una máscara IGP e $IODI_k$ (hasta 11 mensajes de tipo 18, correspondientes a las 11 bandas IGP). Los valores de máscara IGP indicarán si se proporcionan o no datos para cada IGP. Si se utiliza la banda 9 de IGP, entonces los valores de máscara IGP para los IGP al norte del paralelo 55°N en las bandas de 0 a 8 se pondrán a “0”. Si se utiliza la banda 10 de IGP, entonces los valores de máscara IGP para los IGP al sur del paralelo 55°S en las bandas de 0 a 8 se pondrán a “0”. El $IODI_k$ se modificará cuando haya un cambio de los valores de máscara IGP en la banda k. Se radiodifundirá la nueva máscara IGP en un mensaje de tipo 18 antes de que se dé la referencia a un mensaje correspondiente de tipo 26. El $IODI_k$ en el mensaje de tipo 26 será igual a la radiodifusión de $IODI_k$ en el mensaje de máscara IGP (mensaje de tipo 18) utilizado para designar los IGP respecto a los cuales se proporcionan datos en tal mensaje.

3.5.7.5.2.1 *Cuando se modifica la máscara IGP, el SBAS repetirá varias veces el mensaje de tipo 18 antes de que se haga referencia al mismo en un mensaje de tipo 26 para asegurar que los usuarios reciben la nueva máscara. Debe utilizarse el mismo $IODI_k$ para todas las bandas.*

3.5.7.5.3 *Correcciones ionosféricas.* El SBAS radiodifundirá correcciones ionosféricas para los IGP designados en la máscara IGP (valores de máscara IGP iguales a “1”).

3.5.7.5.4 *Datos de integridad ionosférica.* Para cada IGP respecto al cual se proporcionan correcciones, el SBAS radiodifundirá datos GIVEI tales que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1. Si la corrección ionosférica o el valor $\sigma^2_{i,GIVE}$ excede de su gama de codificación, el SBAS indicará el estado “No se utilice” (designado en los datos de corrección, (3.5.4.6) para el IGP. Si no puede determinarse $\sigma^2_{i,GIVE}$, el SBAS indicará que si IGP es “No supervisado” (designado en la codificación GIVEI).

3.5.7.5.5 *Datos de degradación.* El SBAS radiodifundirá parámetros de degradación (mensaje de tipo 10), de forma tal que se satisfaga el requisito de integridad indicado en 3.5.7.5.1.

3.5.7.6 *Funciones facultativas*

3.5.7.6.1 *Datos de temporización.* Si se radiodifunden parámetros de tiempo UTC, serán según lo definido en 3.5.4.8 (mensaje de tipo 12).

3.5.7.6.2 *Indicación de servicio.* Si se radiodifunden datos de indicación de servicio, estos serán según lo definido en 3.5.4.9 (mensaje de tipo 27) y los mensajes de tipo 28 no se radiodifundirán. Se incrementará el IODS en todos los mensajes de tipo 27 cuando haya un cambio en cualquiera de los datos del mensaje de tipo 27.

3.5.7.6.3 *Matriz de covarianza de reloj-efemérides.* Si se radiodifunden los datos de matriz de covarianza de reloj-efemérides, los mismos se radiodifundirán para todos los satélites supervisados según se define en 3.5.4.10 (mensaje de tipo 28) y no se radiodifundirán los mensajes de tipo 27.

3.5.7.7 *Supervisión*
3.5.7.7.1 *Supervisión de frecuencia de radio SBAS.* El SBAS supervisará los parámetros de satélite SBAS indicados en la Tabla B-55 y adoptará las medidas indicadas.

Nota.- Además de los requisitos de supervisión de radiofrecuencias de esta sección, será necesario presentar disposiciones especiales para supervisar la aceleración de seudodistancia especificada en la Subparte 3, 3.7.3.4.2.1.5 y el ruido de fase de portadora especificado en 3.5.2.2 y la pérdida de correlación especificada en 3.5.2.5, a no ser que el análisis y las pruebas muestren que estos parámetros no pueden exceder de los límites declarados.

3.5.7.7.2 *Supervisión de datos.* El SBAS supervisará las señales de satélite para detectar condiciones que lleven a un funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial en los receptores de a bordo con la actuación de seguimiento definida en el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.7.2.1 El subsistema de tierra utilizará el máximo más fuerte de correlación en todos los receptores empleados para generar las correcciones de seudodistancia.

3.5.7.7.2.2 El subsistema de tierra detectará también condiciones que lleven a más de un cero de cruce por los receptores de a bordo en los que se utiliza la función de discriminador pronto-tarde según lo definido en el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.7.2.3 La medida de supervisión será poner UDRE a “No utilizar” para el satélite.

3.5.7.7.2.4 El SBAS supervisará todos los datos activos que puedan ser utilizados por cualquier usuario dentro del área de servicio.

3.5.7.7.2.5 El SBAS activará una alarma en un plazo de 5,2 segundos si cualquier combinación de datos activos y de señal en el espacio del GNSS llevan a una condición de fuera de tolerancia para una aproximación de precisión o APV II (3.5.7.5.1).

3.5.7.7.2.6 El SBAS activará una alarma en un plazo de 8 segundos si cualquier combinación de datos activos y señales en el espacio del GNSS llevan a una condición de fuera de tolerancia respecto a la fase en ruta hasta la APV I (3.5.7.4.1).

Nota.- La supervisión se aplica a todas las condiciones de falla, incluidas las fallas en las constelaciones principales de satélites o en los satélites del SBAS. En esta supervisión se supone que el elemento de aeronave cumple con los requisitos de RTCA/DO-229C, excepto cuando están suplantados por 3.5.8 y el Adjunto D, 8.11.

3.5.7.8 *Resistencia a fallas de las constelaciones principales de satélites.* Al ocurrir una anomalía en las constelaciones principales de satélites, el SBAS continuará funcionando normalmente a base de las señales disponibles de satélites funcionales que puedan ser objeto de seguimiento.

3.5.8 Elementos de aeronave

Nota 1.- Los parámetros a los que se hace referencia en esta sección están definidos en 3.5.4.

Nota 2.- Es posible que algunos de los requisitos de esta sección no tengan aplicación a equipo en el que se integran los sensores adicionales de navegación, tales como equipo en el que se integra el SBAS a sensores de navegación inercial.

3.5.8.1 *Receptor GNSS con capacidad SBAS.* Excepto si se indica específicamente, el receptor GNSS con capacidad SBAS procesará las señales del SBAS y satisfará los requisitos especificados en 3.1.3.1 (receptor GPS) o en 3.2.3.1 (receptor GLONASS). Se adaptarán las mediciones de seudodistancia para cada satélite usando mediciones de portadora y un filtro de adaptación que se desvía menos de 0,1 metros en un plazo de 200 segundos después de la inicialización, relativo a la respuesta de estado permanente del filtro definido en 3.6.5.1 en presencia de deriva entre la fase de código y la fase de portadora integrada de hasta 0,01 m/s.

3.5.8.1.1 *Adquisición de satélites GEO*. El receptor podrá adquirir y seguir satélites GEO para los que un receptor estacionario en el emplazamiento de recepción del usuario experimentaría un desplazamiento Doppler de hasta ±450 Hz.

3.5.8.1.2 *Condiciones de utilización de los datos.* El receptor utilizará datos provenientes de un mensaje SBAS únicamente si se ha verificado la CRC de dicho mensaje. La recepción de un mensaje de tipo 0 proveniente de un satélite SBAS tendrá como consecuencia que deje de seleccionarse tal satélite y que se descarten por lo menos durante un minuto todos los datos provenientes del satélite. Con respecto a los satélites GPS, el receptor aplicará correcciones a largo plazo solamente si la IOD coincide con la IODE y con los 8 LSB de la IODC. Con respecto a los satélites GLONASS, el receptor aplicará correcciones a largo plazo únicamente si la hora de recepción (tr) de las efemérides GLONASS está dentro del intervalo de validez IOD siguiente, según se define en 3.5.4.4.1:

$t_{LT} – L – V \leq t_r \leq t_{LT} – L$

Nota 1.- *Para satélites SBAS, no hay ningún mecanismo de enlace entre los datos de la función telemétrica GEO (mensaje de tipo 9) y las correcciones a largo plazo.*

Nota 2.- Este requisito no implica que el receptor haya de interrumpir el seguimiento del satélite SBAS.

3.5.8.1.2.1 *Identificación de satélites SBAS*. En la adquisición o nueva adquisición de un satélite SBAS, el receptor no utilizará datos de satélites SBAS a menos que la separación calculada entre la posición del satélite, derivada de sus parámetros de función telemétrica GEO, y la derivada del mensaje de almanaque recibido más recientemente del mismo proveedor de servicio dentro de los últimos 15 minutos sea inferior a 200 km.

Nota.- Esta verificación permite asegurarse de que un receptor no confundirá dos satélites SBAS debido a una correlación cruzada durante una adquisición o nueva adquisición.

3.5.8.1.2.2 El receptor utilizará los datos de integridad o de corrección solamente si el IODP asociado a los datos coincide con el IODP asociado a la máscara PRN.

3.5.8.1.2.3 El receptor utilizará datos ionosféricos proporcionados por el SBAS (estimación de retardo vertical IGP y $GIVEI_i$) solamente si el $IODI_k$ asociado a esos datos en un mensaje de tipo 26 se adapta al IODIk asociado a la máscara de banda IGP pertinente transmitida en un mensaje de tipo 18.

3.5.8.1.2.4 El receptor utilizará los datos de integridad más recientemente recibidos respecto a los cuales el $IODF_j$ es igual a 3 o el $IODF_j$ coincide con el $IODF_j$ asociados a los datos de corrección rápida que se estén aplicando (si se proporcionan correcciones).

3.5.8.1.2.5 El receptor aplicará cualquier degradación regional al $\sigma^2_{i,UDRE,}$ según lo definido por el mensaje de servicio de tipo 27. Si un mensaje de tipo 27 con un IODS nuevo indica un δUDRE superior para emplazamiento del usuario, se aplicará inmediatamente este δUDRE superior. No se

aplicará ningún δUDRE inferior en un mensaje de tipo 27 hasta que se haya recibido el conjunto completo de mensajes con el nuevo IODS.

3.5.8.1.2.6 El receptor aplicará cualquier degradación de satélite al $\sigma^2_{i,UDRE,}$ según lo definido por el mensaje de matriz de covarianza de reloj-efemérides de tipo 28. El δUDRE obtenido de un mensaje de tipo 28 se aplicará inmediatamente.

3.5.8.1.2.7 En el caso de una pérdida de cuatro mensajes SBAS sucesivos, el receptor no prestará ya apoyo a aproximaciones de precisión con base SBAS o a operaciones APV.

3.5.8.1.2.8 El receptor no utilizará ningún parámetro de datos de radiodifusión después de que hayan expirado, según lo definido en la Tabla B-56.

3.5.8.1.2.9 El receptor no utilizará una corrección rápida si Δt para la corrección de cambio de distancia asociada excede del intervalo de expiración para correcciones rápidas, o si la antigüedad del RRC excede de 8Δt.

3.5.8.1.2.10 Se iniciará nuevamente el cálculo del RRC si se recibe respecto a tal satélite una indicación de “No utilizar” o “No supervisado”.

Tabla B-56. Intervalos de expiración de datos

Datos	Tipos de mensajes asociados	Expiración en ruta, terminal, NPA	Expiración para aproximación de precisión, APV
Matriz de covarianza de reloj-efemérides	28	360	240
SBAS en modo de prueba	0	N/A	N/A
Máscara PRN	1	600 s	600 s
UDREI	2 a 6, 24	18 s	12 s
Correcciones rápidas	2 a 5, 24	(véase la Tabla B-57)	(véase la Tabla B-57)
Correcciones a largo plazo	24, 25	360 s	240 s
Datos de función telemétrica GEO	9	360 s	240 s
Degradación de corrección rápida	7	360 s	240 s
Parámetros de degradación	10	360 s	240 s
Máscara de retícula ionosférica	18	1 200 s	1 200 s
Correcciones ionosféricas, GIVEI	26	600 s	600 s
Datos de temporización	12	86 400 s	86 400 s
Desplazamiento horario GLONASS	12	600 s	600 s
Datos de almanaque	17	Ninguna	Ninguna
Nivel de servicio	27	86 400 s	86 400 s

Nota.— Se definen los intervalos de expiración desde el fin de la recepción de un mensaje.

Tabla B-57. Evaluación del intervalo de expiración de corrección rápida

Indicador de factor de degradación de corrección rápida (ai_i)	Intervalo de expiración NPA para correcciones rápidas (I_{fc})	Intervalo de expiración PA/APV para correcciones rápidas (I_{fc})
0	180 s	120 s
1	180 s	120 s
2	153 s	102 s
3	135 s	90 s
4	135 s	90 s
5	117 s	78 s
6	99 s	66 s
7	81 s	54 s
8	63 s	42 s
9	45 s	30 s
10	45 s	30 s
11	27 s	18 s
12	27 s	18 s
13	27 s	18 s
14	18 s	12 s
15	18 s	12 s

3.5.8.1.2.11 Para aproximaciones de precisión de base SBAS u operaciones APV, el receptor utilizará solamente satélites cuyos ángulos de elevación sean iguales o superiores a 5 grados.

3.5.8.1.2.12 El receptor no prestará ya apoyo a aproximaciones de precisión de base SBAS o a operaciones APV utilizando un satélite particular si el $UDREI_i$ recibido es superior a 12.

3.5.8.2 *Función telemétrica*

3.5.8.2.1 *Aproximaciones de precisión y operaciones APV.* La media cuadrática (1 sigma) de la contribución del error total a bordo al error en una seudodistancia corregida para un satélite SBAS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Subparte 3, 3.7.3.4.4.3) en el entorno de interferencias más perjudicial, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 1,8 metros, excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos.

Nota.- El elemento de aeronave enlazará los errores ocasionados por multitrayectos y troposféricos (3.5.8.4.1). Para fines de predicción del servicio, se supone que el error de multitrayectos es inferior a 0,6 metros (1 sigma).

3.5.8.2.2 *Operaciones de salida, en ruta, de terminal, y aproximaciones que no son de precisión.* La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida para un satélite SBAS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Subparte 3, 3.7.3.4.4.3) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudicial, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 5 metros, excluidos los errores por multitrayectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.2.3 *Posición del satélite SBAS*

3.5.8.2.3.1 *Cálculo de la posición.* El receptor decodificará el mensaje de tipo 9 y determinará el desplazamiento de fase de código y la posición (X_G, Y_G, Z_G) del satélite SBAS.

3.5.8.2.3.2 *Identificación del satélite SBAS.* El receptor distinguirá entre satélites SBAS.

Nota.- Este requisito se aplica a una adquisición falsa de un satélite por razón de una correlación cruzada.

3.5.8.2.4 *Datos de almanaque*

3.5.8.2.4.1 *Deben utilizarse para adquisición los datos de almanaque proporcionados por el sistema SBAS.*

Nota.- La información sobre funcionalidad y estado proporcionada entre los datos de almanaque GEO no tiene predominio ni invalida los datos proporcionados en otros mensajes SBAS. El uso de los bits 0 a 2 por el equipo de a bordo es opcional; no existen requisitos relativos a su uso.

3.5.8.3 *Función de estado del satélite GNSS.* El receptor excluirá en la solución de la posición los satélites que se identifiquen por el SBAS como “No utilizar”. Si se utiliza la integridad proporcionada por el SBAS, no se requerirá que el receptor excluya los satélites GPS basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el GPS, según lo requerido en 3.1.3.1.1 o que excluya los satélites GLONASS basado en la bandera de funcionalidad de efemérides proporcionada por el GLONASS, según lo requerido en 3.2.3.1.1.

Nota 1.- En el caso de un satélite designado como marginal o disfuncional por la bandera de funcionalidad de las constelaciones principales de satélite, el SBAS puede radiodifundir correcciones de efemérides y de reloj que permitan al usuario continuar utilizando el satélite.

Nota 2.- Si se utilizan satélites identificados como “No supervisados” por el SBAS, en la solución de la posición, el SBAS no proporciona la función de integridad. Pueden utilizarse el ABAS o GBAS, si se dispone de los mismos, para proporcionar la función de integridad.

3.5.8.4 *Funciones diferenciales básicas y precisas*

3.5.8.4.1 *Exactitud telemétrica de las constelaciones principales de satélites.* La media cuadrática (1 sigma) de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida respecto a un satélite GPS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Subparte 3, 3.7.3.1.7.4) en las condiciones ambientales de interferencias más perjudiciales, según lo definido en 3.7 será inferior o igual a 0,4 metros, excluidos los efectos de multitrayectos, los errores residuales troposféricos y los errores residuales ionosféricos. La media cuadrática de la contribución total a bordo al error en una seudodistancia corregida para un satélite GLONASS al nivel mínimo de potencia de la señal recibida (Subparte 3, 3.2.5.4) en las condiciones ambientales de interferencia más perjudiciales, según lo definido en 3.7, será inferior o igual a 0,8 metros, excluidos los errores residuales por multitrayectos, troposféricos e ionosféricos.

3.5.8.4.2 *Aproximaciones de precisión y operaciones APV*

3.5.8.4.2.1 El receptor calculará y aplicará correcciones a largo plazo, correcciones rápidas, correcciones de seudodistancia y las correcciones ionosféricas de radiodifusión. Para los satélites GLONASS, las correcciones ionosféricas recibidas del SBAS se multiplicarán por el cuadrado de la relación de las frecuencias GLONASS a GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.8.4.2.2 El receptor utilizará una solución de posición de mínima cuadrática ponderada.

3.5.8.4.2.3 El receptor aplicará un modelo troposférico tal que los errores residuales de seudodistancia tengan un valor medio (μ) inferior a 0,15 metros y una desviación de 1 sigma inferior a 0,07 metros.

Nota.- Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el Adjunto D, 6.5.4.

3.5.8.4.2.4 El receptor calculará y aplicará niveles de protección horizontal y vertical definidos en 3.5.5.6. En este cálculo, σ_{tropo} será:

$$\frac{1}{\sqrt{0{,}002+\mathrm{sen}^2(\theta_i)}} \times 0{,}12 \text{ m}$$

siendo Θ_i el ángulo de elevación la i-ésima del satélite.

Además, σ_{air} satisfará la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σ_{air} limitan la distribución de errores para los errores residuales de seudodistancia de la aeronave en la forma siguiente:

$$\int_{y}^{\infty} f_n(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

siendo:

$f_n(x)$ = función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Nota.- El margen normalizado para multitrayectos a bordo definido en 3.6.5.5.1 puede ser utilizado para limitar los errores de multitrayectos.

3.5.8.4.2.5 Los parámetros que definen la trayectoria de aproximación para una sola aproximación de precisión o APV figurarán en el bloque de datos FAS.

Nota 1.- La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de franqueamiento del umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). El plano horizontal local para la aproximación es un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir, tangente al elipsoide en el LTP/FTP. La vertical local para la aproximación es normal al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. El punto de intersección de la trayectoria de planeo (GPIP) es aquél en que la trayectoria de aproximación final corta al plano horizontal local.

Nota 2.- Para el SBAS, los bloques de datos FAS se almacenan en las bases de datos de a bordo. El formato de los datos para la validación de la verificación de redundancia cíclica se indica en el Adjunto D, 6.6 y difiere del bloque de datos FAS del GBAS indicado en 3.6.4.5.

3.5.8.4.2.5.1 Los parámetros del bloque de datos FAS serán los siguientes (véase la Tabla B-57A):

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa
1 a 15 = libre (extra)

ID de proveedor de servicio SBAS: proveedor de servicio asociado a este bloque de datos FAS.

Codificación: Véase la Tabla B-27.

14 = bloque de datos FAS que debe utilizarse solamente con GBAS.
15 = bloque de datos FAS que puede utilizarse con cualquier proveedor de servicio SBAS.

ID de aeropuerto: designador de tres o cuatro letras utilizado para designar un aeródromo.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los 6 bits inferiores de su representación en IA-5. Para cada carácter, b1 se transmite en primer lugar y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y IA-5 “espacio”. Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para una ID de aeropuerto de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será IA-5 “espacio”.

Número de pista: orientación de la pista, curso de aproximación final respecto al punto en el espacio o curso según el procedimiento únicamente de circuito SBAS redondeado a los 10° más cercanos y reducido a dos caracteres.

Codificación: 01 a 36 = número de pista

Nota.- Para operaciones de helipuerto, el valor del número de pista es el número entero que se aproxime más a una décima parte del curso de la aproximación final, excepto cuando dicho número entero sea cero, en cuyo caso el número de pista es 36.

Letra de pista: designador de una letra utilizado, según corresponda, para distinguir entre pistas paralelas.

Codificación: 0 = ninguna letra
1 = R (derecha)
2 = C (centro)
3 = L (izquierda)

Designador de actuación de aproximación: este campo no se utiliza para SBAS.

Indicador de ruta: “espacio en blanco” o identificador de una letra utilizada para distinguir entre múltiples procedimientos al mismo extremo de pista.

Nota.- Los procedimientos se consideran diferentes aunque sólo difieran por el tramo de aproximación final.

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b1 a b5 de su representación en IA-5. El bit b1 se transmite en primer lugar. Solamente se utilizan mayúsculas, excluidas “I” y “O”, o

"espacio" (espacio en blanco) IA-5. El espacio en blanco indica que hay un solo procedimiento al extremo de pista. Para múltiples procedimientos al mismo extremo de pista, el indicador de ruta se codifica utilizando una letra a partir de Z y retrocediendo en el alfabeto para procedimientos adicionales. *Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS):* este campo no se utiliza para SBAS. *Identificador de trayectoria de referencia (RPI):* cuatro caracteres utilizados para designar inequívocamente la trayectoria de referencia; consisten en tres caracteres alfanuméricos más un espacio en blanco o cuatro caracteres alfanuméricos.

Nota.- La mejor práctica de la industria ajusta la codificación del segundo y tercer caracteres con el número de pista codificado. El último carácter es una letra a partir de A o un "espacio en blanco".

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b_1 a b_6 de su representación en IA-5. Para cada carácter, b_1 se transmite en primer lugar y se adjuntan 2 bits cero después de b_6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y IA-5 "espacio". Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para un identificador de trayectoria de referencia de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será IA-5 "espacio".

Nota.- El LTP/FTP es un punto por encima del cual pasa la trayectoria FAS a una altura por encima de la altura LTP/FTP definida por la TCH.

Tabla B-57A. Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS)

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Tipo de operación	4	0 a 15	1
ID de proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1
ID de aeropuerto	32	—	—
Número de pista	6	01 a 36	1
Letra de pista	2	—	—
Designador de performance de aproximación	3	0 a 7	1
Indicador de ruta	5	—	—
Selector de datos para trayectoria de referencia	8	0 a 48	1
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—
Latitud de LTP/FTP	32	± 90,0°	0,0005 segarc
Longitud de LTP/FTP	32	± 180,0°	0,0005 segarc
Altura de LTP/FTP	16	–512,0 a 6 041,5 m	0,1 m
Latitud de ΔFPAP	24	± 1,0°	0,0005 segarc
Longitud de ΔFPAP	24	± 1,0°	0,0005 segarc
TCH de aproximación *(Nota 1)*	15	0 a 1 638,35 m o (0 a 3 276,7 ft)	0,05 m o (0,1 ft)
Selector de unidades TCH de aproximación	1	—	—
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	0 a 90,0°	0,01°
Anchura de curso	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m
Desplazamiento de longitudΔ	8	0 a 2 032 m	8 m
Límite de alerta horizontal (HAL)	8	0 a 51,0 m	0,2 m
Límite de alerta vertical (VAL) *(Nota 2)*	8	0 a 51,0 m	0,2 m
CRC de tramo de aproximación final	32	—	—

Nota 1.— La información puede proporcionarse en pies o en metros, según lo indicado en el selector de unidades TCH de aproximación.

Nota 2.— Cuando VAL es 0, significa que las desviaciones verticales no se emplearán (es decir, una aproximación únicamente con guía lateral). Esto no impide que se proporcione guía vertical de asesoramiento para tales aproximaciones; véase FAA AC 20-138().

Latitud LTP/FTP: latitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: un valor positivo denota latitud norte.

un valor negativo denota latitud sur.

Longitud de LTP/FTP: longitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: un valor positivo denota longitud este.
un valor negativo denota longitud oeste.

Altura LTP/FTP: altura del LTP/FTP por encima del elipsoide WGS-84.

Codificación: Este campo se codifica como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de –512 m. Un valor de cero en este campo coloca al LTP/FTP 512 m por debajo del elipsoide terrestre.

Nota.- El FPAP es un punto a la misma altura que el LTP/FTP utilizado para definir la alineación de la aproximación. El origen de las desviaciones angulares en sentido lateral se define como 305 m (1 000 ft) más allá del FPAP a lo largo de la trayectoria FAS lateral. Para una aproximación alineada con la pista, el FPAP está en el extremo de parada de la pista o más allá.

Latitud ∆FPAP: diferencia de latitud del FPAP de la pista respecto al LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Un valor positivo denota que la latitud del FPAP está al norte de la latitud del LTP/FTP.
Un valor negativo denota que la latitud del FPAP está al sur de la latitud del LTP/FTP.

Longitud ∆FPAP: diferencia de longitud del FPAP de la pista respecto al LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Un valor positivo denota que la longitud del FPAP está al este de la longitud del LTP/FTP.
Un valor negativo indica que la longitud del FPAP está al oeste de la longitud del LTP/FTP.

TCH de aproximación: altura de la trayectoria del FAS por encima del LTP/FTP definida en pies o metros según lo indicado por el selector de unidades TCH.

Selector de unidades TCH de aproximación: las unidades utilizadas para describir la TCH.

Codificación: 0 = pies
1 = metros

Ángulo de trayectoria de planeo (GPA): ángulo de la trayectoria FAS respecto al plano horizontal tangente al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP.

Anchura de curso: desplazamiento lateral respecto a la trayectoria definida por el FAS en el LTP/FTP en que se obtiene la deflexión de escala completa de un indicador de desviación de curso.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de 80 m. Un valor de cero en este campo indica una anchura de curso de 80 m en el LTP/FTP.

Desplazamiento de longitud ∆: distancia desde el extremo de parada de la pista hasta el FPAP.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona.

HAL: Límite de alarma horizontal que debe utilizarse durante la aproximación (en metros).

VAL: Límite de alarma vertical que debe utilizarse durante la aproximación (en metros).

CRC de tramo de aproximación final: CRC de 32 bits que se adjunta al extremo de cada bloque de datos FAS para asegurar la integridad de los datos de aproximación. Se calculará la CRC del tramo de aproximación final de 32 bits de conformidad con 3.9.

La longitud del código CRC será de k = 32 bits.

El polinomio generador de CRC será:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

El campo de información CRC M(x) será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{288} m_i x^{288-i} = m_1 x^{287} + m_2 x^{286} + \ldots + m_{288} x^0$$

Se formará M(x) a partir de todos los bits del bloque de datos FAS asociado, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m1 corresponda al LSB del campo de tipo de operación y m_{288} al MSB del campo de límite de alarma vertical (VAL). La CRC se pondrá en un orden tal que r_1 sea el LSB y r_{32} el MSB.

3.5.8.4.2.5.2 Para las aproximaciones de precisión y operaciones APV, la ID del proveedor de servicio radiodifundida en el mensaje de tipo 17 será idéntica a la ID del proveedor de servicio que figura en el bloque de datos FAS, excepto si la ID es igual a 15 en el bloque de datos FAS.

Nota.- Si la ID del proveedor de servicio en el bloque de datos FAS es igual a 15, entonces puede utilizarse cualquier proveedor de servicio. Si la ID del proveedor de servicio en el bloque de datos FAS es igual a 14, entonces no pueden utilizarse para la aproximación las correcciones diferenciales precisas del SBAS.

3.5.8.4.2.5.3 *Exactitud de los puntos de datos FAS del SBAS.* El error de levantamiento de todos los puntos de datos FAS, respecto a WGS-84, será inferior a 0,25 m en sentido vertical y a 1 m en sentido horizontal.

3.5.8.4.3 *Operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximaciones que no son de precisión*

3.5.8.4.3.1 El receptor calculará y aplicará las correcciones a largo plazo, las correcciones rápidas y las correcciones de cambio de distancia.

3.5.8.4.3.2 El receptor calculará y aplicará las correcciones ionosféricas.

Nota.- En 3.1.2.4 y 3.5.5.5.2 se proporcionan dos métodos de calcular las correcciones ionosféricas.

3.5.8.4.3.3 El receptor aplicará un modelo troposférico tal que los errores residuales de seudodistancia tengan un valor medio (μ) inferior a 0,15 metros y una desviación normal inferior a 0,07 metros.

Nota.- Se elaboró un modelo que satisface este requisito. Se proporciona orientación en el Adjunto D, 6.5.4.

3.5.8.4.3.4 El receptor calculará y aplicará niveles de protección horizontal y vertical definidos en 3.5.5.6. En este cálculo
σ_{tropo} será:

$$\frac{1}{\sqrt{0{,}002+\mathrm{sen}^2(\theta_i)}}\times 0{,}12\ \mathrm{m}$$

siendo Θ_i el ángulo de elevación la i-ésima del satélite.

Además, σ_{air} satisfará la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σ_{air} limitan la distribución de errores para los errores residuales de seudodistancia de la aeronave en la forma siguiente:

$$\int_{y}^{\infty} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

siendo:

$f_n(x)$ = función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt$$

Nota.- El margen normalizado para multitrayectos a bordo definido en 3.6.5.5.1 puede ser utilizado para limitar los errores de multitrayectos.

3.5.8.4.4 *Para operaciones de salida, en ruta, de terminal y aproximaciones que no son de precisión, el receptor debe utilizar las correcciones ionosféricas de radiodifusión, de disponer de las mismas, y un modelo troposférico con actuación igual a la especificada en 3.5.8.4.3.*

3.5.9 INTERFAZ ENTRE LOS SBAS

Nota.- En el Adjunto D, 6.3 se presentan textos de orientación acerca de la interfaz entre los diversos proveedores del servicio SBAS.

69.3.6 Sistema de aumentación basado en tierra (GBAS)
y sistema regional de aumentación basado en tierra (GRAS)

3.6.1 Generalidades

El GBAS constará de un subsistema de tierra y de un subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GBAS proporcionará datos y correcciones para las señales telemétricas del GNSS por mediación de una radiodifusión de datos VHF digitales hacia el subsistema de aeronave. El subsistema de tierra GRAS constará de uno o más subsistemas de tierra GBAS.

Nota.- En el Adjunto D, 7.1 figuran textos de orientación.

3.6.1.1 *Tipos de servicio GBAS.* El subsistema de tierra GBAS prestará apoyo al servicio de determinación de la posición o al servicio de aproximación, o bien a ambos tipos de servicio.

Nota 1.— Tipos de servicio se refiere a un conjunto coincidente de requisitos funcionales y de actuación de tierra y de aeronave que permite garantizar que el equipo de a bordo pueda lograr una performance de navegación cuantificable. En el Adjunto D, 7.1, figuran textos de orientación relativos a los tipos de servicio.

Nota 2.— Las características de las instalaciones de tierra GBAS se especifican en la clasificación de las instalaciones GBAS (GFC). Muchos de los requisitos de actuación y funcionales del GBAS dependen de la GFC. Estos SARPS están organizados según los requisitos que se aplican a un determinado elemento de la clasificación de las instalaciones (es decir, la letra del tipo de servicio de aproximación de la instalación (FAST), la polarización de la instalación, etc.). En el Adjunto D, 7.1.4.1, figuran textos de orientación relativos a la clasificación de las instalaciones.

3.6.1.2 Todos los subsistemas de tierra GBAS cumplirán los requisitos de 3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, 3.6.4, 3.6.6 y 3.6.7, a menos que se indique otra cosa. El subsistema de tierra FAST D cumplirá también con todos los requisitos de FAST C, además de los requisitos específicos de FAST D.

3.6.2 Características RF

3.6.2.1 *Estabilidad de la frecuencia portadora.* Se mantendrá la frecuencia portadora de la radiodifusión de datos en un entorno de ±0,0002% de la frecuencia asignada.

3.6.2.2 *Codificación de bits a cambio fase.* Se ensamblarán los mensajes GBAS en símbolos, cada uno de los cuales constará de 3 bits de mensaje consecutivos. El fin del mensaje se rellenará con uno o dos bits de relleno puestos a cero, si fuera necesario para formar el último símbolo de 3 bits del mensaje. Los símbolos se convertirán a desplazamiento de fase de portadora D8PSK ($\Delta\phi_k$), de conformidad con lo indicado en la Tabla B-58.

Nota.- La fase de portadora para el k-ésimo símbolo (ϕ_k) está dada por: $\phi_k = \phi_{k-1} + \Delta\phi_k$. La señal D8PSK puede producirse, como se ilustra en la Figura B-19, al combinar dos señales RF de cuadratura cuya modulación de amplitud y cuya supresión de portadora se realicen en forma independiente y por medio de impulsos filtrados por la banda de base. Un aumento positivo en $\Delta\phi_k$ representa una rotación en sentido contrario al de las manecillas del reloj en el plano complejo I-Q de la Figura B-19

Tabla B-58. Codificación de datos

Bits de mensaje			Desplazamiento de fase de símbolos
I_{3k-2}	I_{3k-1}	I_{3k}	$\Delta\phi_k$
0	0	0	$0\pi/4$
0	0	1	$1\pi/4$
0	1	1	$2\pi/4$
0	1	0	$3\pi/4$
1	1	0	$4\pi/4$
1	1	1	$5\pi/4$
1	0	1	$6\pi/4$
1	0	0	$7\pi/4$

Nota.— I_j es el j-ésimo bit de la ráfaga por transmitir, siendo I_1 el primer bit de la secuencia de acondicionamiento.

3.6.2.3 *Forma de onda de modulación y filtros de forma de impulsos.* La salida del codificador de fase diferencial se filtrará mediante un filtro de forma de impulsos cuya salida s(t) se describe con la ecuación:

$$s(t)=\sum_{k=-\infty}^{k=\infty} e^{j\phi_k}\, h\,(t-kT)$$

siendo:

h = la respuesta de impulsos del filtro de coseno elevado;
ϕ_k = (según se define en 3.6.2.2);
t = la hora; y
T = la duración de cada símbolo = 1/10 500 segundos.

Este filtro de forma de impulsos tendrá una respuesta nominal de frecuencia compleja de un filtro de coseno elevado con α = 0,6. La respuesta de tiempo, h(t), y la respuesta de frecuencia, H(f), de los filtros de banda de base serán los siguientes:

$$h(t)=\frac{\operatorname{sen}\left(\frac{\pi t}{T}\right)\cos\left(\frac{\pi\alpha t}{T}\right)}{\frac{\pi t}{T}\left[1-\left(\frac{2\alpha t}{T}\right)^2\right]}$$

$$H(f)=\begin{cases} 1 & \text{para} \quad 0\le f<\frac{1-\alpha}{2T} \\ \frac{1-\operatorname{sen}\left(\frac{\pi}{2\alpha}(2fT-1)\right)}{2} & \text{para} \quad \frac{1-\alpha}{2T}\le f\le\frac{1+\alpha}{2T} \\ 0 & \text{para} \quad f>\frac{1+\alpha}{2T} \end{cases}$$

La salida s(t) del filtro de forma de impulsos modulará la portadora.

3.6.2.4 *Magnitud del vector de error.* La magnitud del vector de error de la señal transmitida será inferior a 6,5% de la media cuadrática.

3.6.2.5 *Velocidad de transmisión de datos RF.* La velocidad de transmisión de símbolos será de 10 500 símbolos por segundo ±0,005%, lo que lleva a una velocidad nominal de transmisión de bits de 31 500 bits por segundo.

3.6.2.6 *Emisiones en intervalos de tiempo no asignados.* En cualesquiera condiciones de funcionamiento, la potencia máxima dentro de la anchura de banda de canal de 25 kHz, con centro en la frecuencia asignada, al medirse en cualquier intervalo de tiempo no asignado, no excederá de –105 dB por referencia a la potencia del transmisor autorizada.

Nota.- Es posible que el valor de –105 dBc no sea suficiente para proteger la recepción de emisiones en un intervalo asignado a otro transmisor deseado en el caso de receptores que estén a menos de 80 metros de distancia de la antena transmisora no deseada.

3.6.3 Estructura de datos

3.6.3.1 *Temporización del transmisor*

3.6.3.1.1 *Estructura de temporización para radiodifusión de datos.* La estructura de temporización del acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA) se basará en tramas e intervalos de tiempo. Cada trama tendrá una duración de 500 milisegundos. Habrá 2 de tales tramas incluidas en cada época UTC de 1 segundo. La primera de estas tramas se iniciará al principio de la época UTC y la segunda trama se iniciará 0,5 segundos después del principio de la época UTC. La trama estará multiplexada por subdivisión en el tiempo de forma tal que conste de 8 intervalos de tiempo particulares (A a H) de una duración de 62,5 milisegundos.

3.6.3.1.2 *Ráfagas.* Cada intervalo de tiempo asignado constará como máximo de 1 ráfaga. Para iniciar el uso de un intervalo de tiempo, el GBAS radiodifundirá una ráfaga en ese intervalo de tiempo en cada una de las 5 tramas consecutivas. Para cada intervalo de tiempo que se esté utilizando, el subsistema de tierra difundirá una ráfaga por lo menos en una trama de cada 5 tramas consecutivas.

Nota 1.- Las ráfagas constarán de uno o más mensajes y pueden ser de longitud variable hasta el máximo permitido dentro del intervalo, según lo requerido en 3.6.3.2.

Nota 2.- Durante la iniciación de intervalo de tiempo, el receptor de a bordo pudiera no recibir las primeras 4 ráfagas.

3.6.3.1.3 *Balance de temporización de ráfagas*

3.6.3.1.3.1 Cada ráfaga estará comprendida en un intervalo de tiempo de 62,5 milisegundos.

3.6.3.1.3.2 El principio de la ráfaga ocurrirá 95,2 microsegundos después del principio del intervalo de tiempo con una tolerancia de ±95,2 microsegundos.

3.6.3.1.3.3 En el equipo GBAS/E, el principio de la sincronización y de la parte de resolución de ambigüedades de la ráfaga, transmitido con polarización horizontal (HPOL), ocurrirá dentro de los 10 microsegundos del principio de la ráfaga transmitida con polarización vertical (VPOL).

Nota.- En la Tabla B-59 se ilustra la temporización de ráfagas.

3.6.3.1.4 *Ascenso y estabilización de potencia del transmisor.* El transmisor ascenderá hasta el 90% del nivel de potencia en estado permanente dentro de 190,5 microsegundos después del principio de la ráfaga (2 símbolos). El transmisor se estabilizará a la potencia en estado permanente dentro de 476,2 microsegundos después del principio de la ráfaga (5 símbolos).

Nota.- El período de estabilización de potencia del transmisor puede ser utilizado por el receptor de aeronave para ajustar su control automático de ganancia.

3.6.3.1.5 *Descenso.* Después de ser transmitido el símbolo final de información en un intervalo de tiempo asignado, el nivel de potencia de salida del transmisor disminuirá por lo menos hasta 30 dB por debajo de la potencia de estado permanente dentro de 285,7 microsegundos (3 símbolos).

3.6.3.2 *Organización y codificación de las ráfagas.* Cada ráfaga constará de los elementos de datos indicados en la Tabla B-60. En la codificación de los mensajes se seguirá la secuencia siguiente: formateo de datos de aplicación, generación de corrección de errores sin canal de retorno (FEC) de la secuencia de acondicionamiento, generación de FEC de aplicación y codificación secreta de bits.

3.6.3.2.1 *Sincronización y resolución de ambigüedad.* El campo de sincronización y de resolución de ambigüedad constará de la secuencia de 48 bits indicada a continuación, con el bit más a la derecha transmitido en primer lugar:

010 001 111 101 111 110 001 100 011 101 100 000 011 110 010 000

3.6.3.3 *Contenido de datos codificados en secreto*

3.6.3.3.1 *Identificador de intervalo de estación (SSID).* El SSID será un valor numérico correspondiente a la designación de letra A a H del primer intervalo de tiempo asignado al subsistema de tierra GBAS, estando el intervalo A representado por 0, el B por 1, el C por 2, … y el H por 7. El identificador se transmite con el LSB en primer lugar.

Tabla B-59. Temporización de ráfagas

Suceso	Duración nominal del suceso	Porcentaje nominal de la potencia de estado permanente
Ascenso	190,5 µs	0% a 90%
Estabilización de potencia del transmisor	285,7 µs	90% a 100%
Sincronización y resolución de ambigüedad	1 523,8 µs	100%
Transmisión de datos codificados en secreto	58 761,9 µs	100%
Descenso	285,7 µs (Nota 1)	100% a 0%

Notas.-

1. *La duración del suceso indicada para la transmisión de datos codificados en secreto corresponde a la longitud máxima de datos de aplicación de 1 776 bits, 2 bits de relleno y a la duración nominal de símbolos.*
2. *Estos requisitos de temporización proporcionan un tiempo de guarda de propagación de 1 259 microsegundos, permitiendo un alcance de propagación en un sentido de aproximadamente 370 km (200 NM).*
3. *Cuando puedan recibirse ráfagas de una antena de radiodifusión GBAS a una distancia que es más de 370 km (200 NM) mayor que la distancia desde otra antena de radiodifusión en la que se utiliza el siguiente intervalo adyacente, se requiere un tiempo de guarda más prolongado para evitar la pérdida de ambas ráfagas. Para proporcionar un tiempo de guarda más prolongado, es necesario limitar la longitud de los datos de aplicación de la primera ráfaga a un valor de 1 744 bits. Esto permite una diferencia de distancias de propagación de hasta 692 km (372 NM) sin ningún conflicto.*

Tabla B-60. Contenido de datos de ráfaga

Elemento	Contenidos de datos	Número de bits
Principio de ráfaga	todos ceros	15
Estabilización de potencia		
Sincronización y resolución de ambigüedad	3.6.3.2.1	48
Datos codificados en secreto:	3.6.3.3	
identificador de intervalo de estación (SSID)	3.6.3.3.1	3
longitud de transmisión	3.6.3.3.2	17
FEC de la secuencia de acondicionamiento	3.6.3.3.3	5
datos de aplicación	3.6.3.3.4	hasta 1 776
FEC de aplicación	3.6.3.3.5	48
bits de relleno (nota)	3.6.2.2	0 a 2

Nota.- La codificación secreta de datos en los bits de relleno es facultativa (3.6.3.3.6).

3.6.3.3.2 *Longitud de transmisión.* La longitud de transmisión indicará el número total de bits en los datos de aplicación y FEC de aplicación. La longitud de transmisión se transmite con el LSB en primer lugar.

3.6.3.3.3 *FEC de la secuencia de acondicionamiento.* Se calculará el FEC de la secuencia de acondicionamiento por el SSID y los campos de longitud de transmisión, utilizando un código de bloque (25, 20), de conformidad con la siguiente ecuación:

$[P_1, ..., P_5] = [SSID_1, \ldots, SSID_3, TL_1, \ldots, TL_{17}]\ H^T$

siendo:

P_n = el enésimo bit del FEC de la secuencia de acondicionamiento (P_1 se transmitirá en primer lugar);
$SSID_n$ = el enésimo bit del identificador de intervalo de estación ($SSID_1$ = LSB);
TL_n = el enésimo bit en la longitud de transmisión (TL_1 = LSB); y
H^T = la transposición de la matriz de paridad, definida a continuación.

$$H^T = \begin{bmatrix} 0&0&0&0&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 0&0&1&1&1&1&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 1&1&0&0&0&1&1&1&0&0&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1 \\ 1&1&0&1&1&0&1&1&0&1&0&1&0&0&1&1&0&0&1&1 \\ 0&1&1&0&1&0&0&1&1&1&1&0&0&1&0&1&0&1&0&1 \end{bmatrix}^T$$

Nota.- Este código es capaz de corregir todos los errores aislados de bits y de detectar 75 de 300 errores de bits dobles posibles.

3.6.3.3.4 *Datos de aplicación.* Los datos de aplicación constarán de uno o más bloques de mensaje, según lo definido en 3.6.3.4. Se establecerá la correspondencia de los bloques de mensaje directamente con los datos de aplicación sin bitios adicionales de capas intercaladas.

3.6.3.3.5 *FEC de aplicación.* Se calculará el FEC de aplicación utilizando los datos de aplicación mediante un código sistemático Reed-Solomon de longitud fija (R-S) (255, 249).

3.6.3.3.5.1 La primitiva p(x), del código R-S que define el campo será:

$p(x) = x^8 + x^7 + x^2 + x + 1$

3.6.3.3.5.2 El polinomio generador del código R-S, g(x), será:

$$g(x) = \prod_{i=120}^{125} (x - \alpha^i) = x^6 + \alpha^{176}x^5 + \alpha^{186}x^4 + \alpha^{244}x^3 + \alpha^{176}x^2 + \alpha^{156}x + \alpha^{225}$$

siendo α una raíz de p(x) utilizada para construir el campo Galois de tamaño 2^8, GF(256), y α^i el i-ésimo elemento de la primitiva en GF(256).

3.6.3.3.5.3 Al generar FEC de aplicación, los datos por codificar, m(x), se agruparán en símbolos R-S de 8 bits. Todos los campos de datos en los bloques de mensajes que definen los datos de aplicación se pondrán en el orden especificado en las Tablas B-61 y B-62, y en las tablas de mensajes de 3.6.6. Sin embargo, puesto que el código R-S es un código en bloques, los bloques de datos de aplicación más cortos que 249 multietos (1 992 bits) se ampliarán a 249 multietos mediante bits de relleno virtual puestos a cero y adjuntos a los datos de aplicación. Estos bits de relleno virtual no se transferirán al codificador secreto de bits. Los datos por codificar m(x) estarán definidos por:

$m(x) = a_{248}x^{248} + a_{247}x^{247} + ... + a_{248\text{-longitud}+1}\, x^{248\text{-longitud}+1} + a_{248\text{-longitud}}\, x^{248\text{-longitud}} + ... + a_1x + a_0$

siendo:

la longitud el número de multietos de 8 bits en el bloque de datos de aplicación;

a_{248} el identificador de bloque de mensaje, con el bit más a la derecha definido como LSB y el primer bit de los datos de aplicación enviado al codificador secreto de bits;
$a_{248\text{-longitud}+1}$ el último multieto en el CRC de bloque de mensaje, con el bit más a la izquierda definido como el MSB y el último bit de los datos de aplicación enviados al codificador secreto de bits; y

$a_{248\text{-longitud}}$, ..., a_1, a_0 los bits de relleno virtual (de haberlos).

Tabla B-61. Formato de un bloque de mensaje GBAS

Bloque de mensaje	Bits
Encabezador de bloque de mensaje	48
Mensaje	hasta 1 696
CRC	32

Tabla B-62. Formato del encabezador de bloque de mensaje

Campo de datos	Bits
Identificador de bloque de mensaje	8
ID de GBAS	24
Identificador de tipo de mensaje	8
Longitud del mensaje	8

3.6.3.3.5.4 Los 6 símbolos de verificación R-S (bi) se definirán como coeficientes del resto que se obtiene al dividir el polinomio del mensaje x6m(x) por el polinomio generador g(x):

$$b(x) = \sum_{i=0}^{5} b_i x^i + b_5x^5 + b_4x^4 + b_3x^3 + b_2x^2 + b_1x + b_0 = [x^6 m(x)] \bmod g(x)$$

3.6.3.3.5.5 Estos símbolos de verificación R-S de 8 bits se adjuntarán a los datos de aplicación. Cada símbolo de verificación R-S de 8 bits será transmitido con el MSB en primer lugar desde b_0 a b_5, es decir el primer bit FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el MSB de b_0 y el bit último FEC de aplicación transferido al codificador secreto de bits será el LSB de b_5.

Nota 1.- Este código R-S es capaz de corregir hasta 3 errores de símbolos.

Nota 2.- El orden de los símbolos de verificación R-S de 8 bits transmitidos de la FEC de aplicación adjunta difiere del modo VDL 2. Además, para el modo VDL 2 cada símbolo de verificación R-S se transmite con LSB en primer lugar.

Nota 3.- En el Adjunto D, 7.15 se presentan como ejemplo los resultados de la codificación FEC de aplicación.

3.6.3.3.6 *Codificación secreta de bits*
3.6.3.3.6.1 La salida de un codificador secreto de seudo-ruido con un registro de generador de 15 etapas será un OR exclusivo con los datos de ráfagas empezando con el SSID, y terminando con el FEC de aplicación. La codificación secreta de bits y el valor puesto en los bits de relleno son facultativos.

Nota.- El receptor de aeronave no utiliza los bits de relleno y sus valores no repercuten en el sistema.

3.6.3.3.6.2 El polinomio para las tomas de registro de codificador secreto será $1 + x + x^{15}$. El contenido del registro rotará a una velocidad de 1 desplazamiento por bit. El estado inicial del registro, antes del primer bit SSID de cada ráfaga será “1101 0010 1011 001”, con el bit más a la izquierda en la primera etapa del registro. El primer bit de salida del codificador secreto será objeto de muestreo antes del primer desplazamiento de registro.

Nota.- En el Adjunto D, 7.4 se presenta un diagrama del codificador secreto de bits.

3.6.3.4 *Formato de bloque de mensaje.* Los bloques de mensajes constarán de un encabezador de bloque de mensaje, un mensaje y una CRC de 32 bits. En la Tabla B-61 se muestra la construcción del bloque de mensaje. Todos los parámetros con signo serán números de complemento de dos y todos los parámetros sin signo serán números de punto fijo sin signo. La escala de los datos será la indicada en las tablas de mensaje de 3.6.6. Se transmitirán todos los campos de datos en el bloque de mensaje en el orden especificado en las tablas de mensajes con el LSB de cada campo transmitido en primer lugar.

Nota.- Todas las representaciones binarias leyendo de izquierda a derecha son de MSB a LSB.

3.6.3.4.1 *Encabezador de bloque de mensaje.* El encabezador de bloque de mensaje constará de un identificador de bloque de mensaje, un identificador (ID) de GBAS, un identificador de tipo de mensaje y la longitud del mensaje, según lo indicado en la Tabla B-62. *Identificador de bloque de mensaje:* el identificador de 8 bits para el modo de funcionamiento del bloque de mensaje GBAS.

Codificación: 1010 1010 = Mensaje GBAS normal
1111 1111 = Mensaje GBAS de prueba
Todos los demás valores están reservados.

ID GBAS: la identificación de GBAS de 4 caracteres para distinguir entre subsistemas de tierra GBAS.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b1 a b6 de su representación en el alfabeto internacional núm. 5 (IA-5). Para cada carácter, el bit b1 se transmite en primer lugar y se transmiten 6 bits para cada carácter. Solamente se utilizan letras mayúsculas, dígitos numéricos y “espacio” de IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar. Para una ID de GBAS de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será “espacio” de IA-5.

Nota.- La ID de GBAS es normalmente idéntica al indicador de lugar del aeropuerto más cercano. Se coordinará la asignación de las ID de GBAS, según corresponda para evitar conflictos.

Identificador de tipo de mensaje: la etiqueta numérica por la que se identifica el contenido del mensaje (véase la Tabla B-63).

Longitud del mensaje: la longitud del mensaje en bytes de 8 bits incluidos el encabezador de bloque de mensaje de 6 bytes, el mensaje y el código CRC de mensaje de 4 bytes.

3.6.3.4.2 *Verificación de redundancia cíclica (CRC).* Se calculará la CRC del mensaje GBAS de conformidad con 3.9.

3.6.3.4.2.1 La longitud del código CRC será k = 32 bits.

3.6.3.4.2.2 El polinomio generador de CRC será:

$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$

3.6.3.4.2.3 El campo de información CRC, *M(x)*, será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-i} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0$$

3.6.3.4.2.4 Se formará M(x) a partir del encabezador de bloque de mensaje GBAS de 48 bits y todos los bits del mensaje de longitud variable, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m1 corresponda al primer bit del encabezador de bloque de mensaje transmitido, y mn corresponda al último bit transmitido de los (n – 48) bits de mensaje.

3.6.3.4.2.5 La CRC se pondrá en tal orden que r_1 sea el primer bit transmitido y r_{32} sea el último bit transmitido.

Tabla B-63. Mensajes de radiodifusión de datos VHF de GBAS

Identificador de tipo de mensaje	Nombre del mensaje
0	Extra
1	Correcciones de seudodistancia
2	Datos relacionados con el GBAS
3	Mensaje nulo
4	Datos de tramo de aproximación final (FAS)
5	Disponibilidad pronosticada de fuente telemétrica
6	Reservado
7	Reservado para aplicaciones nacionales
8	Reservado para aplicaciones de prueba
9 a 10	Extra
11	Correcciones de seudodistancia–seudodistancias con adaptación de 30 segundos
12 a 100	Extra
101	Correcciones de seudodistancia GRAS
102 a 255	Extra
Nota.— Véanse en 3.6.6 los formatos de mensaje	

3.6.4 Contenido de datos

3.6.4.1 *Tipos de mensaje.* Los tipos de mensajes que pueden ser transmitidos por el GBAS serán los indicados en la Tabla B-63.

3.6.4.2 *Mensaje de TIPO 1 — correcciones de seudodistancia*

3.6.4.2.1 El mensaje de tipo 1 proporciona los datos de corrección diferencial para las fuentes telemétricas GNSS particulares (Tabla B-70). El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera adicional de mensaje, número de mediciones y tipo de medición);
b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y
c) bloques de medición de datos de satélite.

Nota 1.— La transmisión de datos de baja frecuencia para fuentes telemétricas SBAS es facultativa.
Nota 2.— Todos los parámetros de este tipo de mensaje se aplican a seudodistancias con adaptación a portadora de 100 segundos..

3.6.4.2.2 Cada mensaje de tipo 1 comprenderá parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides y parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.2.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación para todos los parámetros del mensaje.

Codificación: la cuenta Z modificada se vuelve a poner a la hora (xx:00), 20 minutos después de la hora (xx:20) y 40 minutos después de la hora (xx:40) con respecto a la hora GPS.

Bandera adicional de mensaje: una identificación de si el conjunto de bloques de medición en una sola trama para un tipo de medición particular, está incluido en un solo mensaje de tipo 1 o en un par de mensajes enlazados.

Codificación: 0 = Todos los bloques de medición para un tipo particular de medición se incluyen en un mensaje de tipo 1.
1 = Este es el primer mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que conjuntamente incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.
2 = Extra.
3 = Este es el segundo mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 1 que incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.

Nota.- Cuando se utiliza un par enlazado de mensajes de tipo 1 para un tipo particular de medición, el número de mediciones y la información de baja frecuencia se calculan por separado para cada uno de los dos mensajes particulares.

Número de mediciones: el número de bloques de medición en el mensaje.

Tipo de medición: el tipo de señal telemétrica a partir del cual se han calculado las correcciones:

Codificación: 0 = Código L1 C/A o CSA
1 = reservado

2 = reservado
3 = reservado
4 a 7 = extra

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): parámetro que caracteriza el efecto de los errores residuales de efemérides debidos a la des correlación para el primer bloque de mediciones en el mensaje.
Para un satélite geoestacionario SBAS, el parámetro de descorrelacion de efemérides, si se transmite, se codificara como todos ceros.

Para los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el parámetro de descorrelacion de efemérides se codificara como todos ceros.
CRC de efemérides: la CRC calculada con los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones para el primer bloque de medición en el mensaje. Se calculara la CRC de efemérides para las fuentes telemétricas de constelaciones principales de satélites de conformidad con 3.9. La longitud de la CRC será k = 16 bits. El polinomio generador del código CRC será:

$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1$

El campo de información CRC, M(x), para un determinado satélite será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-1} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0$$

Para un satélite GPS, M(x) tendrá una longitud de n = 576 bits. Se calculara M(x) para un satélite GPS, utilizando los 24 primeros bits de cada una de las palabras 3 a 10 de las subtramas 1, 2 y 3 de la transmisión de datos desde tal satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GPS obtenida de la Tabla B-64. M(x) se dispondrá en el orden en que el satélite GPS transmite los bits, pero con cada byte ordenado con el LSB primero, de forma tal que m1 corresponda al bit 68 de la subtrama 1, y m576 corresponda al bit 287 de la subtrama 3.

Nota. — M(x) para un satélite GPS no incluye la palabra 1 (TLM) ni la palabra 2 (HOW), que empieza cada subtrama, ni los 6 bits de paridad al final de cada palabra.

Para un satélite GLONASS, M(x) tendrá una longitud de n = 340 bits. Se calculara M(x) para un satélite GLONASS utilizando las cadenas 1, 2, 3 y 4 de la transmisión de datos desde ese satélite, y con la máscara de efemérides de satélite GLONASS obtenida de la Tabla B-65. Los bits se ordenaran según el orden de transmisión, de forma tal que m1 corresponda al bit 85 de la cadena 1 y m_{340} corresponda al bit 1 de la cadena 4.

Tabla B-64. Máscara de efemérides de satélite GPS

Subtrama 1:	Byte 1	Byte 2	Byte 3		Byte 1	Byte 2	Byte 3
Palabra 3	0000 0000	0000 0000	0000 0011	Palabra 4	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 5	0000 0000	0000 0000	0000 0000	Palabra 6	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Palabra 7	0000 0000	0000 0000	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100
Subtrama 2:	**Byte 1**	**Byte 2**	**Byte 3**		**Byte 1**	**Byte 2**	**Byte 3**
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	0000 0000
Subtrama 3:	**Byte 1**	**Byte 2**	**Byte 3**		**Byte 1**	**Byte 2**	**Byte 3**
Palabra 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Palabra 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Palabra 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Tabla B-65. Máscara de efemérides del satélite GLONASS

Cadena 1:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 2:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 3:
0 0000 0111 1111 1111 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000
Cadena 4:
0 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1100 0000 0000 0000 0000 0000
0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000

Para un satélite geoestacionario SBAS, la CRC de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

El orden de la CRC se transmitirá en el orden r^9,. r^{10}, r^{11},....., r^{16}, r^1, r^2, r^3,... r^8, donde ri es el $i^{ésimo}$ coeficiente del resto, R (x), como se define en 3.9.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración prevista a la que se espera que las correcciones para la fuente telemétrica continúen disponibles, por relación a la cuenta Z modificada para el primer bloque de medición.

Codificación: 1111 1110 = La duración es superior o igual a 2 540 segundos.

1111 1111 = Este subsistema de tierra no proporciona la duración prevista de disponibilidad de la fuente.

3.6.4.2.4 Los parámetros del bloque de medición son:

ID de fuente telemétrica: identidad de la fuente telemétrica a la que se aplican los datos subsiguientes del bloque de medición.

Codificación:	1 a 36	= ID del satélite GPS (PRN)
	37	= reservado
	38 a 61	= ID del satélite GLONASS (número de intervalo más 37)
	62 a 119	= extra
	120 a 158	= ID de satélite SBAS (PRN)
	159 a 255	= extra

Expedición de datos (IOD): la expedición de datos asociados a los datos de efemérides utilizados para determinar las correcciones de seudodistancia y de cambio de distancia.

Codificación:	para GPS, IOD	= parámetro IODE GPS (3.1.1.3.2.2)
	para GLONASS, IOD	= parámetro "t_b" GLONASS (3.2.1.3.1)
	para SBAS, IOD	= 1111 1111

Nota.- Para GLONASS, debe insertarse 0 en el MSB de la IOD.

Corrección de seudodistancia (PRC): la corrección para la seudodistancia de la fuente telemétrica.
Corrección de cambio de distancia (RRC): el régimen de cambio de la corrección de seudodistancia.

σ_{pr_gnd}: la desviación normal de una distribución normal asociada a la contribución de la señal en el espacio del error de seudodistancia en el punto de referencia GBAS (3.6.5.5.1, 3.6.5.5.2 y 3.6.7.2.2.4).

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida.

B_1 a B_4: los parámetros de integridad asociados a las correcciones de seudodistancia proporcionadas en el mismo bloque de medición. Para la $i^{-ésima}$ fuente telemétrica estos parámetros corresponden a $B_{i,1}$ a $B_{i,4}$ (3.6.5.5.1.2, 3.6.5.5.2.2 y 3.6.7.2.2.4). Durante la operación continua, los índices "1-4" corresponden al mismo receptor de referencia físico para cada época transmitida desde un subsistema de tierra determinado con la siguiente excepción: el receptor de referencia físico unido a cualquiera de los índices 1 a 4 puede sustituirse por cualquier otro receptor de referencia físico (incluido uno previamente eliminado) que no se haya utilizado para transmisiones durante los últimos 5 minutos..

Codificación: 1000 0000 = No se utilizó el receptor de referencia para calcular la corrección de seudodistancia.

Nota 1.— Un receptor de referencia físico es un receptor con una antena en un emplazamiento fijo.

Nota 2.— Algunas integraciones inerciales de a bordo pueden esperar una correspondencia bastante estática de los receptores de referencia respecto Véase RTCA/DO-253D, Apéndice L..

3.6.4.3 *Mensaje de tipo 2 — Datos relativos al GBAS.* El mensaje de tipo 2 identificará el emplazamiento del punto de referencia GBAS al que se aplican las correcciones proporcionadas por el GBAS y proporcionará otros datos relacionados con el GBAS (Tabla B-71). Los parámetros de datos relacionados con el GBAS serán los siguientes:

Nota.- En el mensaje de tipo 2 podrán incluirse bloques de datos adicionales. El bloque de datos adicional 1 y el bloque de datos adicional 2 están definidos. En el futuro, otros bloques de datos adicionales podrán definirse. Los bloques de datos desde 2 hasta 255 son de longitud variable y pueden añadirse al mensaje después del bloque de datos adicional 1 en cualquier orden.

Receptores de referencia GBAS: el número de los receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Codificación: 0 = GBAS instalado con 2 receptores de referencia
1 = GBAS instalado con 3 receptores de referencia
2 = GBAS instalado con 4 receptores de referencia
3 = No tiene aplicación el número de receptores de referencia GNSS instalados en este subsistema de tierra GBAS.

Letra de designador de exactitud de tierra: el designador de letra indicando la actuación mínima en cuanto a exactitud de la señal en el espacio, proporcionada por el GBAS (3.6.7.1.1).

Codificación: 0 = designación de exactitud A
1 = designación de exactitud B
2 = designación de exactitud C
3 = extra

Designador de continuidad de /integridad GBAS (GCID): el designador numérico indicando la condición de funcionamiento del GBAS.

Codificación: 0 = extra
1 = GCID 1
2 = GCID 2
3 = GCID 3
4 = GCID 4
5 = extra
6 = extra
7 = no en condiciones de funcionalidad

Nota 1.- Se especifican los valores 2, 3 y 4 de GCID para asegurar la compatibilidad del equipo con los GBAS del futuro

Nota 2.— El valor 7 de GCID indica que ninguno de los servicios de aproximación a los que presta apoyo la instalación de tierra está disponible.

Declinación magnética local: la declinación magnética publicada en el punto de referencia GBAS.

Codificación: Valor positivo denota declinación este (sentido de las agujas del reloj desde el norte verdadero), valor negativo denota declinación oeste (sentido contrario a las agujas del reloj desde el norte verdadero) 100 0000 0000 = Procedimientos de aproximación de precisión con apoyo del GBAS se publican en base a marcación verdadera.

Nota.- La declinación magnética local se selecciona en consonancia con el diseño del procedimiento y se actualiza durante los años de época magnética.

$\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$: la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre ionosférica residual debida a la descorrelación espacial (3.6.5.4).

Índice de refractividad (Nr): el índice nominal de refractividad troposférica utilizado para calibrar la corrección troposférica asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Codificación: Este campo se codifica como número complemento de dos con un desplazamiento de + 400. Un valor de cero en este campo indica un índice de refractividad de 400.

Altura de escala (h_o): un factor de escala utilizado para calibrar la corrección troposférica y la incertidumbre troposférica residual asociada al subsistema de tierra GBAS (3.6.5.3).

Incertidumbre de refractividad (σ_n): la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre troposférica residual (3.6.5.3)
.
Latitud: la latitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud norte.
Valor negativo denota latitud sur

Longitud: la longitud del punto de referencia GBAS definida en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota longitud este.
Valor negativo denota longitud oeste.

Altura del punto de referencia: la altura del punto de referencia por encima del elipsoide WGS-84.

3.6.4.3.1 *Parámetros del bloque de datos adicional 1.* Los parámetros del bloque de datos adicional 1 serán los siguientes:

SELECTOR DE DATOS DE ESTACIÓN DE REFERENCIA (RSDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el subsistema de tierra GBAS.

Nota .- El RSDS es distinto de cualquier otro RSDS y de cualquier selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) que radiodifunda cualquier subsistema de tierra GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona servicio de determinación de la posición GBAS.

DISTANCIA DE USO MÁXIMA (Dmáx): distancia máxima (distancia oblicua) desde el punto de referencia GBAS dentro de la cual el elemento de la aeronave aplica las correcciones de seudodistancia

Nota.- Este parámetro no indica una distancia dentro de la cual se satisfacen los requisitos de intensidad de campo de radiodifusión de datos VHF.

Codificación: 0 = sin limitación de distancia.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Servicio de determinación de la posición GBAS ($K_{md\_e\_POS,GPS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GPS, Tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS ($K_{md\_e\_GPS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para los tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS (obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GPS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GPS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Servicio de determinación de la posición GBAS ($K_{md\_e\_POS,GLONASS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS o que no ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

PARÁMETRO DE DETECCIÓN FRUSTRADA DE EFEMÉRIDES GLONASS, Tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS ($K_{md\_e\_GLONASS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para los tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS.

Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONASS, este parámetro se codificará como todos ceros.

3.6.4.3.2 *Bloques de datos adicionales.* Para los bloques de datos adicionales que no sean el bloque de datos adicional 1, los parámetros de cada bloque de datos serán los siguientes:

LONGITUD DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el número de bytes en el bloque de datos adicional, incluidos la longitud del bloque de datos adicional y los campos de número del bloque de datos adicional.

NÚMERO DEL BLOQUE DE DATOS ADICIONAL: el identificador numérico del tipo de bloque de datos adicional.

Codificación:	*0 a 1*	*= reservado*
	2	*= bloque de datos adicional 2, estaciones de radiodifusión GRAS*
	3	*= bloque de datos adicional 3, parámetros GAST D*
	4	*= bloque de datos adicional 4, parámetros de autenticación de la VDB*
	5 a 255	*= extra*

PARÁMETROS DE DATOS ADICIONALES: el conjunto de datos definido de conformidad con el número del bloque de datos adicional.

3.6.4.3.2.1 Estaciones de radiodifusión GRAS

En los parámetros para el bloque de datos adicional 2 se incluirán los datos para una o más estaciones de radiodifusión según lo indicado a continuación (Tabla B-65A):

NÚMERO DE CANAL: el número de canal, definido en 3.6.5.7, asociado a la estación de radiodifusión GBAS.

Nota.- El número de canal en este campo se refiere a una frecuencia y a un RSDS.
DLATITUD: la diferencia de latitud de una estación de radiodifusión GBAS medida a partir de la latitud proporcionada en el parámetro de latitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al norte del punto de referencia GBAS. Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al sur del punto de referencia GBAS.

DLONGITUD: la diferencia de longitud de una estación de radiodifusión GBAS, medida a partir de la longitud proporcionada en el parámetro de longitud del mensaje de tipo 2.

Codificación: Un valor positivo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al este del punto de referencia GBAS. Un valor negativo denota que la estación de radiodifusión GBAS está al oeste del punto de referencia GBAS.

Nota.- En el Adjunto D, 7.17 figuran textos de orientación relativos al bloque de datos adicional 2.

Tabla B-65A. Datos de las estaciones de radiodifusión GRAS

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Número de canal	16	20001 a 39999	1
ΔLatitud	8	±25,4°	0,2°
ΔLongitud	8	±25,4°	0,2°

3.6.4.3.2.2 Parámetros GAST D

En los parámetros para el bloque de datos adicional 3 se incluirán los parámetros (Tabla B-65B) que se utilizarán cuando el tipo de servicio activo sea GAST D según lo que se indica a continuación:
Kmd_e_D, GLONASS ($K_{md\ e\ D\ GLONASS}$): multiplicador para el cálculo del límite de la posición del error de efemérides para GAST D obtenido a partir de la probabilidad de detección frustrada, a condición de que haya un error de efemérides en un satélite GLONASS. Con respecto a los subsistemas de tierra GBAS que no radiodifunden correcciones para las fuentes telemétricas GLONAS, este parámetro se codificará como todos ceros.

Nota.- este parámetro Kmd_e_D GLONASS, puede ser diferente del parámetros de descorrelación de efemérides Kmd-e-GLONASS proporcionado en el bloque de datos adicional I del mensaje de tipo 2. En el Adjunto D, 7.5.6.1.2 y 7.5.6.1.3, se proporciona información adicional sobre las diferencias de estos parámetros.

Sigma_vert_iono_gradiente_D ($\sigma_{vert\ iono\ gradiente\ D}$): es la desviación normal de una distribución normal asociada a la incertidumbre ionosférica residual debida a la descorrelación espacial. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

Nota.- Este parámetro, Sigma_vert_iono_gradiente_D, puede ser diferente del parámetro de descorrelación ionosferica Sigma_vert_iono_gradiente proporcionado en el mensaje de tipo 2. En el Adjunto D, 7.5.6.1.2 y 7.5.6.1.3, se proporciona información adicional sobre las diferencias de estos parámetros.

Y_{EIG}: es el valor máximo de EIG a distancia cero desde el punto de referencia GBAS. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

M_{EIG}: es la pendiente de EIG máximo en función de la distancia desde el punto de referencias GBAS. El equipo de a bordo utiliza este parámetro cuando su tipo de servicio de aproximación activo es D.

Tabla B-65B. Parámetros GAST D del bloque de datos adicional 3

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
$K_{md\,e\,D.\,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\,e\,D.\,GLON}$ ASS	8	0 a 12,75	0,05
$\sigma_{vert\,iono\,gradiente\,D}$	8	0 – 25,5 x 10^{-5} m/m	0,1 x 10^{-6} m/m
Y_{EIG}	5	0 a 3,0 m	0,1
M_{EIG}	3	0 a 0,7 m/km	0,1

3.6.4.3.2.3 Parámetros de autenticación de la VDB
El bloque de datos adicional 4 incluye la información que se necesita para protocolos de autenticación de la VDB (Tabla B-65 C).

Definición de grupo de intervalos: Este campo de 8 bits indica cuáles de los 8 intervalos (A-H) están asignados para que la estación terrestre los utilice. El campo se transmite con el LSB en primer lugar. El LSB corresponde al intervalo A, el siguiente bit al intervalo B y así sucesivamente. Un “1” en la posición del bit indica que el intervalo se asignó a la estación terrestre. Un “0” indica que no asignó el intervalo a la estación terrestre.

Tabla B-65–C Parámetros de autenticación de la VDB

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Definición del grupo de intervalos	8	—	—

3.6.4.4 Mensaje de TIPO 3 — mensaje nulo

3.6.4.4.1 El mensaje de tipo 3 es un ‘mensaje nulo’ de longitud variable cuyo uso se destina a subsistemas terrestres que admiten protocolos de autenticación (véase la sección 3.6.7.4).

3.6.4.4.2 Los parámetros para el mensaje de tipo 3 serán los siguientes:
Relleno: Secuencia de bits que se alternan entre el “1” y el “0” con una longitud en bytes que es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje.

3.6.4.5 Mensaje de tipo 4 — Tramo de aproximación final (FAS). El mensaje de tipo 4 incluirá uno o más conjuntos de datos FAS, cada uno definiendo una sola aproximación de precisión (Tabla B-72). Cada conjunto de datos de mensaje de tipo 4 incluirá lo siguiente:

Longitud del conjunto de datos: el número de bytes en el conjunto de datos. El conjunto de datos comprende el campo de longitud de conjunto de datos y los campos del bloque de datos FAS asociado, límite de alerta vertical (FASVAL)/estado de aproximación y límite de alerta lateral FAS (FASLAL)/estado de aproximación.

Bloque de datos FAS: el conjunto de parámetros para identificar una aproximación y definir su trayectoria de aproximación asociada.

Codificación: Véase 3.6.4.5.1 y Tabla B-66.
Nota.- En el Adjunto D, 7.11 figuran los textos de orientación para la definición de la trayectoria FAS.

Estado de aproximación FASVAL: el valor del parámetro FASVAL utilizado en 3.6.5.6.

Codificación: 1111 1111 = No utilizar desviaciones verticales.

Nota.- La gama de valores y su resolución para FASVAL depende del designador de actuación de aproximación en el bloque de datos FAS asociado.

Estado de aproximación FASLAL: el valor del parámetro FASLAL utilizado en 3.6.5.6.

Codificación: 1111 1111 = No utilizar aproximación

Nota.- En los procedimientos para los servicios de navegación aérea – Operación de aeronaves (PANS – OPS) (Doc. 8168), Volumen II, se especifican las convenciones que deben empelar los diseñadores de procedimientos al aplicar las definiciones y codificaciones de bloque de datos Fas para codificar procedimientos que figuran a continuación.

3.6.4.5.1 Bloque de datos FAS. El bloque de datos del FAS incluirá los parámetros que definen una sola aproximación GAST A, B, C o D. La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de cruce sobre el umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). El plano horizontal local para la aproximación es un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir tangente a la elipsoide en el LTP/FTP). La vertical local para la aproximación es normal al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. El punto de interceptación de la trayectoria de planeo (GPIP) es aquel en el que la trayectoria de aproximación final corta al plano horizontal local. Los parámetros del FAS serán los siguientes:

Tipo de operación: procedimiento de aproximación directa u otros tipos de operación.

Codificación: 0 = procedimiento de aproximación directa
1 a 15 = extra
Nota.- Los procedimientos desplazados son procedimientos directos y se codifican como “0”

Tabla B-66. Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS)

Contenido de datos	Bits usados	Gama de valores	Resolución
Tipo de operación	4	0 a 15	1
ID de proveedor SBAS	4	0 a 15	1
ID de aeropuerto	32	-	-
Número de pista	6	1 a 36	1
Letra de pista	2	-	-
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1
Indicador de ruta	5	-	-
Selector de datos para trayectoria de referencia	8	0 a 48	1
Indicador de trayectoria de referencia	32	-	-
Latitud de LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 segarc
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 segarc
Altura de LTP/FTP	16	512,0 a 6 041,5 m	0,1 m
Latitud de DFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
Longitud de DFPAP	24	±1,0°	0,0005 segarc
Aproximación TCH (Nota)	15	0 a 1 638,35 m o 0 a 3 267,7 f	0,1 ft
Selector de unidades TCH de aproximación	1	-	-
GPA	16	0 a 90,0°	0,01°
Anchura de curso	8	80 a 143,75 m	0,5 m
Desplazamiento de Longitud	8	0 a 2 032 m	8 m
CRC de tramo de aproximación final	32	-	-

Nota.— Puede proporcionarse información en pies o en metros, según lo indicado por el selector de la unidad TCH de aproximación.

ID de proveedor de servicio SBAS: indica el proveedor del servicio asociado a este bloque de datos FAS.

Codificación: Véase la Tabla B-27.

14 = bloque de datos FAS que debe utilizarse solamente con GBAS.
15 = bloque de datos FAS que puede utilizarse con cualquier proveedor del servicio SBAS.

Nota.- No se utiliza este parámetro para aproximaciones realizadas mediante correcciones de seudodistancia GBAS o GRAS.

ID de aeropuerto: el designador de tres o de cuatro letras utilizado para designar un aeródromo.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los 6 bits inferiores de su representación en IA-5. Para cada carácter, bi se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y “espacio” IA-5. Se transmite en primer lugar el carácter más a la derecha. Para una ID de aeropuerto de 3 caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será “espacio” IA-5.

Número de pista: el número de la pista de aproximación.

Codificación: 1 a 36 = número de pista

Nota.- Para las operaciones de helipuerto y de punto en el espacio, el valor del número de pista es el número entero que se aproxima más a un décimo del curso de la aproximación final, excepto cuando dicho número entero sea cero, en cuyo caso el número de pista es 36.

Letra de pista: el designador de una letra utilizado, según sea necesario, para distinguir entre pistas paralelas.

Codificación: 0 = ninguna letra
1 = R (derecha)
2 = C (centro)
3 = L (izquierda)

Designador de actuación de aproximación: la información general acerca del cálculo de la aproximación.

Codificación: 0 = GAST A o B
1 = GAST C
2 = GAST C y GAST D
3 = reservado para Categoría III GAST C, GAST D y un tipo de servicio de aproximación adicional que se definirá en el futuro
4 a 7 = extra

Nota.- Algunos equipos de a bordo designados para una performance de Categoría I son insensibles al valor del APD. La finalidad es que el equipo de a bordo diseñado para una performance de Categoría I acepte como válidos valores del APD de por lo menos 1-4 para permitir futuras ampliaciones a tipos de performance más altos usando el mismo bloque de datos FAS.

Indicador de ruta: un identificador de una letra utilizado para distinguir entre aproximaciones múltiples al mismo extremo de la pista.

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b1 a b5 de su representación en IA-5. El bit b1 se transmite en primer lugar.

Solamente se utilizan mayúsculas, excluidas “I” y “O” o “espacio” IA-5.

Codificación: 0 = APV
1 = Categoría I
2 = reservado para Categoría II
3 = reservado para Categoría III
4 a 7 = extra

Nota.- Algunos equipos de a bordo designados para una performance de Categoría I son insensibles al valor del APD. La finalidad es que el equipo de a bordo diseñado para una performance de Categoría I acepte como válidos valores del APD de por lo menos 1-4 para permitir futuras ampliaciones a tipos de performance más altos usando el mismo bloque de datos FAS.
Indicador de ruta: un identificador de una letra utilizado para distinguir entre aproximaciones múltiples al mismo extremo de la pista.

Codificación: La letra se codifica utilizando los bits b_1 a b_5 de su representación en IA-5. El bit b_1 se transmite en primer lugar.
Solamente se utilizan mayúsculas, excluidas “I” y “O” o “espacio” IA-5.

Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el bloque de datos FAS (aproximación deseada).

Nota.- El RPDS de un bloque de datos FAS determinado es distinto de cualquier otro RPDS y de cualquier selector de datos de estación de referencia (RSDS) que radiodifunda cualquier GBAS en la misma frecuencia dentro de la región de radiodifusión.

Identificador de trayectoria de referencia (RPI): los tres o cuatro caracteres alfanuméricos utilizados para designar inequívocamente la trayectoria de referencia.

Codificación: Se codifica cada carácter utilizando los bits b_1 a b_6 de su representación en IA-5. Para cada carácter, b_1 se transmite en primer lugar, y se adjuntan 2 bits cero después de b_6 de forma que se transmitan 8 bits para cada carácter. Solamente se utilizan mayúsculas, dígitos numéricos y "espacio" IA-5. El carácter más a la derecha se transmite en primer lugar, para un identificador de trayectoria de referencia de tres caracteres, el carácter más a la derecha (primero transmitido) será el "espacio" IA-5.

Nota.- El LTP/FTP es un punto por encima del cual pasa la trayectoria FAS a una altura relativa especificada, mediante la TCH. El LTP normalmente está situado en la intersección del eje de la pista y el umbral.

Latitud LTP/FTP: la latitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud norte.
Valor negativo denota latitud sur.

Longitud de LTP/FTP: la longitud del punto LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota latitud este.
Valor negativo denota latitud oeste.

Altura LTP/FTP: la altura del LTP/FTP por encima de la elipsoide WGS-84.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de –512 metros. Un valor de cero en este campo coloca al LTP/FTP 512 metros por debajo de la elipsoide terrestre.

Nota.- El FPAP es un punto a la misma altura que el LTP/FTP que se ha utilizado para definir la alineación de la aproximación. El origen de las desviaciones angulares en sentido lateral está definido por 305 metros (1 000 ft) más allá del FPAP a lo largo de la trayectoria FAS lateral. Para una aproximación alineada con la pista, el FPAP está en el extremo de parada de la pista o más allá.

Latitud D*FPAP:* la diferencia de latitud entre el FPAP de la pista y el LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la latitud del eje FPAP está al norte de la latitud del LTP/FTP.
Valor negativo denota que la latitud del FPAP está al sur de la latitud del LTP/FTP.

Longitud D*FPAP:* la diferencia de la longitud del FPAP de la pista del LTP/FTP en segundos de arco.

Codificación: Valor positivo denota que la longitud del FPAP está al este de la longitud del LTP/FTP.
Valor negativo indica que la longitud del FPAP está al oeste de la longitud del LTP/FTP.

TCH de aproximación: la altura del FAS por encima del LTP/FTP definido en pies o metros según lo indicado por el selector de unidades TCH.

Selector de unidades TCH de aproximación: las unidades utilizadas para describir la TCH.

Codificación: 0 = pies
1 = metros

Ángulo de trayectoria de planeo (GPA): el ángulo de la trayectoria de aproximación (trayectoria de planeo) respecto al plano horizontal tangente al elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP.

Anchura de rumbo: el desplazamiento lateral respecto a la trayectoria definida por el FAS en el LTP/FTP a la cual se obtiene la deflexión de escala completa de un indicador de desviación de rumbo.

Codificación: Se codifica este campo como un número de punto fijo sin signo con un desplazamiento de 80 metros. Un valor de cero en este campo indica una anchura de rumbo de 80 metros en el LTP/FTP.

Desplazamiento de longitud Δ*:* la distancia desde el punto de alineación de la trayectoria de vuelo hasta el extremo de parada de la pista.

Codificación: 1111 1111 = no se proporciona.

CRC de tramo de aproximación final: la CRC de 32 bits adjunta al extremo de cada bloque de datos FAS para asegurar la integridad de los datos de aproximación. Se calculará la CRC del tramo de aproximación final de 32 bits de conformidad con 3.9. La longitud del código CRC será de k = 32 bits.

El polinomio generador de CRC será:

$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$

El campo de información CRC M(x) será:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{272} m_i x^{272-i} = m_1 x^{271} + m_2 x^{270} + \ldots + m_{272} x^0$$

Se formará M(x) a partir de todos los bits del bloque de datos FAS asociado, excluida la CRC. Se dispondrán los bits en el orden transmitido de forma que m_1 corresponda al LSB del campo de tipo de operación, y m_{272} corresponda al MSB del campo de desplazamiento de longitud Δ. La CRC se pondrá en un orden tal que r_1 sea el LSB y r_{32} sea el MSB.

3.6.4.6 *Mensaje de tipo 5 — Disponibilidad prevista de fuente telemétrica.* Si se usa el mensaje de tipo 5 se incluirá la información de salida y de reglaje de las fuentes telemétricas actualmente visibles o que serán pronto visibles. Los parámetros de disponibilidad prevista de fuente telemétrica serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: indica la hora de aplicación de los parámetros de este mensaje.

Codificación: La misma que la del campo de cuenta Z modificado en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2)

Número de fuentes afectadas: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración, aplicable a todas las aproximaciones.

Codificación 0 = solamente tienen limitaciones las aproximaciones especificadas con obstáculos.
1 a 31 = el número de fuentes telemétricas afectadas.

ID de fuente telemétrica: lo mismo que en el mensaje de tipo 1 (3.6.4.2).

Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS): identificador numérico que se utiliza para seleccionar el bloque de datos FAS (aproximación deseada).
Sentido de disponibilidad de la fuente: indica si la fuente telemétrica estará disponible o cesará de estar disponible.

Codificación: 0 = las correcciones diferenciales cesarán pronto de proporcionarse respecto a la fuente telemétrica asociada.
1 = las correcciones diferenciales empezarán pronto a ser proporcionadas para la fuente telemétrica asociada.

Duración de disponibilidad de la fuente: la duración mínima prevista de disponibilidad de la fuente telemétrica por relación a la cuenta Z modificada.

Codificación: 111 1111 = la duración es superior o igual a 1 270 segundos.

Número de aproximaciones con obstáculos: el número de aproximaciones respecto a las cuales pueden reducirse las correcciones debido al enmascaramiento de una constelación única de aproximación.

Selector de datos de trayectoria de referencia: indicación del bloque de datos FAS respecto al cual tienen una aplicación los datos de disponibilidad de la fuente (3.6.4.5.1).

Número de fuentes afectadas para esta aproximación: el número de fuentes respecto a las cuales se proporciona información sobre duración que es solamente aplicable a esta aproximación.

3.6.4.7 MENSAJE DE TIPO 6

Nota.- Se reserva el mensaje de tipo 6 para uso futuro a fin de proporcionar la información requerida para aproximaciones de precisión de Categorías II/III.

3.6.4.8 MENSAJE DE TIPO 7

Nota.- Se reserva el mensaje de tipo 7 para aplicaciones nacionales.

3.6.4.9 MENSAJE DE TIPO 8

Nota.- Se reserva el mensaje de tipo 8 para aplicaciones de pruebas locales y regionales.

3.6.4.10 MENSAJE DE TIPO 101 – CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA GRAS

3.6.4.10.1 El mensaje de tipo 101 proporcionará los datos de corrección diferencial para cada una de las fuentes telemétricas GNSS (Tabla B-70A). El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera de mensaje adicional, número de mediciones y tipo de medición);
b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides, CRC de efemérides de satélite e información de disponibilidad de satélites); y
c) bloques de medición de datos de satélite.

Nota.- Todos los parámetros de este tipo de mensaje se aplican a seudodistancias con adaptación a portadora de 100 segundos

3.6.4.10.2 Cada mensaje de tipo 101 incluirá el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y los parámetros de duración de disponibilidad de la fuente para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de la disponibilidad de la fuente se aplicarán a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

3.6.4.10.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: definido en 3.6.4.2.3.
Bandera de mensaje adicional: definido en 3.6.4.2.3 salvo que sea aplicable a los mensajes de tipo 101.

Número de mediciones: definido en 3.6.4.2.3.

Tipo de medición: definido en 3.6.4.2.3.

Parámetro de descorrelación de efemérides (P): definido en 3.6.4.2.3.

CRC de efemérides: definido en 3.6.4.2.3.

Duración de disponibilidad de la fuente: definido en 3.6.4.2.3.

Número de parámetros B: una indicación de si los parámetros B se incluyen en el bloque de medición para cada fuente telemétrica.

Codificación: 0 = no se incluyen los parámetros B
1 = 4 parámetros B por bloque de medición

3.6.4.10.4 Los parámetros de bloque de medición serán los siguientes:

ID de fuente telemétrica: definido en 3.6.4.2.4.

Expedición de datos (IOD): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de seudodistancia (PRC): definido en 3.6.4.2.4.

Corrección de cambio de distancia (RRC): definido en 3.6.4.2.4.
σ_{pr_gnd}: definido en 3.6.4.2.4, a excepción de la gama de valores y su resolución.
B1 a B4: definido en 3.6.4.2.4.

Nota.- La inclusión de los parámetros B en el bloque de medición es facultativa para los mensajes de tipo 101.

3.6.4.11 MENSAJE DE TIPO 11 – CORRECCIONES DE SEUDODISTANCIA – SEUDODISTANCIAS CON ADAPTACIÓN DE 30 SEGUNDOS

3.6.4.11.1 El mensaje de tipo 11 proporcionará los datos de corrección diferencial para cada una de las fuentes telemétricas GNSS (Tabla B-70B) con adaptación de código-portadora de 30 segundos. El mensaje constará de tres secciones:

a) información del mensaje (hora de validez, bandera de mensaje adicional, número de mediciones y tipo de medición)
b) información de baja frecuencia (parámetro de descorrelación de efemérides); y
c) bloques de medición de datos de satélite

Nota.- La transmisión de datos de baja frecuencia para fuentes telemétricas SBAS es facultativa

3.6.4.11.2 Cada mensaje de tipo 11 comprenderá el parámetro de descorrelación de efemérides para una fuente telemétrica de satélite. El parámetro de descorrelación de efemérides se aplicará a la primera fuente telemétrica en el mensaje.

Nota.- Los parámetros de CRC de efemérides y duración de disponibilidad de la fuente no se incluyen en el mensaje de tipo 11 porque están comprendidos en el mensaje de tipo 1.

3.6.4.11.3 Los parámetros de corrección de seudodistancia para el mensaje de tipo 11 serán los siguientes:

Cuenta Z modificada: conforme a los definido en 3.6.4.2.3

Bandera adicional de mensaje: identificación para señalar si el conjunto de bloques de medición en una sola trama para un tipo de medición particular está incluido en un solo mensaje de tipo 11 o en un par de mensajes enlazados.

Codificación:
0 = Todos los bloques de medición para un tipo particular de medición se incluyen en un mensaje de tipo 11
1 = Este es el primer mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 11 que juntos incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.
2 = Extra
3 = Este es el segundo mensaje transmitido de un par enlazado de mensajes de tipo 11 que juntos incluyen el conjunto de todos los bloques de medición para un tipo particular de medición.

Número de mediciones: el número de bloques de mediciones en el mensaje

Tipo de medición: conforme a lo definido en 3.6.4.2.3

Parámetro de descorrelación de efemérides D (PD): parámetro que caracteriza el efecto de los errores residuales de efemérides debido a la descorrelación para el primer bloque de medición en el mensaje.

Nota.- Este parámetro PD puede ser diferente del parámetro de descorrelación de efemérides P del mensaje de tipo 1. En el Adjunto D, 7.5.6.1.3 y 7.5.6.1.4, se proporciona información adicional sobre la diferencia entre estos parámetros.

Para un satélite geoestacionario SBAS el parámetro de descorrelación de efemérides, si se transmite, se codificará como todos ceros.

3.6.4.11.4 Los parámetros del bloque de medición son:

ID de frente telemétrica: conforme a lo definido en 3.6.4.2.3
Corrección de seudodistancia (PRC_{30}): la corrección para la seudodistancia de la fuente telemétrica basándose en adaptación a portadora de 30 segundos.

Corrección de cambio de distancia (RRC_{30}): el régimen de cambio de la corrección de seudodistancia basándose en adaptación de 30 segundos.

Sigma_PR_gnd_D (σpr gnd D): la desviación normal de una distribución normal asociada a la contribución de las señalen el espacio del error de seudodistancia en la corrección adaptada de 100 segundos en el mensaje de tipo 1 en el punto de referencia GBAS (3.6.5.5.1 y 3.6.7.2.2.4).

Nota. El parámetro σpr gnd D difiere de σpr gnd para la medición correspondiente en el mensaje de tipo 1 en que σpr gnd D no debería incluir inflación para considerar la salida de los límites de los errores ionosféricos descorrelacionados.

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida

Sigma_PR_gnd_30s ($\sigma_{pr\ gnd\ 30}$): la desviación normal de una distribución normal que describe la exactitud nominal de la seudodistancia corregida adaptada con una constante de tiempo de 30 segundos en el punto de referencia GBAS

Nota.- La distribución normal $N(0, \sigma_{pr\ gnd\ 30})$ tiene por objetivo describir apropiadamente los errores que han de utilizarse para optimizar la ponderación de una solución de posición mínima cuadrática ponderada. No es necesario que la distribución limite los errores según lo descrito en 3.6.5.5.1 y 3.6.7.2.2.4.

Codificación: 1111 1111 = Corrección de fuente telemétrica inválida

3.6.5 Definiciones de protocolos para aplicación de datos

Nota.- En esta sección se define la relación mutua entre los parámetros del mensaje de radiodifusión de datos. Se proporcionan definiciones de los parámetros que no se transmiten, pero que son utilizados por elementos que son simultáneamente, o alternativamente, no de aeronave y de aeronave, y que definen los términos utilizados para determinar la solución de la navegación y su integridad.

3.6.5.1 *Seudodistancia medida y adaptada a portadora.* La corrección de radiodifusión es aplicable a las mediciones de seudodistancia con código adaptado a portadora a las que no se han aplicado las correcciones troposféricas e ionosféricas de radiodifusión por satélite. La adaptación a portadora es tal que la exactitud lograda después del estado permanente es por lo menos de igual calidad que la exactitud lograda utilizando el siguiente filtro:

$$P_{CSCn} = \alpha P + (1 - \alpha)\left(P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi}(\phi_n - \phi_{n-1})\right)$$

siendo:

P_{CSCn} = seudodistancia adaptada;
P_{CSCn-1} = seudodistancia de adaptación previa;
P = medición de seudodistancia en bruto obteniéndose estas mediciones de seudodistancia en bruto de un bucle de código impulsado por portadora, de primer orden o superior y con una anchura de banda de ruido lateral superior o igual a 0,125 Hz;
λ = longitud de onda L1;
Φ_n = fase de portadora;
Φ_{n-1} = fase anterior de portadora; y
α = función de ponderación de filtro igual al intervalo de muestreo dividido entre la constante de tiempo con adaptación. Para la corrección de seudodistancia GBAS en el mensaje de tipo 1 y en el mensaje de tipo 101, la constante de tiempo con adaptación es de 100 segundos, salvo lo especificado en 3.6.8.3.5.1 para el equipo de a bordo. Para la corrección de seudodistancia GBAS en el mensaje de tipo 11, la constante de tiempo con adaptación es de 30 segundos.

3.6.5.2 *Seudodistancia corregida.* La seudodistancia corregida para determinado satélite a la hora *t* es:

$PR_{corregida} = P_{CSC} + PRC + RRC \times (t - \text{cuenta tz}) + TC + c \times (\Delta t_{sv})_{L1}$

siendo:

P_{CSC} = seudodistancia adaptada (definida en 3.6.5.1);
PRC = corrección de seudodistancia del mensaje apropiado
a) Para seudodistancias con adaptación de 100 segundos, la PRC se toma del mensaje de tipo 1 o de tipo 101 definido en 3.6.4.2);
b) Para seudodistancias con adaptación de 30 segundos, la PRC es la PRC30 tomada del mensaje de tipo 11 definido en 3.6.4.11);
RRC = cambio de corrección de seudodistancia del mensaje apropiado;
a) Para seudodistancias con adaptación de 100 segundos, el RRC se toma del mensaje de tipo 1 o de tipo 101 definido en 3.6.4.2,

b) Para seudodistancias con adaptación de 30 segundos, el RRC es el RRC30 tomado del mensaje de tipo 11 definido en 3.6.4.11

t = hora actual;

cuenta tz = hora de aplicación obtenida a partir de la cuenta Z modificada del mensaje que contiene la PRC y el RRC;

TC = corrección troposférica (definida en 3.6.5.3); y

c y (Δtsv)L1 = definidos en 3.1.2.2 para satélites GPS..

3.6.5.3 *Retardo troposférico*

3.6.5.3.1 La corrección troposférica para determinado satélite es:

$$TC = N_r h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \mathrm{sen}^2(El_i)}}(1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

siendo:

N_r = índice de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3);

Δh = altura de la aeronave por encima del punto de referencia GBAS;

El_i = ángulo de elevación del i-ésimo satélite; y

h_0 = altura de escala troposférica del mensaje de tipo 2.

3.6.5.3.2 La incertidumbre troposférica residual es:

$$\sigma_{tropo} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \mathrm{sen}^2(El_i)}}(1 - e^{-\Delta h/h_0})$$

siendo σ_n = la incertidumbre de refractividad del mensaje de tipo 2 (3.6.4.3).

3.6.5.4 *Incertidumbre ionosférica residual.* La incertidumbre ionosférica residual para determinados satélites es:

$$\sigma_{IONO} = F_{pp} \times \sigma_{vig} \times (X_{air} + 2 \times \tau \times V_{air})$$

siendo:

Fpp = factor de oblicuidad de vertical a inclinado de un determinado satélite (3.5.5.5.2);

σ_{vig} = depende del GAST activo.
Para GAST A, B o C, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert\_iono\_gradiente}$ (según se define en 3.6.4.3);
Para GAST D, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert\_iono\_gradiente\_D}$ (según se define en 3.6.4.3.2.2);

τ = depende del GAST activo.
Para GAST A, B o C, τ=100 segundos (constante de tiempo utilizada en 3.6.5.1); y
Para GAST D, el valor de τ depende de si σiono se aplica en la ponderación de medición o en la limitación de la integridad. τ = 100 segundos cuando σ_{iono} se usa para limitación de la integridad (según 3.6.5.5.1.1.1) y τ = 30 segundos
cuando σiono se usa para ponderación de la medición (según 3.6.5.5.1.1.2

v_{air} = velocidad de aproximación horizontal de la aeronave (metros por segundo).

3.6.5.5 *Niveles de protección*

3.6.5.5.1 Niveles de protección para todos los tipos de servicio de aproximación GBAS. Los niveles de protección vertical y lateral (VPL y LPL) de la señal en el espacio son los límites superiores de confianza en el error de posición relativo al punto de referencia GBAS definido como::

$$VPL = MAX \{VPL_{HO}, VPL_{H1}\}$$

$$LPL = MAX \{LPL_{HO}, LPL_{H1}\}$$

3.6.5.5.1.1 *Condiciones de medición normales*

3.6.5.5.1.1.1 El nivel de protección vertical (VPL_{HO}) y el nivel de protección lateral (LPL_{HO}), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calculan de la forma siguiente:

$$VPL = K_{ffmd}\ \sigma_{vert} + DV$$

$$LPLHO = K_{ffmd}\ \sigma_{lat} + DL$$

siendo:

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2\ x\ \sigma_i^2}$$

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2\ x\ \sigma_i^2}$$

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr\ gnd,i}^2 + \sigma_{pr\ gnd,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

y

$\sigma_{pr_{gnd},i}$ depende del GAST activo

Para GAST A, B o C, $\sigma_{pr\ gnd,,i} = \sigma_{pr_{gnd}\ D}$ para la i-ésima fuente telemétrica (como se define en 3.6.4.2);

Para GAST D, $\sigma_{pr\ gnd,,i} = \sigma_{pr\ gnd,Di}$ o para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.4.11);

$\sigma_{trop,i}^2$, $\sigma_{pr\_air,i}^2$ y $\sigma_{iono,i}^2$ son los que se definen en 3.6.5.5.1.1.2;

K_{ffmd} = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla;

$s\_vert_i = s_{v,i} + s_{x,i} \times \tan(GPA)$;

$s\_lat_i = s_{y,i}$;

$s_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite;

$s_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite;

$s_{v,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección vertical respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite;

GPA = ángulo de trayectoria de planeo para la trayectoria de aproximación final (3.6.4.5.1);

N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición; e

i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición.

D_V = Parámetro determinado a bordo dependiendo del GASR activo

Para GAS A, B o C: $D_V = 0$

Para GAST D: D_V se calcula como la magnitud de la proyección vertical de la diferencia entre las soluciones de posición de 30 y 100 s

Nota 1.- Las soluciones de posición de 30 y 100 s, DV y DI están definidos en RTCA MOPS DO-253D

Nota 2.- Se define el sistema de coordenadas de referencia de tal forma que x esté a lo largo de la derrota positiva hacia adelante, y es perpendicular a la derrota positiva a la izquierda en el plano tangente horizontal local y v es positivo hacia arriba y perpendicular a x e y..

3.6.5.5.1.1.2 Para una solución general de posición mínima cuadrática, la matriz de proyección S se define como:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W$$

siendo:

$G_i = [-\cos El_i \cos Az_i \; -\cos El_i \sin Az_i \; -\sin El_i \; 1]$ = i-ésima hilera de G; y

$$W = \begin{bmatrix} \sigma^2_{W,1} & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma^2_{W,2} & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma^2_{W,N} \end{bmatrix}^{-1}$$

siendo $\sigma^2_{W,i} = \sigma^2_{pr\_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr\_air,i} + \sigma^2_{iono,i}$;

siendo:

$\sigma_{pr\_gnd,i}$ = depende del GAS activo

Para GAST A, B o C el servicio de determinación de la posición GBAS;

$\sigma_{pr\_gnd,i} = \sigma_{pr\_gnd}$ para la i-ésima fuente telemétrica (según se define en 3.6.4.2);

Para GAST D, $\sigma_{pr\_gnd,I} = \sigma_{pr\_gnd\_30}$ para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.4.11);

$\sigma_{tropo,i}$ = la incertidumbre troposférica residual para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.5.3);

$\sigma_{iono,i}$ = incertidumbre de retardo ionosférico residual (debido a descorrelación espacial) para la i-ésima fuente telemétrica (3.6.5.4); y

$$\sigma_{pr_{air},i} = \sqrt{\sigma^2_{receptor}(El_i) + \sigma^2_{multitrayecto}(El_i)}$$

desviación normal de la contribución de la aeronave al error de seudodistancia corregido para la i-ésima fuente telemétrica. La contribución total de aeronave comprende la contribución del receptor (3.6.8.2.1) y un margen normalizado para multitrayecto de la célula;

siendo:

$\sigma_{multitrayecto,i}(El_i)$ = 0,13 + o,5 $e^{-El_i/10\ grd}$, el modelo normalizado para la contribución de multitrayectos para la célula (en metros);

El_i = ángulo de elevación de la i-ésima fuente telemétrica (en grados); y

Az_i = el azimut de la i-ésima fuente telemétrica en el sentido contrario a las agujas del reloj en el eje x (en grados).

Nota.- Para facilitar la lectura, se omitió el subíndice i *de la ecuación de la matriz de proyección.*

3.6.5.5.1.2 *Condiciones de medición con falla.* Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, los valores de VPL_{H1} y LPL_{H1} se definen como iguales a cero. De lo contrario el nivel de protección vertical (VPL_{H1}) y el nivel de protección lateral (LPL_{H1}) suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, son:

$$VPL_{H1} = \max [VPL_j] + D_V$$

$$LPL_{H1} = \max [LPL_j] + D_L$$

siendo VPL_j y LPL_j para j = 1 a 4 los siguientes:

$$VPL_j = |B\_vert_j| + K_{md}, \sigma_{vert,H1}$$ y

$$LPL_j = |B\_lat_j| + K_{md}, \sigma_{lat,H1}$$

DV = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1)

DL = parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1)

y

$$B\_vert_j = \sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i \times B_{i,j});$$

$$B\_lat_j = \sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i \times B_{i,j});$$

$B_{i,j}$ = diferencias de radiodifusión entre las correcciones de seudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la $j^{-ésima}$ medición del receptor de referencia respecto a la i-ésima fuente telemétrica;

K_{md} = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección perdida, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla;

$$\sigma^2 \text{ vert, H1} = \sum_{i=1}^{N}(s\_vert_i^2 \; x \; \sigma\_H1_i^2)$$

$$\sigma^2 \text{ lat, H1} = \sum_{i=1}^{N}(s\_lat_i^2 \; x \; \sigma\_H1_i^2)$$

$$\sigma\_H1_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right) \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

$\sigma_{pr\_gnd,i}^2$ depende del GAST activo
Para GAST A, B o C: $\sigma_{pr\_gnd,;i} = \sigma_{pr\_gnd}$ para la i-iésima fuente telemétrica (según se define en 3.6.4.2);
Para GAST D: $\sigma_{pr\_gnd,;i} = \sigma_{pr\_gnd\_D}$ para la i-iésima fuente telemétrica (según se define en (3.6.4.11);

$\sigma_{tropo,i}^2$, $\sigma_{pr\_air,i}^2$ y $\sigma_{iono,i}^2$ como se definen en 3.6.5.5.1.1.2;

M_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B); y

U_i = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.- En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén influenciados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.

3.6.5.5.1.3 *Definición de multiplicadores K para aproximación de precisión de Categoría I y APV.* Los multiplicadores se presentan en la Tabla B-67.

Tabla B-67. Multiplicadores K para servicios de aproximación GBAS

Multiplicador	M_i			
	1(Nota)	2	3	4
K_{ffmd}	6,86	5,762	5,81	5,847
K_{md}	No se utiliza	2,935	2,935	2,878

Nota.— Para GAST A con apoyo de radiodifusión de mensajes de tipo 101 sin bloque de parámetros B.

Nota.- Para aproximaciones APV I con apoyo de radiodifusión de mensajes de tipo 101 sin bloque de parámetros B.

3.6.5.5.2 *Servicio de determinación de la posición GBAS.* El nivel de protección horizontal de la señal en el espacio es un límite superior de confianza en el error horizontal de la posición relativo al punto de referencia GBAS definido como:

$$HPL = MAX \{HPL_{H0}, HPL_{H1}, HEB\}$$

Nota.- Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.

3.6.5.5.2.1 *Condiciones de medición normales.* El nivel de protección horizontal (HPLH0), suponiendo que existen condiciones de medición normales (es decir, sin errores) en todos los receptores de referencia y en todas las fuentes telemétricas, se calcula de la forma siguiente:

$$HPLH0 = K_{ffmd}, POS^{d}_{mayor}$$

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} S_{x,i}^2 \, \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} S_{y,i}^2 \, \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} S_{x,i} \, S_{y,i} \sigma_i^2$$

Nota.- Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.

siendo:

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$$

$S_{x,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección x respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite

$S_{y,i}$ = derivada parcial del error de posición en la dirección y respecto al error de seudodistancia en el i-ésimo satélite

$K_{ffmd,POS}$ = multiplicador derivado de la probabilidad de detección frustrada sin falla

N = número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición

i = índice de la fuente telemétrica para las fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición

σ_i = el término error de seudodistancia según se define en 3.6.5.5.1.1

$$\sigma\_H1_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right)\sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2$$

Mi = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica (indicados por los valores B).

Ui = número de receptores de referencia utilizados para calcular las correcciones de seudodistancia de la i-ésima fuente telemétrica, excluido el j-ésimo receptor de referencia.

Nota.- En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén afectados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.

Nota.- Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal.

3.6.5.5.2.2 *Condiciones de medición con falla.* Cuando se radiodifunde el mensaje de tipo 101 sin bloques de parámetro B, el valor de HPLH1 se define como igual a cero. De lo contrario, el nivel de protección horizontal (HPLH1), suponiendo que existe una falla latente en un receptor de referencia, y solamente en uno, es:

$HPL_{H1} = \max [HP_{Lj}]$

siendo HPLj para j = 1 a 4 lo siguiente:

$HPL_j = |B\_horz_j| + K_{md\_POS\ dmayor,\ H1}$

y

$$B\_horz_j = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{N} S_{x,i}B_{i,j}\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^{N} S_{y,i}B_{i,j}\right)^2}$$

$B_{i,j}$ = diferencias de radiodifusión entre las correcciones de seudodistancia de radiodifusión y las correcciones obtenidas excluyendo la j-ésima medición del receptor de referencia respecto a la i-ésima fuente telemétrica.

K_{md_POS} = multiplicador obtenido a partir de la probabilidad de una detección frustrada, a condición de que el subsistema de tierra esté en falla.

$$d_{mayor} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$$

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} S_{x,i}^2 \, \sigma_i^2$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} S_{y,i}^2 \, \sigma_i^2$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} S_{x,i} \, S_{y,i} \sigma_i^2$$

Nota.- Para el servicio de determinación de la posición GBAS, el eje de x y el eje de y definen una base ortogonal arbitraria en el plano horizontal

Nota.- En una falla latente se incluyen todas las mediciones erróneas que no hayan sido inmediatamente detectadas por el subsistema de tierra, de forma tal que los datos de radiodifusión estén afectados y que haya un error de posición inducido en el subsistema de aeronave.

3.6.5.5.2.3 *Definición de multiplicadores K para el servicio de determinación de la posición GBAS.* El multiplicador K_{ffmd_POS} es igual a 10,0 y el multiplicador K_{md_POS}, es igual a 5.3.

3.6.5.6 *Límites de alerta*

Nota 1.- En el Adjunto D, 7.13 figura orientación relativa al cálculo de los límites de alerta, incluidas las aproximaciones asociadas a los números de canal 40 000 a 99 999.

Nota 2.- El cálculo de los límites de alarma depende del tipo de servicio activo

3.6.5.6.1 Límites de alerta GAST C y D. Los límites de alerta se definen en las Tablas B-68 y B-69. Para posiciones de aeronave en las que la desviación lateral excede del doble de la desviación a la que se logra una desviación lateral de plena escala del indicador de desviación de rumbo, o cuando la desviación vertical excede del doble que se logra a una deflexión de vuelo hacia abajo de escala completa de un indicador de desviación de rumbo, los límites de alerta tanto lateral como vertical se ajustan a los valores máximos indicados en las tablas.

3.6.5.6.2 Límites de alerta GAST A y B. Los límites de alerta son iguales a FASLAL y FASVAL tomados del mensaje de tipo 4 para aproximaciones con números de canal en la gama de 20 001 a 39 999. Para aproximaciones con números de canal en la gama de 40 000 a 99 999, los límites de alerta se almacenan en la base de datos de a bordo.

3.6.5.7 Número de canal. Cada aproximación GBAS transmitida desde el subsistema de tierra está asociada a un número de canal en la gama de 20 001 a 39 999. El servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona, está asociado a un número de canal aparte en la gama de 20 001 a 39 999. El número de canal está dado por:

Número de canal = 20 000 + 40 (F – 108,0) + 411(S)

siendo:

F = frecuencia de radiodifusión de datos (MHz);
S = RPDS o RSDS

y

RPDS = selector de datos de trayectoria de referencia para el bloque de datos FAS (según lo definido en 3.6.4.5.1)
RSDS = selector de datos de la estación de referencia para el subsistema de tierra GBAS (según lo definido en 3.6.4.3.1)

Para números de canal transmitidos en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 (según lo definido en 3.6.4.3.2.1), solamente se utiliza RSDS.

Nota 1.- Cuando no se radiodifunde FAS para una APV, la aproximación GBAS está asociada a un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999.

Nota 2.- En el Adjunto D, 7.7 se presentan textos de orientación relativos a la selección de número de canal.

Tabla B-68. Límite lateral de alerta de GAST C y D

Distancia horizontal de la posición de la aeronave desde LTP/FTP trasladada a lo largo de la trayectoria de aproximación final (metros)	Límite lateral de alerta (metros)
D ≤ 873	FASLAL
873 < D ≤ 7 500	0,0044D (m) + FASLAL – 3,85
D > 7 500	FASLAL + 29,15

Tabla B-69. Límite vertical de alerta de GAST C y D

Altura por encima del LTP/FTP de la posición de la aeronave trasladada hacia la trayectoria de aproximación final (pies)	Límite vertical de alerta (metros)
H ≤ 200	FASVAL
200 < H ≤ 1 340	0,02925H (ft) + FASVAL – 5,85
H > 1 340	FASVAL + 33,35

Para números de canal transmitidos en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 (según lo definido en 3.6.4.3.2.1), solamente se utiliza RSDS.

Nota 1.— Cuando no se radiodifunde FAS para una APVaproximación con apoyo de GAST A o B, la aproximación GBAS está asociada a un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999.

Nota 2.— En el Adjunto D, 7.7 se presentan textos de orientación relativos a la selección de número

de canal.

3.6.5.8 *Límite de la posición del error de efemérides*

Nota.- Los límites de la posición del error de efemérides se calculan únicamente para las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites utilizadas en la solución de la posición (índice j) y no para otros tipos de fuentes telemétricas (satélites o seudólites SBAS) que no están sujetos a fallas de efemérides no detectadas. No obstante, en los cálculos de estos límites de posición se utiliza la información de todas las fuentes telemétricas empleadas en la solución de la posición (índice i).

3.6.5.8.1 *Aproximación GBAS* . Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral se definen de la manera siguiente:

$$VEB = \underset{j}{MAX}\{VEBj\} + D_V$$

$$LEB = \underset{J}{MAX}\{LEBj\} + D_L$$

Los límites de la posición del error de efemérides vertical y lateral para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de posición, se obtienen aplicando lo siguiente:

$$VEB_j = |s\_vert_j| X_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LEB_j = |s\_lat_j| X_{air} P_{ej} + K_{md\_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s\_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

siendo:

D_V	= parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1
D_L	= parámetro determinado a bordo dependiendo del GAST activo (3.6.5.5.1.1.1)
s_verti o j	se define en 3.6.5.5.1.1
s_lati o j	se define en 3.6.5.5.1.1
Xair se	define en 3.6.5.4
N	número de fuentes telemétricas utilizadas en la solución de la posición
σi	se define en 3.6.5.5.1.1
Pej	parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica La fuente de este parámetro depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo GAST A, B o : Pej = P del mensaje de tipo 1 o tipo 101 correspondiente a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.2.3) GAST D: Pej = PD del mensaje de tipo 11 correspondiente a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.11.3
$K_{md\_e,j}$	multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para GAST A-C asociado a la constelación de satélites para la j-ésima fuente

telemétrica. La fuente de este parámetro depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo:
GAST A, B o C: Kmd ej, = Kmd_e_D,GPS o Kmd_e,GLONASS vienen del bloque de datos adicional 3 del mensaje de tipo 2 (sección 3.6.4.3.2.2)

3.6.5.8.2 *Servicio de determinación de la posición GBAS.* El límite de la posición del error de efemérides horizontal se define de la manera siguiente:

$$HEB = \underset{j}{MAX} \{HEB_j\}$$

El límite de la posición del error de efemérides horizontal para la j-ésima fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición, se obtiene aplicando lo siguiente:

$$HEB_j = |s_{horz,j}|\ x_{air} P_j + K_{md\text{-}e\text{-}POS} d_{mayor}$$

siendo:

$s_{horz,j}^2$ =	$s_{xj}^2 + s_{yj}^2$
$s_{x,}j$	se define en 3.6.5.5.2.1
s_{yj}	se define en 3.6.5.5.2.1
x_{air}	se define en 3.6.5.4
P_j	parámetro de descorrelación de la efemérides de radiodifusión para la j-ésima fuente telemétrica. La fuente telemétrica de este parámetro no depende del tipo de servicio de aproximación GBAS activo. En todos los casos Pj = P del mensaje de tipo 1 o del tipo 101 correspondientes a la j-ésima fuente telemétrica (sección 3.6.4.2.3)
$K_{md\_e\_POS}$	multiplicador de detección frustrada de efemérides de radiodifusión para el servicio de determinación de la posición GBAS asociado a la constelación de satélites para la $j^{-ésima}$ fuente telemétrica ($K_{md\_e\_POS,\ GPS}$ o $K_{md\_e\_POS,\ GLONASS}$)
d_{mayor} se define en 3.6.5.5.2.1	

3.6.5.9 Error de gradiente inosferico

El máximo error de seudodistancia corregido con adaptación de 30 segundos no detectado causado por un gradiente ionosferico (EIG) se calcula basándose en los parámetros de radiodifusión Y_{EIG} y M_{EIG}, como sigue:

$$E_{IG} = Y_{EIG} + M_{EIG} \times D_{EIG}$$

siendo:

Y_{EIG} = el valor máximo de EIG (metros) en el mensaje de tipo 2

M_{EIG} = pendiente de EIG (m/km) máximo en el mensaje de tipo 2

D_{EIG} = la distancia en kilómetros entre el emplazamiento del LTP para la radiodifusión de aproximación seleccionada en el mensaje de tipo 4 y el punto de referencia GBAS en el mensaje de tipo 2

3.6.6 Tablas de mensajes

Cada mensaje GBAS se codificará de conformidad con el formato de mensaje correspondiente definido en las Tablas B-70 a B-73.

Nota.- La estructura de tipo de mensaje se define en 3.6.4.1.

Tabla B-70. Mensaje de correcciones de seudodistancia de tipo 1

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m
B_1	8	±6,35 m	0,05 m
B_2	8	±6,35 m	0,05 m
B_3	8	±6,35 m	0,05 m
B_4	8	±6,35 m	0,05 m

Tabla B-70A. Mensaje de correcciones de seudodistancia GRAS de tipo 101

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1
Número de mediciones (N)	5	0 a 18	1
Tipo de medición	3	0 a 7	1
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275 \times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m
CRC de efemérides	16	—	—
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s
Número de parámetros B	1	0 ó 4	—
Extra	7	—	—
Para N bloques de medición			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m
Bloque de parámetro B (si se proporciona)			
B_1	8	±25,4 m	0,2 m
B_2	8	±25,4 m	0,2 m
B_3	8	±25,4 m	0,2 m
B_4	8	±25,4 m	0,2 m

Tabla B-70B. Mensaje de correcciones de seudodistancia de tipo 11 (seudodistancia con adaptación de 30 segundos)

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 – 1199,9 s	
Bandera de mensaje adicional	2	0 – 3	
Número de mediciones	5	0 – 18	
Tipo de medición	3	0 – 7	
Parámetro de descorrelación de efemérides D (P_D) (Notas 1, 3) Para N bloques de medición	8	0 – 1,275x10^{-3} m/m	5x10^{-6} m/m
ID de fuente telemétrica	8	1 – 255	1
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01m
Corrección de cambio distancia (RRC_{30})	16	±327,767 m	0,001 m/s
Sigma _PR_gnd_D ($\sigma_{pr\_gnd\_D}$) ($Nota$ 2)	8	0 – 5,08 m	0,02 m
Sigma _PR_gnd_30s ($\sigma_{pr\_gnd\_30s}$) ($Nota$ 2)	8	0 – 5,08 m	0,02 m

Notas:

1. *Para satélites SBAS, el parámetro se pone a todos ceros*
2. *1111 1111 indica que la fuente no es válida*
3. *El parámetro está asociado al primer bloque de medición transmitida.*

Tabla B-71A. Mensaje de datos relativo a GBAS de tipo 2

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	-
Letra de designación de exactitud en tierra	2	-	-
Extra	1	-	-
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1
Declinación magnética local	11	±180°	0,25°
Reservado y puesto a cero (00000)	5	-	-
$\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$	8	0 a 25,5 x 10^{-4}m/m	0,1 x 10^{-6} m/m
Índice de refractividad	8	16 a 781	3
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m
Incertidumbre de refractividad	8	0 a 255	1
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcseg
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcseg
Altura del punto de referencia GBAS	24	±83 886,97 m	0,01 m
Bloque de datos adicional 1 (si se proporciona)			
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1
Distancia de uso máxima (Dmáx)	8	2 a 510 km	2 km
$K_{md\ e\ POS,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\ e,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05
$K_{md\ e\ POS,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,050,05
$K_{md\ e,GLONASS}$	8	0 a 12,75	
Bloques de datos adicionales (se repite para todos los proporcionados)			
Longitud de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Número de bloque de datos adicional	8	2 a 255	1
Parámetros de datos adicionales	Variable	-	-

Nota.— Pueden adjuntarse múltiples bloques de datos adicionales a un mensaje de tipo 2.

Tabla B-71B. Mensaje nulo de tipo 3

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Relleno	Variable (nota)	N/A	N/A

Nota.- El número de bytes del campo de relleno es 10 menos que el valor correspondiente al campo de la longitud del mensaje del encabezado del mensaje como se definió en la sección 3.6.3.4.

Tabla B-72. Mensaje de datos FAS de tipo 4

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Para N conjuntos de datos	8	2 a 212	1 byte
Longitud de conjunto de datos			
Bloque de datos FAS	304	-	-
Límite de alerta vertical/estado de aproximación FAS			
1) cuando el designador de actuación de aproximación asociado (APD) está codificado como 0)	8	0 a 50,8 m	0,2 m
2) cuando el designador de actuación de aproximación asociado (APD) no está codificado como 0)		0 a 25,4 m	0,1 m
Límite de alerta lateral/estado de aproximación FAS	8	0 a 50,8 m	0,2 m

Tabla B-73. Mensaje de disponibilidad de la fuente telemétrica prevista de tipo 5

Contenido de datos	Bits utilizados	Gama de valores	Resolución
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s
Extra	2	—	—
Número de fuentes afectadas (N)	8	0 a 31	1
Para N fuentes afectadas			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de la disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s
Número de aproximaciones con obstáculos (A)	8	0 a 255	1
Para aproximaciones con obstáculos A			
Selector de datos de trayectoria de referencia	8	0 a 48	—
Número de fuentes afectadas para esta aproximación (N_A)	8	1 a 31	1
Para N_A fuentes telemétricas afectadas en esta aproximación			
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1
Sentido de disponibilidad de la fuente	1	—	—
Duración de disponibilidad de la fuente	7	0 a 1 270 s	10 s

3.6.7 Elementos ajenos a la aeronave

3.6.7.1 *Actuación*

3.6.7.1.1 *Exactitud*

3.6.7.1.1.1 La media cuadrática (RMS) (1 sigma) de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos para satélites GPS y GLONASS será:

$$RMS_{pr\_gnd} \leq \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0})^2}{M} + (a_2)^2}$$

siendo:

M	= el número de receptores de referencia GNSS, según lo indicado en el parámetro de mensaje de tipo 2 (3.6.4.3), o, cuando este parámetro esté codificado para indicar “no aplicable”, el valor de M se define como 1;
n	= enésima fuente telemétrica;
Θ_n	= ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y
a_0, a_1, a_2, y Θ_0	= parámetros definidos en las Tablas B-74 y B-75 para cada uno de los designadores definidos de exactitud en tierra (GAD).

Nota 1.- El requisito de exactitud del subsistema de tierra GBAS está determinado por la letra de designador GAD y por el número de receptores de referencia instalados.

Nota 2.- En la contribución del subsistema de tierra al error de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos especificado en las Tablas B-74 y B-75 y en la contribución a los satélites SBAS no se incluyen el ruido de aeronave ni los multitrayectos de aeronave.

Tabla B-74. Parámetros GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GPS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥ 5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	> 35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5 a 35	0,24	0	—	0,04

Tabla B-75. GBAS — Parámetros de requisito de exactitud GLONASS

Letra de designador de exactitud de tierra	θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	θ_0 (grados)	a_2 (metros)
A	≥ 5	1,58	5,18	14,3	0,078
B	≥ 5	0,3	2,12	15,5	0,078
C	> 35	0,3	1,68	15,5	0,042
	5 a 35	0,48	0	—	0,042

3.6.7.1.1.2 La RMS de la contribución del subsistema de tierra a la exactitud de seudodistancia corregida con adaptación de 100 segundos para satélites SBAS será:

$$\mathrm{RMS}_{\mathrm{pr\_gnd}} \leq \frac{1{,}8}{\sqrt{\mathrm{M}}}\,(\mathrm{metros})$$

con M definido en 3.6.7.1.1.1.

Nota.- Están en preparación las clasificaciones GAD para fuentes telemétricas SBAS.

3.6.7.1.2 *Integridad*

3.6.7.1.2.1 *Riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS*

3.6.7.1.2.1.1 Riesgo de integridad del subsistema de tierra para servicios de aproximación GBAS
3.6.7.1.2.1.1.1. Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para los tipos A, B o C de servicio de aproximación GBAS. Para los subsistemas de tierra GBAS clasificados como FAST A, B o C, el riesgo de integridad será inferior a 1,5 × 10−7 por aproximación.

Nota 1.- El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad de nivel de protección (3.6.7.1.2.2.1) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la monitorización de las señales de satélite requerido en 3.6.7.3.3

Nota 2.- Se define el riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesada por un receptor libre de fallas usando cualquier dato GBAS que la aeronave podría utilizar en el volumen de servicio, lleva a un error de la posición relativa vertical o lateral fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo de la señal en el espacio. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de los servicios de aproximación GBAS y el límite de la posición del error de efemérides, si se radiodifunde un bloque de datos adicional 1.

3.6.7.1.2.1.1.2 Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para el tipo D de servicio de aproximación GBAS. Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, el riego de integridad para todos los efectos que no sean los errores inducidos por condiciones ionosféricas anómalas será inferior a 1,5 x 10-7 por aproximación.

Nota 1.- El riego de la integridad asignado al subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D es un subconjunto del riego de integridad de la señal en el espacio GBAS del que se ha excluido el riego de integridad del nivel de protección (3.6.7.1.2.2.1) y se han incluido los efectos de todas las otras fallas de GAS, SBAS y constelaciones principales de satélites.

Nota 2.- Para GAST D, el riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesado por un receptor libre de fallas usando cualquier dato GBAS que la aeronave podría utilizar en el volumen de servicio, en ausencia de una anomalía ionosférica, lleva a un error de la posición relativa vertical o lateral fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un periodo más largo que el tiempo hasta alerta máxima de la señal en el espacio. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de los servicios d aproximación de GBAS y el límite de la posición del error de efemérides. Para GAST D, las condiciones fuera de límite de tolerancia a causa de errores ionosfericos anómalos se excluyen de este riesgo de integridad porque el riego debido a anomalías ionosfericas se ha atribuido al segmento de a bordo y es mitigado por el mismo.

3.6.7.1.2.1.1.3 Riesgo de integridad del subsistema de tierra para el GAST D. Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, la probabilidad de que el subsistema de tierra genere internamente y transmita información no conforme por más de 1,5 segundos será inferior a 1 x 10-9 en un aterrizaje.

Nota 1.- Este requisito de riesgo de integridad adicional para los subsistemas de tierra GBAS FAST D se define en función dela probabilidad de que las fallas internas del subsistema de tierra generen información no conforme. L información no conforme en este contexto se define con respecto a la función prevista del subsistema de tierra de dar apoyo a operaciones de aterrizaje en mínimos de Categoría III. Por ejemplo, la información no conforme incluye cualquier señal de radiodifusión o información de radiodifusión que no se monitoriza de conformidad con la norma.

Nota 2.- Las condiciones del medio ambiente (interferencias inosféricas, troposféricas o de radiofrecuencias anómalas, trayectos múltiples de la señal GNSS, entre otras), no se consideran fallas; sin embargo, las fallas en el equipo del subsistema de tierra que se usa para monitorizar o mitigar los efectos de estas condiciones medioambientales se incluyen en este requisito. De manera similar, se excluyen de este requisito las fallas de la fuente telemétrica de la constelación principal de satélites. No obstante, se incluye l acidad del subsistema de tierra de monitorizar la integridad de estas fuentes telemétricas. Los requisitos de monitorización de las fallas de la fuente telemétrica y las condiciones medioambientales ionosféricas se especifican separadamente en 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 y 3.6.7.3.4

Nota 3.- Las fallas que ocurren en los receptores de tierra utilizados para generar correcciones de radiodifusión se excluyen de este requisito cuando ocurren en uno cualquiera de los receptores de tierra, y en un solo uno, en cualquiera momento. Estas fallas están limitadas por el requisito que figura en 3.6.7.1.2.2.1.2 y el requisito de riesgo de integridad conexo que figura en 3.6.7.1.2.2.1 y 3.6.7.1.2.2.1.1.

3.6.7.1.2.1.2 Tiempo hasta alerta del subsistema de tierra para servicio de aproximación GBAS

3.6.7.1.2.1.2.1 Tiempo hasta alerta máximo para servicios de aproximación

3.6.7.1.2.1.2.1.1 Para un segmento de tierra clasificado como FAST A, B, C o D, el tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 3 segundos para todos los requisitos de integridad de la señal en el espacio (véase el Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.2.1) cuando se radiodifundan mensajes de tipo 1.

Nota 1.- El tiempo hasta alerta del subsistema de tierra es el tiempo entre el principio del error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que incluye los datos de integridad que reflejan la condición. (Véase el Adjunto D, 7.5.12.3).

Nota 2.- Para los subsistemas de tierra FAST D, se aplican los requisitos adicionales para monitorizar el dominio de la distancia de 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 y 3.6.7.3.4. En estos párrafos, se definen los límites de tiempo para que el sistema de tierra detecte errores de seudodistancias fuera de los límites de tolerancias y de la alerta al receptor de a bordo.

3.6.7.1.2.1.2.1.2 Para un segmento de tierra clasificado como FAST A, el tiempo máximo hasta alerta de la señal en el espacio del subsistema de tierra GBAS será inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifundan mensajes de tipo 101.

3.6.7.1.2.1.3 FASLAL y FASVAL del subsistema de tierra

3.6.7.1.2.1.3.1 Para bloques de datos FAS de mensaje de tipo 4 con APD codificado como 1, 2, 3 o 4, el valor FASLAL para cada bloque FAS, según lo definido en el campo de límite de alerta lateral FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 40 metros, y el valor FASVAL para cada bloque FAS,

según lo definido en el campo de límite de alerta vertical FAS del mensaje de tipo 4, no será superior a 10 metros.

3.6.7.1.2.1.3.2 4 Para bloques de datos FAS de mensaje de tipo 4 con APD codificado como cero, el valor FASLAL y FASVAL no será superior a los límites de alerta lateral y vertical indicados en la RAB 69, Parte I, 3.7.2.4, para el uso operacional previsto.

3.6.7.1.2.1.2.4 Riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra para el servicio de determinación de la posición GBAS. Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad será inferior a 9,9 × 10−8 por hora.

Nota 1.- El riesgo de integridad asignado al subsistema de tierra GBAS es un subconjunto del riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS, del que se ha excluido el riesgo de integridad del nivel de protección (3.6.7.1.2.2.2) y se han incluido los efectos de las demás fallas de GBAS, SBAS y constelaciones principales de satélites. En el riesgo de integridad del subsistema de tierra GBAS se incluye el riesgo de integridad de la monitorización de las señales de satélite requerido en 3.6.7.3.3

Nota 2.- El riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que al ser procesada por un receptor libre de fallas, usando cualquier dato GBAS que podría utilizar la aeronave, lleva a un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período más largo que el tiempo hasta alerta máximo. Un error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede tanto del nivel de protección horizontal como del límite de la posición del error de efemérides horizontal.

3.6.7.1.2.1.4.1 Tiempo hasta alerta para el servicio de determinación de la posición GBAS. El tiempo hasta alerta máximo del subsistema de tierra será inferior o igual a 3 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 1 e inferior o igual a 5,5 segundos cuando se radiodifunden mensajes de tipo 101.

Nota.- El tiempo hasta alerta es el tiempo entre el inicio del error de la posición relativa horizontal fuera de los límites de tolerancia y la transmisión del último bit del mensaje que contiene los datos de integridad que reflejan la condición.

3.6.7.1.2.2 Riesgo de integridad del nivel de protección

3.6.7.1.2.2.1 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicios de aproximación GBAS, el riesgo de integridad del nivel de protección será inferior a 5 H 10^{-8} por aproximación.

Nota.- El riesgo de integridad del nivel de protección de los servicios de aproximación es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la solución de posición con adaptación de 100 s relativa al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección asociados en virtud de las dos siguientes condiciones:

a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.1.1 con D_V D_L puestos a cero; y
b) condiciones de medición con falla definidas en 3.6.5.5.1.2 con D_V D_L puestos a cero.

Nota.- La limitación del subsistema de tierra de la solución de posición GAST D con adaptación de 100 s garantizará que la solución de posición GAST D con adaptación de 30 s esté limitada.

3.6.7.1.2.2.1.1. Requisitos e limitación adicionales para subsistemas de tierra FAST D, σvert (utilizado en el cálculo de nivel de protección VPLH0) y σlat (utilizado en el cálculo de nivel de protección LPLH0) para GAST D formados basándose en los parámetros de radiodifusión (definidos en 3.6.5.5.1.1.1) y excluyendo la contribución de abordo satisfarán la condición de que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a σvert y σrat limiten las

distribuciones de error vertical y lateral de los errores de corrección diferencial combinados como sigue:

$$\int_{y}^{\infty} f_n\,(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n\,(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

siendo:

(x) = función de densidad de probabilidad del error vertical o lateral diferencial excluyendo la contribución de a bordo, y

$$Q_x = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt$$

$\sigma_{ver,\,H1}$ (utilizado en el cálculo del nivel de protección VPL_{H1}) y $\sigma_{lat,\,H1}$ (utilizado en el cálculo del nivel de protección LPL_{H1}) para GAST D formados basándose en los parámetros de radiodifusión (definidos en 3.6.5.5.1.2) y excluyendo la contribución de a bordo limitarían los errores de corrección diferencial combinados (como se definen más arriba) formados por todos los subconjuntos posibles con un receptor de referencia excluido.

Nota 1.- La contribución de a bordo se trata en 3.6.8.3.2.1 en combinación con el uso del modelo estándar de trayectos múltiples de a bordo definido en 3.6.5.5.1.1.2.

Nota 2.- Los errores de corrección diferencial combinados se refieren a las correcciones con adaptación de código-portadora con constante de tiempo de adaptación de 100 segundos.

3.6.7.1.2.2.1.2 Para un subsistema de tierra GBAS clasificado como FAST D, el régimen de mediciones erróneas de uno cualquiera de los receptores de referencia, y de sólo uno, será inferior a 1×10^{-5} por 150 segundos.

Nota.- Puede haber mediciones erróneas debido a fallas en el receptor o raíz de condiciones medioambientales exclusivas de un emplazamiento específico del receptor de referencia

3.6.7.1.2.2.2 Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, el riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición será inferior a 10−9 por hora.

Nota.- El riesgo de integridad del nivel de protección del servicio de determinación de la posición GBAS es el riesgo de integridad debido a errores no detectados en la posición relativa horizontal al punto de referencia GBAS que sean superiores a los niveles de protección del servicio de determinación de la posición GBAS en virtud de las dos siguientes condiciones:

a) condiciones de medición normal definidas en 3.6.5.5.2.1; y
b) condiciones de medición con falla definidas en 3.6.5.5.2.2.

3.6.7.1.3 Continuidad de servicio

3.6.7.1.3.1 Continuidad de servicio para los servicios de aproximación. La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS será superior o igual a $1 - 8{,}0 \times 10^{-6}$ durante 15 segundos.

Nota.- La continuidad de servicio del subsistema de tierra GBAS es la probabilidad promedio, por período de 15 segundos, de que la radiodifusión de datos VHF transmita datos dentro de la tolerancia, la intensidad de campo de la radiodifusión de datos VHF esté dentro de la gama especificada y los niveles de protección sean inferiores a los límites de alerta, comprendidos con cambios de la configuración que ocurra debido al segmento espacial. Este requisito de continuidad de servicio es la atribución total de la continuidad de la actuación de la señal en el espacio especificada en la Subparte 3, Tabla 3.7.2.4-1 y, por consiguiente, todos los riesgos para la continuidad comprendidos en esta especificación deben ser tenidos en cuenta por el proveedor del subsistema de tierra.

3.6.7.1.3.2 Requisitos adicionales de continuidad de servicio para FAST D. La probabilidad de falla o de alerta falsa de un subsistema de tierra GBAS, excluyendo la monitorización de la fuente telemétrica, que cause una interrupción no programada del servicio por un período de 1,5 segundos o más no será superior a $2,0 \times 10^{-6}$ durante cualquier intervalo de 15 segundos. La probabilidad de que el subsistema de tierra excluya una fuente telemétrica sin falla en particular de las correcciones del tipo 1 o del tipo 11 debido a detección falsa por los monitores de integridad de tierra no será superior a $2,0 \times 10^{-7}$ en cualquier intervalo de 15 segundos.

Nota 1.— La pérdida de servicio incluye fallas que provocan la pérdida de radiodifusión de datos VHF, falta de intensidad de campo de la radiodifusión de datos VHF, fallas que generan transmisión de datos de radiodifusión VHF fuera de los límites de tolerancia, y alerta debida a una falla de integridad. El Adjunto D. 7.6.2.1, contiene orientación sobre las posibles causas de pérdida de servicio y la monitorización de detecciones falsas.

Nota 2.— La continuidad para FAST D se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra continúe proporcionando los servicios asociados a las funciones previstas del subsistema de tierra. La continuidad total de la actuación del sistema de navegación de la aeronave en el dominio de posición debe evaluarse en el contexto de una integración específica de la geometría de satélites y el avión.

La evaluación de la continuidad del servicio de navegación del dominio de posición es responsabilidad del usuario de a bordo para el GAST D. En el Adjunto D, 7.6.2.1, se proporciona información adicional sobre la continuidad.

3.6.7.1.3.3 Continuidad del servicio de determinación de la posición

Nota.- Para los subsistemas GBAS de tierra que proporcionan servicio de determinación de la posición GBAS, podrá haber requisitos de continuidad adicionales dependiendo de las operaciones previstas.

3.6.7.2 REQUISITOS FUNCIONALES

3.6.7.2.1 Generalidades

3.6.7.2.1.1 Requisitos de radiodifusión de datos

3.6.7.2.1.1.1 Los subsistemas de tierra GBAS radiodifundirán los tipos de mensajes que se definen en la Tabla B-75ª conforme a los tipos de servicio apoyados por el subsistema de tierra.

3.6.7.2.1.1.2 Cada subsistema de tierra GBAS radiodifundirá mensajes de tipo 2 con bloques de datos adicionales según se requiera para dar apoyo a las operaciones previstas.

Nota.— En el Adjunto D, 7.17, se proporciona orientación sobre la utilización de bloques de datos adicionales en mensajes de tipo 2.

3.6.7.2.1.1.3 Cada subsistema de tierra GBAS que apoye los tipos de servicio de aproximación GBAS (GAST) B, C o D radiodifundirá bloques FAS en los mensajes de tipo 4 para estas aproximaciones. Si un subsistema de tierra GBAS presta apoyo a aproximaciones con GAST A o B y no radiodifunde bloques FAS para las aproximaciones correspondientes, radiodifundirá el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

Nota.- Los bloques FAS para procedimientos APV pueden mantenerse en una base de datos a bordo de la aeronave. La radiodifusión del bloque de datos adicional 1 permite que el receptor de a bordo seleccione el subsistema de tierra GBAS que presta apoyo a los procedimientos de aproximación en la base de datos de a bordo. También pueden radiodifundirse bloques FAS para prestar apoyo a operaciones de la aeronave sin ninguna base de datos de a bordo. En estos procedimientos se utilizan diferentes números de canal según lo descrito en el Adjunto D, 7.7.

3.6.7.2.1.1.4 Cuando se utiliza el mensaje de tipo 5, el subsistema de tierra radiodifundirá el mensaje de tipo 5 a un régimen que se conforme a la Tabla B-76.

Nota.- Cuando la máscara normal de 5º no sea adecuada para describir la visibilidad del satélite ya sea en las antenas del subsistema de tierra, ya sea en una aeronave durante una aproximación determinada, puede utilizarse el mensaje de tipo 5 para radiodifundir información adicional a la aeronave.

3.6.7.2.1.1.5 Regímenes de radiodifusión de datos. Para todos los tipos de mensaje que se requiera radiodifundir, se proporcionarán en cada punto dentro del volumen de servicio mensajes que satisfagan los requisitos de intensidad de campo de la Subparte 3, 3.7.3.5.4.4.1.2 y 3.7.3.5.4.4.2.2 y los regímenes mínimos indicados en la Tabla B-76. Los regímenes totales de radiodifusión de un mensaje desde todos los sistemas de antena del subsistema de tierra combinados no excederán de los regímenes máximos indicados en la Tabla B-76

.

Nota.- En el Adjunto D, 7.12.4 figuran textos de orientación relativos al uso de sistemas de antenas múltiples.

3.6.7.2.1.2 Identificador de bloque de mensaje. El MBI se pondrá ya sea a normal o a prueba, de conformidad con la codificación indicada en 3.6.3.4.1.

Tabla B-75A. Tipos de mensaje GBAS para cada tipo de servicio al que se presta apoyo

Tipo de mensaje	GAST A - Nota 1	GAST B - Nota 1	GAST C - Nota 1	GAST D - Nota 1
MT 1	Facultativo - Nota 2	Requerido	Requerido	Requerido
MT 2	Requerido	Requerido	Requerido	Requerido
MT2-ADB I	Facultativo - Nota 3	Facultativo - Nota 3	Facultativo - Nota 3	Requerido
MT2-ADB 2	Facultativo - Nota 4	Facultativo - Nota 4	Facultativo - Nota 4	Facultativo
MT2-ADB 3	No se utiliza	No se utiliza	No se utiliza	Requerido
MT2-ADB 4	Recomendado	Recomendado	Recomendado	Requerido
MT 3- Nota 5	Recomendado	Recomendado	Recomendado	Requerido
MT 4	Facultativo	Requerido	Requerido	Requerido
MT 5	Facultativo	Facultativo	Facultativo	Facultativo
MT 11 - Nota 6	No se utiliza	No se utiliza	No se utiliza	Requerido
MT 101	Facultativo - Nota 2	No permitido	No permitido	No permitido

Nota 1.— Definición de términos

- *Requerido: El mensaje debe transmitirse cuando se apoye el tipo de servicio;*
- *Facultativo: La transmisión del mensaje es facultativa cuando se apoya el tipo de servicio (no se utiliza en algunos o todos los subsistemas de a bordo);*
- *Recomendado: El uso del mensaje es facultativo, pero se recomienda cuando se apoya el tipo de servicio;*
- *No se utiliza: El mensaje no es utilizado por los subsistemas de a bordo para este tipo de servicio;*
- *No permitido: La transmisión del mensaje no se permite cuando se apoya el tipo de servicio.*

Nota 2.— Los subsistemas de tierra que apoyan tipos de servicio GASTA pueden radiodifundir mensajes de tipo 1 o 101, pero no ambos. En el Adjunto D, 7.18, figuran textos de orientación sobre el uso del mensaje de tipo 101.

Nota 3.— Se requiere MT2-ADB1 si se ofrece servicio de determinación de la posición.

Nota 4.— Se requiere MT2-ADB2 si se ofrece servicio GRAS.

Nota 5.— El uso de MT3 se recomienda (GAST A, B, C) o se requiere (GAST-D) solamente para satisfacer los requisitos de ocupación de intervalo señalados en 3.6.7.4.1.3.

Nota 6.— En el Adjunto D, 7.20, figuran textos de orientación sobre el uso del mensaje de tipo II.

Tabla B-76. Regímenes de radiodifusión de datos VHF del GBAS

Tipo de mensaje	Régimen mínimo de radiodifusión	Régimen máximo de radiodifusión
I ó 101	Para cada tipo de medición todos los bloques de medición una vez por trama (nota)	Para cada tipo de medición: todos los bloques de medición una vez por intervalo
2	Una vez por cada 20 tramas consecutivas	Una vez por trama (excepto por lo indicado en 3.6.7.4.1.2)
3	El régimen depende de la longitud del mensaje y la programación de otros mensajes (véase 3.6.7.4.1.3)	Una vez por intervalo y ocho veces por trama
4	Todos los bloques FAS una vez por cada 20 tramas consecutivas 20 tramas consecutivas	Todos los bloques FAS una vez por trama
5	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 20 tramas consecutivas	Todas las fuentes aquí afectadas una vez por cada 5 tramas consecutivas
11	Para cada tipo de medición: Todos los bloques de medición una vez por trama (Nota)	Para cada tipo de medición: Todos los bloques de medición una vez por intervalo

Nota.— Un mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 o dos mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 que están enlazados mediante la bandera adicional de mensaje descrita en 3.6.4.2, 3.6.4.10.3 o 3.6.4.11.3.

3.6.7.2.1.3 Autenticación de la VDB

3.6.7.2.1.3.1 Todos los subsistemas de tierra GBAS deberían apoyar la autenticación de la VDB (sección 3.6.7.4) 3.6.7.2.2 Correcciones de seudodistancia

3.6.7.2.1.3.2 Todos los subsistemas de tierra clasificados como FAST D apoyarán la autenticación de la VDB (sección 3.6.7.4)

3.6.7.2.2 Correcciones de seudodistancia

3.6.7.2.2.1 Latencia del mensaje. El tiempo entre la hora indicada por la cuenta Z modificada y el último bit de la radiodifusión del mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 no excederá de 0,5 segundos.

3.6.7.2.2.2 Datos de baja frecuencia. Salvo durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica en el mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 se pondrá en secuencia de forma que el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites sea transmitida por lo menos una vez cada 10 segundos. Durante un cambio de efemérides, la primera fuente telemétrica se pondrá en secuencia de forma que el parámetro de descorrelación de efemérides, la CRC de efemérides y la duración de disponibilidad de la fuente para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites se transmita por lo menos una vez cada 27 segundos. Cuando se reciben nuevos datos de efemérides de una fuente telemétrica de constelación principal de satélites, el subsistema de tierra utilizará los datos de la efemérides previa desde cada satélite hasta que se haya recibido de forma continua, por lo menos en los últimos 2 minutos, pero realizará una transición

a los nuevos datos de efemérides antes de que hayan transcurrido 3 minutos. Cuando se efectúe la transición al uso de los nuevos datos de efemérides, para determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra radiodifundirá la nueva CRC de efemérides y la información de baja frecuencia conexa, a saber P y PD para todos los casos en los que la fuente telemétrica proporcione información de baja frecuencia en mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 en las 3 siguientes tramas consecutivas. Para una determinada fuente telemétrica, el subsistema de tierra continuará transmitiendo los datos correspondientes a los datos de efemérides previos hasta que se transmita la nueva efeméride CRC en los datos de baja frecuencia del mensaje de tipo 1 de tipo 11 o de tipo 101 (véase la nota). Si la CRC de efemérides se modifica y el IOS no se modifica, el subsistema de tierra considerará como inválida la fuente telemétrica.

Nota.- El retardo antes de la transmisión de efemérides da suficiente tiempo al subsistema de aeronave para recopilar los nuevos datos de efemérides.

3.6.7.2.2.2.1 El parámetro de descorrelación de efemérides y la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites deben radiodifundirse con la mayor frecuencia posible.

3.6.7.2.2.3 Corrección de seudodistancia de radiodifusión. Cada corrección de seudodistancia de radiodifusión estará determinada combinando la estimación de corrección de seudodistancia para la fuente telemétrica pertinente calculada a partir de cada uno de los receptores de referencia. Para cada satélite las mediciones utilizadas en esta combinación se obtendrán a partir de los mismos datos de efemérides. Las correcciones se basarán en las mediciones de seudodistancia de código para cada satélite utilizando la medición de portadora de un filtro de adaptación y los parámetros de adaptación específicos del tipo de servicio de aproximación de conformidad con el Apéndice B, 3.6.5.1.

3.6.7.2.2.4 Parámetros de integridad de la señal en el espacio radiodifundida. El subsistema de tierra proporcionará los parámetros σ_{pr_gnd} y B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 1 de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2 para GAST A, B y C. Con cada corrección de seudodistancia se proporcionarán por lo menos dos valores B que no estén utilizando la codificación especial (según se define en la sección 3.6.4.2.4). El subsistema de tierra proporcionará σ_{pr_gnd} y, de ser necesario, los parámetros B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 101 de tal modo que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

Nota.- La radiodifusión de los parámetros B es facultativa para los mensajes de tipo 101. En el Adjunto D, 7.5.11 se presentan textos de orientación relativos a los parámetros B en los mensajes de tipo 101.

3.6.7.2.2.4.1 Parámetros de integridad de la señal en el espacio radiodifundida para subsistemas de tierra FAST D. Los subsistemas de tierra que apoyan GAST D proporcionarán Sigma_PR_gnd_D en el mensaje de tipo 11 y los parámetros B para cada corrección de seudodistancia en el mensaje de tipo 1 de modo que se satisfaga el requisito de riesgo de integridad del nivel de protección que se define en 3.6.7.1.2.2.1.

3.6.7.2.2.4.2 Para los sistemas FAST D que radiodifunden el mensaje de tipo 11, si σ_{pr_gnd} se codifica como inválido en el mensaje de tipo 1, entonces $Sigma\_PR_{\_gnd\_D}$ para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11 también se codificará como inválido.

3.6.7.2.2.5 Deben monitorizar las mediciones del receptor de referencia. No debe utilizarse mediciones erróneas o receptores de referencia con falla para calcular las correcciones de seudodistancia.

3.6.7.2.2.6 Transmisión repetida de mensajes de tipo 1, de tipo 2, de tipo 11 o de tipo 101. Para un determinado tipo de medición y dentro de una trama dada, todas las radiodifusiones de mensajes de

tipo 1, de tipo 2, de tipo 11 o de tipo 101 o de pares enlazados provenientes de todas las estaciones de radiodifusión GBAS que comparten una identificación de GBAS común, tendrán un contenido de datos idéntico.

3.6.7.2.2.7 Expedición de datos. El subsistema de tierra GBAS ajustará el campo IOD de cada bloque de medición de fuente telemétrica al valor IOD recibido de la fuente telemétrica que corresponde a los datos de efemérides utilizados para calcular la corrección de seudodistancia.

3.6.7.2.2.8 Aplicación de modelos de error de la señal. No se aplicarán correcciones ionosféricas y troposféricas a las seudodistancias utilizadas para calcular las correcciones de seudodistancia.

3.6.7.2.2.9 Par enlazado de mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101. Si se transmite un par enlazado de mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101, entonces,

a) los dos mensajes tendrán la misma cuenta Z modificada;
b) el número mínimo de correcciones de seudodistancia en cada mensaje será uno;
c) el bloque de medición para un satélite determinado no se radiodifundirá más de una vez en un par enlazado de mensajes;
d) los dos mensajes se radiodifundirán en intervalos de tiempo distintos;
e) el orden de los valores B en los dos mensajes será el mismo;
f) para un tipo de medición particular, el número de mediciones y datos de baja frecuencia se calculará separadamente para cada uno de los dos mensajes individuales;
g) en el caso de FAST D, cuando se transmita un par de mensajes enlazados de tipo 1 habrá también un par enlazado de mensajes de tipo 11; y
h) cuando se utilicen mensajes enlazados de tipo 1 o de tipo 11, los satélites se dividirán en los mismos conjuntos y orden en ambos mensajes de tipo 1 y de tipo 11.

Nota.— Los mensajes de tipo 1 pueden incluir satélites adicionales no disponibles en los mensajes de tipo 11, pero el orden relativo de los satélites disponibles en ambos mensajes es el mismo en los mensajes de tipo 1 y de tipo 11. El procesamiento de a bordo no es posible para los satélites incluidos en el mensaje de tipo 11 pero no incluidos en el mensaje de tipo 1 asociado.

3.6.7.2.2.9.1 Los mensajes enlazados deberían utilizarse únicamente cuando haya que transmitir más correcciones de seudodistancia que las que quepan en un mensaje de tipo 1.

3.6.7.2.2.10 Requisitos de cuenta Z modificada

3.6.7.2.2.10.1 Actualización de cuenta Z modificada. La cuenta Z modificada para mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 de un tipo determinado de medición adelantará cada trama.

3.6.7.2.2.10.2 Si se radiodifunde un mensaje de tipo 11, los mensajes de tipo 1 y de tipo 11 asociados tendrán la misma cuenta Z modificada.

3.6.7.2.2.11 Parámetros de descorrelación de efemérides

3.6.7.2.2.11.1 Parámetro de descorrelación de efemérides para servicios de aproximación. Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 1 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.1.1.

3.6.7.2.2.11.2 Parámetro de descorrelación de efemérides para GAST D. Los subsistemas de tierra clasificados como FAST D radiodifundirán el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 11 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites a fin de respetar el riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.1.3.

3.6.7.2.2.11.2 3 Servicio de determinación de la posición GBAS. Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá el parámetro de descorrelación de efemérides en el mensaje de tipo 1 para cada una de las fuentes telemétricas de la constelación principal de satélites, que permita ajustarse al riesgo de integridad de la señal en el espacio del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1.2.4

3.6.7.2.3 Datos relacionados con el GBAS

3.6.7.2.3.1 Parámetros de retardo troposférico. El subsistema de tierra radiodifundirá un índice de refractividad, altura de escala e incertidumbre de refractividad en el mensaje de tipo 2, de forma que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad de nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.2 Indicación GCID

3.6.7.2.3.2.1 Indicación GCID para FAST A, B o C. Si el subsistema de tierra satisface los requisitos indicados en 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.3.2 y 3.6.7.3.3.1, pero no todos los de 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1 y 3.6.7.1.3.2, se pondrá el GCID a 1, de lo contrario se pondrá a 7.

Nota.— Algunos de los requisitos aplicables a FAST D son redundantes con los requisitos de FAST A, B y C. La frase "no todos" se refiere a la condición en que un subsistema de tierra puede satisfacer algunos de los requisitos aplicables a FAST D pero no todos ellos. Por consiguiente, en esa condición el GCID debería ponerse a 1, para indicar que el subsistema de tierra satisface solamente FAST A, B o C.

3.6.7.2.3.2.2 Indicación GCID para FAST D. Si el subsistema de tierra satisface los requisitos indicados en 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.1.3.2, 3.6.7.3.2 y 3.6.7.3.3, se pondrá el GCID a 2; de lo contrario, se ajustará a lo prescrito en 3.6.7.2.3.2.1.

3.6.7.2.3.2.3 Los valores 3 y 4 del GCID están reservados para tipos de servicios futuros y no deben utilizarse.

3.6.7.2.3.3 Exactitud de la posición del centro de fase de la antena de referencia GBAS. El error de posición del centro de fase de la antena de referencia será inferior a 8 cm relativo al punto de referencia GBAS, para cada receptor de referencia GBAS.

3.6.7.2.3.4 Exactitud del levantamiento del punto de referencia GBAS. El error de levantamiento del punto de referencia GBAS, relativo a WGS-84, debe ser inferior a 0,25 m vertical y 1 m horizontal.
Nota.- El texto de orientación pertinente figura en el Adjunto D, 7.16.

3.6.7 .2.3.5 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica.

3.6.7.2.3.5.1 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica para todos los subsistemas de tierra. El subsistema de tierra radiodifundirá un parámetro de gradiente de retardo ionosférico en el mensaje de tipo 2 tal que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

3.6.7.2.3.5.2 Parámetro de estimación de incertidumbre ionosférica para subsistemas de tierra FAST D. El subsistema de tierra radiodifundirá un parámetro de gradiente de retardo ionosférico en el mensaje de tipo 2, bloque de datos adicional 3, de modo que se satisfagan los requisitos de riesgo de integridad del nivel de protección definidos en 3.6.7.1.2.2.

Nota.— En el Adjunto D, 7.5.6.1.3 y 7.5.6.1.4, figuran textos de orientación sobre la limitación de errores de dominio de posición en FAST D para errores ionosféricos.

3.6.7.2.3.6 Para los subsistemas de tierra que ofrecen servicio de determinación de la posición GBAS, el subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de límite de la posición del error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.7 Todos los subsistemas de tierra deben radiodifundir los parámetros de límite de la posición de error de efemérides usando el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2.

3.6.7.2.3.8 Para los subsistemas de tierra que radiodifunden el bloque de datos adicional 1 en el mensaje de tipo 2, se aplicarán los requisitos siguientes:

3.6.7.2.3.8.1 Distancia de uso máxima. El subsistema de tierra proporcionará la distancia de uso máxima ($D_{máx}$) Cuando se proporcione el servicio de determinación de la posición, el riesgo de integridad del subsistema de tierra prescrito en 3.6.7.1.2.1. 4 y el riesgo de integridad del nivel de protección que se prescribe en 3.6.7.1.2.2.2 se satisfarán dentro de la $D_{máx}$. Cuando se proporcione el servicio de aproximación, la distancia de uso máxima comprenderá, como mínimo, todos los volúmenes de servicio de aproximación que reciban el apoyo.

3.6.7.2.3.8.2 Parámetros de detección frustrada de efemérides. El subsistema de tierra radiodifundirá los parámetros de detección frustrada de efemérides para cada constelación principal de satélites de modo que se satisfaga el riesgo de integridad del subsistema de tierra que se prescribe en 3.6.7.1.2.1.

3.6.7.2.3.8.3 Indicación del servicio de determinación de la posición GBAS. Si el sistema de tierra no satisface los requisitos de 3.6.7.1.2.1.2 y 3.6.7.1.2.2.2, el subsistema de tierra indicará, usando el parámetro RSDS, que no se ofrece el servicio de determinación de la posición GBAS.

3.6.7.2.3.9 Si la radiodifusión de datos VHF se transmite en más de una frecuencia dentro del área de servicio GRAS, cada estación de radiodifusión GBAS dentro del subsistema de tierra GRAS radiodifundirá los bloques de datos adicionales 1 y 2.

3.6.7.2.3.9.1 La radiodifusión de datos VHF debería incluir los parámetros del bloque de datos adicional 2 para identificar los números de canal y los emplazamientos de las estaciones de radiodifusión GBAS adyacentes y cercanas dentro del subsistema de tierra GRAS.

Nota.- Esto facilita la transición desde una estación de radiodifusión GBAS a otras estaciones de radiodifusión GBAS en el subsistema de tierra GRAS.

3.6.7.2.4 Datos del tramo de aproximación final

3.6.7.2.4.1 Exactitud de los puntos de datos FAS. El error del levantamiento relativo entre los puntos de datos FAS y el punto de referencia GBAS serán inferior a 0,25 metros, en sentido vertical y a 0,40 metros en sentido horizontal.

3.6.7.2.4.2 Debe asignarse la CRC de tramo de aproximación final en el momento de diseño del procedimiento y debe mantenerse como parte integral del bloque de datos FAS desde tal momento en adelante.

3.6.7.2.4.3 El GBAS debe permitir la función de reglar el FASVAL y FASLAL para cualquier bloque de datos FAS a "1111 1111" para limitar la aproximación al sentido lateral solamente o para indicar que la aproximación no debe utilizarse, respectivamente.

3.6.7.2.4.4 LTP/FTP para FAST D. Para aproximaciones que admiten GAST D, el punto LTP/FTP en la definición FAS correspondiente se emplazará en la intersección del eje de pista y el umbral de aterrizaje.

Nota.— Los sistemas de a bordo pueden calcular la distancia hasta el umbral de aterrizaje utilizando el LTP/FTP. Para aproximaciones GAST D, el LTP/FTP estará en el umbral de modo que estos cálculos de la distancia por recorrer reflejen fiablemente la distancia hasta el umbral.

3.6.7.2.4.5 Emplazamiento del FPAP para FAST D. Para aproximaciones que admiten GAST D, el punto FPAP en la definición FAS correspondiente se emplazará en la prolongación del eje de pista y el parámetro de desplazamiento longitud se codificará para indicar correctamente el extremo de parada de la pista.

3.6.7.2.5 Datos previstos de disponibilidad de la fuente telemétrica

Nota.- Los datos de disponibilidad de fuente telemétrica son facultativos para los subsistemas de tierra FASTA, B o C y pueden ser requeridos para posibles operaciones del futuro.

3.6.7.2.6 Requisitos funcionales generales relativos a aumentación

3.6.7.2.6.1 Los subsistemas de tierra GBAS clasificados como FAST C o FAST D deberían como mínimo proporcionar aumentación basada en GPS.

3.6.7.2.6.2 Los subsistemas de tierra clasificados como FAST C deberían poder procesar y radiodifundir correcciones por lo menos para 12 satélites de cada constelación principal a la que se proporcionen correcciones diferenciales.

3.6.7.2.6.3 Los subsistemas de tierra clasificados como FAST D serán capaces de procesar y radiodifundir correcciones por lo menos para 12 satélites de una constelación principal.

Nota.— La validación técnica se ha completado únicamente para GAST D cuando se aplica a GPS.

3.6.7.2.6.4 Siempre que sea posible, para cada constelación principal a la que se proporcione aumentación deberían especificarse las correcciones diferenciales respecto de todos los satélites visibles con una elevación superior a 5° por encima del plano horizontal local tangente al elipsoide en el emplazamiento de referencia del subsistema de tierra.

Nota.— La expresión "siempre que sea posible" en este contexto significa que el hecho de satisfacer otro requisito prescrito en estos SARPS (por ejemplo. 3.6.7.3.3.1) no excluye que se proporcione una corrección diferencial para un satélite particular.

3.6.7.3 MONITORIZACIÓN

3.6.7.3.1 Monitorización de RF

3.6.7.3.1.1 Monitorización de radiodifusión de datos VHF. Se monitorizarán las transmisiones de radiodifusión de datos. Cesará la transmisión de los datos en un plazo de 0,5 segundos en casos de discrepancia continua durante cualquier período de 3 segundos entre los datos de aplicación transmitidos y los datos de aplicación obtenidos o almacenados por el sistema de supervisión monitor antes de la transmisión. Para los subsistemas de tierra FAST D, la transmisión de los datos cesará en un plazo de 0,5 segundos en casos de discrepancia continua durante cualquier período de 1 segundo entre los datos de aplicación transmitidos y los datos de aplicación obtenidos o almacenados por el sistema monitor antes de la transmisión.

Nota.— Para los subsistemas de tierra que admiten autenticación, cesar la transmisión de datos significa cesar la transmisión de mensajes de tipo 1 y de mensajes de tipo 11 si corresponde o cesar la transmisión de mensajes de tipo 101. Conforme a 3.6.7.4.1.3, el subsistema de tierra de todos modos debe transmitir mensajes de forma que el porcentaje definido, o un valor mayor, de cada intervalo asignado esté ocupado. Esto puede lograrse transmitiendo mensajes de tipo 2, tipo 3, tipo 4 y/o tipo 5.

3.6.7.3.1.2 Monitorización de intervalos TDMA. El riesgo de que el subsistema de tierra transmita una señal en un intervalo no asignado y falle en detectar una transmisión fuera de intervalo, que exceda de la permitida en 3.6.2.6 en un plazo de 1 segundo, será inferior a 1 × 10-7 en un período cualquiera de 30 segundos. Si se detectan transmisiones fuera de intervalo, el subsistema de tierra dará por terminadas todas las transmisiones de radiodifusión de datos en un plazo de 0,5 segundos.

3.6.7.3.1.3 Dispositivo monitor de potencia de transmisor VDB. La probabilidad de que la potencia transmitida de la señal horizontalmente o elípticamente polarizada aumente en más de 3 dB respecto a la potencia nominal por más de 1 segundo será inferior a 2,0 × 10-7 en cualquier período de 30 segundos.

Nota.- El componente vertical se monitoriza solamente para equipo GBAS/E.

3.6.7.3.2 Supervisión de datos

3.6.7.3.2.1 Dispositivo monitor de calidad de radiodifusión. En la monitorización del subsistema de tierra se satisfarán los requisitos de tiempo hasta alerta indicados en 3.6.7.1.2.1. La medida de monitorización será una de las siguientes:

a) radiodifundir mensajes de tipo 1 (y de tipo 11 si se radiodifunden) o de tipo 101 sin ningún bloque de medición; o
b) radiodifundir mensajes de tipo 1 (y de tipo 11 si se radiodifunden) o de tipo 101 con el campo $\sigma_{pr\_gnd,i}$ (y $\sigma_{pr\_gnd\_D,I}$ si se radiodifunden) puesto para indicar que la fuente telemétrica es inválida respecto a cada fuente telemétrica incluida en la trama anteriormente transmitida; o
c) dar por terminada la radiodifusión de datos.

Nota.- Las medidas de monitorización a) y b) son preferibles a la c) si el modo particular de falla permite tal respuesta, puesto que las medidas a) y b) tienen ordinariamente un tiempo hasta alerta reducido de la señal en el espacio.

3.6.7.3.3 Monitorización de la integridad para fuentes telemétricas GNSS

3.6.7.3.3.1 El subsistema de tierra monitorizará las señales de satélite para detectar condiciones que provoquen un funcionamiento inadecuado del procesamiento diferencial para receptores de a bordo que cumplan con las limitaciones de seguimiento indicadas en el Adjunto D, 8.11. El tiempo hasta alerta del dispositivo monitor satisfará lo indicado en 3.6.7.1.2. La acción del dispositivo monitor será la de poner cr„d a la configuración de bits "1 1 1 1 1111- para el satélite o excluir al satélite del mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101.

3.6.7.3.3.1.1 El subsistema de tierra utilizará el máximo más fuerte de correlación en todos los receptores empleados para generar las correcciones de seudodistancia. El subsistema de tierra detectará también condiciones que lleven a más de un cero de cruce por los receptores de a bordo en los que se utiliza la función de discriminador pronto-tarde, según lo definido en el Adjunto D, 8.11.

3.6.7.3.3.2 Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de que el error en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) de cualquier pista para la que el subsistema de tierra admita GAST D, 1E11, en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos (sección 3.6.5.2) a causa de una falla de la fuente telemétrica no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 radiodifundido dentro de un plazo de 1,5 segundos estará dentro de la región especificada en la Tabla B-76 A.

Las fallas de la fuente telemétrica para las que se aplica este requisito son las siguientes:

a. deformación de la señal (Nota 1);
b. divergencia entre código y portadora;
c. aceleración de seudodistancia excesiva, como en el caso de un escalón u otro cambio rápido; y
d. radiodifusión errónea de datos de efemérides desde el satélite.

Nota 1.— Véase el Apéndice D, 8.11, para obtener más información sobre el equipo de aviónica GAECD en relación con la falla de deformación de la señal.

Nota 2.— Al detectarse, una falla de la fuente telemétrica podrá reflejarse en el mensaje de tipo 11, ya sea:

a. eliminando la corrección para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11, o bien
b. marcando el satélite como inválido con la codificación de o_{pLand_D} (sección 3.6.4.11.4)

Nota 3.— La probabilidad aceptable de región de detección frustrada se define con respecto al error de seudodistancia corregido diferencialmente. El error de seudodistancia corregido diferencialmente, |Er|, incluye el error que resulta de una única falla de fuente telemétrica, dada la aplicación correcta de las correcciones de radiodifusión del mensaje tipo 11 del subsistema de tierra GBAS (es decir, corrección de seudodistancia y correcciones de cambio de distancia definidas en la sección 3.6.4.11) por el equipo de aviónica de la aeronave según se especifica en 3.6.8.3. La evaluación de la actuación Pmd incluye el ruido sin fallas del subsistema de tierra GBAS. El aumento de |Er| con el tiempo debería considerar la latencia de datos del subsistema de tierra, pero no la latencia de a bordo, como se describe en la sección 7.5.12.3.

Nota 4.— En el Adjunto D, 7.5.12, se proporciona información adicional sobre condiciones de falla de la fuente telemétrica y requisitos de monitorización para subsistemas de tierra FAST D. No es necesario considerar los mensajes perdidos como parte del cumplimiento de este requisito

Tabla B-76 A. Parámetros P_{md_limit}

Probabilidad de detección frustrada	Error de seudodistancia (metros)
$P_{md\_limit} \leq 1$	$0 \leq \lvert E_r \rvert < 0{,}75$
$P_{md\_limit} \leq 10^{(-2{,}56 \times \lvert Er \rvert + 1{,}92}$	$0{,}75 \leq \lvert E_r \rvert < 2{,}7$
$P_{md\_limit} \leq 10^{-5}$	$2{,}7 \leq \lvert E_r \rvert < \infty$

3.6.7.3.3.3 Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de que un error en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) de cualquier pista para la que el subsistema de tierra admita GAST D, |Er|, superior a 1,6 m en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos (sección 3.6.5.2) causado por una falla de la fuente telemétrica no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 radiodifundido dentro de un plazo de 1,5 segundos será inferior a $1x10^{-9}$ en cada aterrizaje cuando se multiplique por la probabilidad a priori ($P_{apriori}$).

Las fallas de la fuente telemétrica para las que se aplica este requisito son las siguientes:

a. deformación de la señal (Nota 1);
b. divergencia entre código y portadora;
c. aceleración de seudodistancia excesiva, como en el caso de un escalón u otro cambio rápido; y
d. radiodifusión errónea de datos de efemérides desde el satélite.

Nota 1.— Véase el Apéndice D, 8.11, para obtener más información sobre el equipo de aviónica GAEC-D en relación con la falla de deformación de la señal.

Nota 2.— Se pretende que la probabilidad a priori de cada falla de la fuente telemétrica ,(P apnor) tenga el mismo valor que se utiliza en el análisis para demostrar el cumplimiento de los requisitos de limitación de error para FAST C y D (véase el Apéndice B. 3.6.5.5.1.1.1).

Nota 3.— Al detectarse, una falla de la fuente telemétrica podrá reflejarse en el mensaje de tipo 11, ya sea.

a. eliminando la corrección para el satélite asociado en el mensaje de tipo 11; o
b. marcando el satélite como inválido con la codificación de σpr_gnd_D (sección 3.6.4.11.4).

Nota 4.— En el Adjunto D, 7.5.12, se proporciona información adicional sobre condiciones de falla de la fuente telemétrica y requisitos de monitorización para subsistemas de tierra FAST D. No es necesario considerar los mensajes perdidos como parte del cumplimiento de este requisito.
3.6.7.3.4 Mitigación del gradiente ionosférico

Para los subsistemas de tierra FAST D, la probabilidad de un error (lErl) en la seudodistancia corregida con adaptación de 30 segundos en el punto del umbral de aterrizaje (LTP) para cada pista que admite GAST D que a) se deba a un gradiente de retardo ionosférico espacial, b) sea mayor que el valor EIG calculado a partir del mensaje de tipo 2 de radiodifusión, y c) no se detecte ni refleje en el mensaje de tipo 11 de radiodifusión en un plazo de 1,5 segundos será inferior a 1×10^{-9} en cada aterrizaje. El subsistema de tierra FAST D limitará los parámetros de radiodifusión de tipo 2 para garantizar que el EIG máximo en cada LTP en apoyo de operaciones GAST D no sobrepase 2,75 metros.

Nota 1.— La probabilidad total de un gradiente de retardo no detectado incluye la probabilidad a priori del gradiente y la probabilidad de detección frustrada de los dispositivos monitores.

Nota 2.— En 7.5.6.1.8 figura orientación sobre la validación de este requisito.

3.6.7.4. Requisitos funcionales para los protocolos de autenticación

3.6.7.4.1 Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que admiten autenticación

3.6.7.4.1.1 El sistema terrestre radiodifundirá el bloque de datos adicional 4 con el mensaje de tipo 2 con un campo de definición del grupo de intervalos codificado para indicar qué intervalos se asignan a la estación terrestre.

3.6.7.4.1.2 El subsistema de tierra radiodifundirá cada mensaje de tipo 2 sólo en un intervalo de un conjunto de intervalos definidos como intervalos aprobados MT 2. El primer intervalo del grupo intervalos aprobados MT 2 corresponde a la codificación SSID para su sistema de tierra. El intervalo A se representa por medio de SSID=O, el B mediante el 1, el C con el 2 y el H con el 7. El grupo de intervalos aprobados MT 2 incluye también al intervalo siguiente después del intervalo correspondiente a la estación SSID si existe en la trama. Si no hay un intervalo adicional antes del final de la trama, solo se incluye en el conjunto el SSID.

Nota.— Por ejemplo, el grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = O incluiría los intervalos {A, B} mientras que el grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = 6 incluiría los intervalos {G, H}. El grupo de intervalos aprobados MT 2 para SSID = 7 incluye solamente el intervalo (H).

3.6.7.4.1.2.1 El conjunto de intervalos asignados a una estación terrestre incluirá como mínimo todos los intervalos aprobados MT 2 según se describe en la sección 3.6.7.4.1.2.

3.6.7.4.1.3 Nivel de ocupación del intervalo asignado. El subsistema de tierra transmitirá mensajes de forma que el 89% o más de cada intervalo asignado se encuentre ocupado. De ser necesario, podrán utilizarse mensajes de tipo 3 para llenar el espacio no utilizado de cualquier intervalo de tiempo asignado.

Nota 1.— En el Adjunto D, 7.21, se proporciona más información sobre el cálculo del nivel de ocupación del intervalo.

Nota 2.— El requisito se aplica al conjunto de transmisiones de todos los transmisores de un subsistema de tierra GBAS. Debido al bloqueo de la señal, es posible que no todas estas transmisiones se reciban en el volumen de servicio.

3.6.7.4.1.4 Codificación del identificador de trayectoria de referencia. Cada identificador de la trayectoria de referencia que se incluya en cada bloque de datos del segmento de aproximación final radiodifundido por la estación terrestre por medio de mensajes de tipo 4 tendrá la primera letra que se seleccione para indicar el SSID de la estación terrestre de acuerdo con la codificación que sigue:

Codificación:	*A*	=	*SSID de 0*
	X	=	*SSID de 1*
	Z	=	*SSID de 2*
	J	=	*SSID de 3*
	C	=	*SSID de 4*
	V	=	*SSID de 5*
	P	=	*SSID de 6*
	T	=	*SSID de 7*

3.6.7.4.2 Requisitos funcionales para los subsistemas terrestres que no admiten autenticación

3.6.7.4.2.1 Codificación del identificador de la trayectoria de referencia. Los caracteres de este conjunto, {A X Z J C V P T}, no se utilizarán como el primer carácter del identificador de la trayectoria de referencia en ninguna radiodifusión del bloque FAS que realice el subsistema de tierra por medio de mensajes de tipo 4.

3.6.8 Elementos de aeronave

3.6.8.1 Receptor GNSS. El receptor GNSS con capacidad de GBAS procesará las señales del GBAS de conformidad con los requisitos especificados en esta sección así como con los requisitos indicados en 3.1.3.1, en 3.2.3.1 o en 3.5.8.1.

Nota.— Para garantizar el logro de los objetivos de actuación y funcionales requeridos para el GAST D, es necesario que el equipo de a bordo se ajuste a las normas de actuación y funcionales definidas. Las normas de actuación operacional mínima pertinentes figuran en RTCA DO-253D.

3.6.8.2 Requisitos de actuación

3.6.8.2.1 Exactitud del receptor de aeronave GBAS

3.6.8.2.1.1 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error en función del ángulo de elevación del satélite será:

$$RMSpr\_air\ (\Theta n) \leq a_0 + a_1 \times e^{-(\Theta n/\Theta 0)}$$

siendo:

n	= *enésima fuente telemétrica;*
Θn	= *ángulo de elevación para la enésima fuente telemétrica; y*
a_0, a_1 *y* Θ_0	= *parámetros definidos en la Tabla B-77 para el GPS y en la Tabla B-78 para el GLONASS.*

3.6.8.2.1.2 La RMS de la contribución total del receptor de aeronave al error para satélites SBAS se definirá en 3.5.8.2.1 respecto a cada uno de los designadores definidos de exactitud de aeronave.

Nota.- En la contribución del receptor de aeronave no se incluye el error de medición inducido por multitrayectos de la célula de la aeronave.

3.6.8.2.2 Actuación del receptor de radiodifusión de datos VHF

3.6.8.2.2.1 Gama de sintonización para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de sintonizar a frecuencias en la gama de 108,000 – 117,975 MHz en incrementos de 25 kHz.

3.6.8.2.2.2 Gama de adquisición para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF será capaz de adquirir y mantenerse enganchado a señales dentro de ±418 Hz de la frecuencia nominal asignada.

Nota.- En el requisito precedente se tiene en cuenta la estabilidad de frecuencia del subsistema de tierra GBAS y el desplazamiento doppler para el caso más perjudicial debido al movimiento de la aeronave. En la gama dinámica del control automático de frecuencia debería también tenerse en cuenta el balance de error de estabilidad de frecuencia del receptor de radiodifusión de datos VHF de la aeronave.

3.6.8.2.2.3 Régimen de fallas de mensaje en la radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF tendrá un régimen de fallas de mensaje inferior o igual a un mensaje fallado por cada 1 000 mensajes de datos de aplicación de longitud completa (222 bytes), , dentro de la gama de intensidad del campo RF que se define en 3.7.3.5.4.4 recibidos por la antena de a condición de que la variación en la potencia promedio de la señal recibida entre ráfagas sucesivas en un intervalo de tiempo determinado no exceda de 40 dB. Entre los mensajes fallados se incluirán los perdidos mediante el sistema del receptor de radiodifusión de datos VHF o que no satisfacen la CRC después de la aplicación de la FEC.

Nota 1.- La antena receptora de aeronave de la radiodifusión de datos VHF pueden estar polarizadas horizontalmente o verticalmente. Debido a la diferencia en cuanto a la intensidad de la señal de los componentes horizontal o verticalmente polarizados de la señal de radiodifusión, la pérdida total máxima para aplicación en la aeronave en las antenas receptoras de polarización horizontal es 4 dB más alta que la pérdida máxima en las antenas receptoras de polarización vertical. En el Adjunto D, 7.2, figura orientación para determinar la pérdida por aplicación en la aeronave.

Nota 2.— Es aceptable superar el requisito de variación de potencia de señal en partes limitadas del volumen de servicio cuando los requisitos operacionales lo permiten. En el Adjunto D, 7.12.4.1 figura orientación al respecto.

Tabla B-77. Requisito de exactitud del receptor GPS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	Θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	Θ_0 (grados)
A	≥5	0.15	0.43	6.9
B	≥5	0.11	0.13	4

Tabla B-78. Requisito de exactitud del receptor GLONASS de aeronave

Designador de exactitud de aeronave	Θ_n (grados)	a_0 (metros)	a_1 (metros)	Θ_0 (grados)
A	≥5	0.39	0.9	5.7
B	≥5	0.105	0.25	5.5

3.6.8.2.2.4 Decodificación de intervalo de tiempo para radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión VHF satisfará los requisitos indicados en 3.6.8.2.2.3 para todos los tipos de mensaje

requeridos (sección 3.6.8.3.1.2.1) procedentes del subsistema de tierra GBAS seleccionado. Estos requisitos se satisfarán en presencia de cualquier otra transmisión GBAS permitida en cualquiera y en todos los intervalos de tiempo, respecto a los niveles indicados en 3.6.8.2.2.5.1 b).

Nota.- Entre las otras transmisiones GBAS permitidas se incluyen: a) otros tipos de mensaje con la misma SSID, y b) mensajes con SSID distinta.

3.6.8.2.2.5 Rechazo de cocanal

3.6.8.2.2.5.1 Radiodifusión de datos VHF como fuente de señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal de radiodifusión de datos VHF cocanal no deseada que sea:

a) la asignada a los mismos intervalos de tiempo y 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada en la entrada del receptor o inferior; o
b) la asignada a intervalos de tiempo distintos y más de 72 dB por encima de la intensidad de campo de la señal de radiodifusión de datos VHF mínima deseada que se define en 3.7.3.5.4.4..

3.6.8.2.2.5.2 VOR como señal no deseada. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal VOR cocanal no deseada que esté 26 dB por debajo de la potencia de señal de radiodifusión de datos VHF deseada en la entrada del receptor

3.6.8.2.2.6 Rechazo de canal adyacente

3.6.8.2.2.6.1 Primer canal adyacente de 25 kHz (±25 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una señal no deseada transmitida que esté con un desplazamiento de 25 kHz a ambos lados del canal deseado que sea:

a) de 18 dB por encima de la potencia de la señal deseada en la entrada del receptor, cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o
b) de potencia igual en la entrada del receptor, cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.6.2 Segundo canal adyacente de 25 kHz (±50 kHz). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales no deseadas transmitidas con un desplazamiento de 50 kHz o más a ambos lados del canal deseado que sean:

a) 43 dB por encima de la potencia de la señal deseada en la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o
b) 34 dB por encima de la potencia de la señal deseada en la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.6.3 Tercer y más allá canales adyacentes de 25 kHz (±75 kHz o más). El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales no deseadas transmitidas con un desplazamiento de 75 kHz o más a ambos lados del canal deseado que sean:

a) 46 dB por encima de la potencia de señal deseada en la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea otra señal de radiodifusión de datos VHF asignada a los mismos intervalos de tiempo; o
b) 46 dB por encima de la potencia de señal deseada en la entrada del receptor cuando la señal no deseada sea VOR.

3.6.8.2.2.7 Rechazo de señales fuera de canal de fuentes dentro de la banda de 108,000 – 117,975 MHz. Cuando no esté presente ninguna señal de radiodifusión de datos VHF en el canal, el receptor de radiodifusión de datos VHF no tendrá datos de salida de una señal de radiodifusión de datos VHF no deseada, por cualquiera de los otros canales asignables.

3.6.8.2.2.8 Rechazo de señales procedentes de fuentes fuera de banda 108,000 – 117,975 MHz

3.6.8.2.2.8.1 Inmunidad a interferencia de radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de una o más señales que tengan la frecuencia y los niveles de interferencia total especificados en la Tabla B-79.

3.6.8.2.2.8.2 Desensibilización. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de señales de radiodifusión FM VHF con los niveles de señal indicados en las Tablas B-80 y B-81.

3.6.8.2.2.8.3 Inmunidad frente a intermodulación FM de radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de interferencia de productos de intermodulación de tercer orden de dos señales de radiodifusión FM VHF cuyos niveles se ajustan con lo siguiente:

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{máx}] \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF en la gama 107,7 – 108,0 MHz y

$$2N_1 + N_2 + 3\left(23 - S_{máx} - 20\log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF por debajo de 107,7 MHz cuando las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF producen dentro del receptor un producto de intermodulación de tercer orden de dos señales a la frecuencia VDB deseada.

N_1 y N_2
son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF a la entrada del receptor de radiodifusión de datos en VHF. Ninguno de los niveles excederá de los criterios de desensibilización establecidos en 3.6.8.2.2.8.2.
Δf = 108,1 –f1, siendo f1 la frecuencia de N1, la señal de radiodifusión sonora FM VHF más cercana a 108,1 MHz.

$S_{máx}$ es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.

Nota.- El requisito de inmunidad de intermodulación FM no se aplica a un canal de radiodifusión de datos en VHF que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, las frecuencias bajo 108,1 MHz no están destinadas para asignaciones generales. En el Adjunto D, 7.2.1.2, se proporciona información adicional.

3.6.8.3 Requisitos funcionales de aeronave

Nota.— Salvo cuando se especifique otra cosa, los requisitos siguientes se aplican a todas las clasificaciones de equipo de a bordo GBAS, según se describe en el Adjunto D, 7.1.4.3.

3.6.8.3.1 Condiciones para utilización de datos

3.6.8.3.1.1 El receptor utilizará los datos de un mensaje GBAS solamente si se ha verificado la CRC para tal mensaje.

3.6.8.3.1.2 El receptor utilizará solamente los datos del mensaje si el identificador de bloque de mensaje se pone a la configuración de bits "1010 1010".

Tabla B-79. Niveles máximos de señales no deseadas

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas Frecuencia a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)
50 kHz hasta 88 MHz	-12
88 MHz - 107,900 MHz	(véase 3.6.8.2.2.8.2 y 3.6.8.2.2.8.3)
108,000 MHz - 117,975 MHz	Excluido
118,000 MHz	-43
118,025 MHz	-40
118,050 MHz hasta 1 660,5 MHz	-12
Frecuencia	**Nivel máximo de señales no deseadas Frecuencia a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)**
50 kHz hasta 88 MHz	-12
88 MHz - 107,900 MHz	(véase 3.6.8.2.2.8.2)
108,000 MHz - 117,975 MHz	Excluido
118,000 MHz	-43
118,025 MHz	-40
118,050 MHz hasta 1 660,5 MHz	-12

Notas.-

1. *La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.*
2. *Estos requisitos de inmunidad a interferencia pudieran no ser adecuados para asegurar la compatibilidad entre receptores de radiodifusión de datos VHF y sistemas de comunicación VHF, particularmente para aeronaves que utilizan el componente verticalmente polarizado de la radiodifusión de datos VHF. Sin coordinación entre las asignaciones de frecuencias COM y NAV o respecto de una banda de guarda en el extremos superior de la banda 112 – 117,975 MHz, los niveles máximos citados en los canales inferiores VHF COM (118,000, 118,00833, 118,01666, 118,025, 118,03333, 118,04166, 118,05) pueden excederse a la entrada de los receptores VDB. En ese caso, habrán de ponerse en práctica algunos medios para atenuar las señales COM a la entrada de los receptores VDB (p. ej., separación de antenas). Habrá de asegurarse la compatibilidad final cuando se instale el equipo en la aeronave.*
3. *$S_{máx}$. es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor*

Tabla B-80. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 108,025 a 111,975 MHz

Frecuencia	*Nivel máximo de señales no deseadas Frecuencia a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)*
88 MHz ≤ f ≤ 102 MHz	*-16*
104 MHz	*-11*
106 MHz	*6*
107,9 MHz	*-9*

Notas.-

1. *La relación es lineal entre puntos aislados adyacentes designados por las frecuencias anteriores.*
2. *Este requisito de desensibilización no se aplica a portadoras FM por encima de 107,7 MHz ni a canales VDB a 108,025 ó 108,050 MHz. Véase el Adjunto D, 7.2.1.2.2.*
3. *Smáx es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.*

Tabla B-81. Frecuencia de desensibilización y requisitos de potencia que se aplican a frecuencias VDB desde 112,000 a 117,975 MHZ

Frecuencia	Nivel máximo de señales no deseadas Frecuencia a la entrada del receptor (dB por encima de $S_{máx}$)
88 MHz ≤ f ≤ 102 MHz	-16
104 MHz	-11
106 MHz	6
107,9 MHz	1

Notas.-
1. La relación entre puntos únicos adyacentes designados mediante las frecuencias mencionadas es lineal.
2. Smáx es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.

3.6.8.2.2.8.3 Inmunidad frente a intermodulación FM de radiodifusión de datos VHF. El receptor de radiodifusión de datos VHF satisfará los requisitos especificados en 3.6.8.2.2.3 en presencia de interferencia de productos de intermodulación de tercer orden de dos señales de radiodifusión FM VHF cuyos niveles se ajustan con lo siguiente

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{máx}] \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF en la gama 107,7 – 108,0 MHz y

$$2N_1 + N_2 + 3\left(23 - S_{máx} - 20\log\frac{\Delta f}{0{,}4}\right) \leq 0$$

para señales de radiodifusión sonora FM VHF por debajo de 107,7 MHz cuando las frecuencias de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF producen dentro del receptor un producto de intermodulación de tercer orden de dos señales a la frecuencia VDB deseada.

N1 y N2 son los niveles (dBm) de las dos señales de radiodifusión sonora FM VHF a la entrada del receptor de radiodifusión de datos en VHF. Ninguno de los niveles excederá de los criterios de desensibilización establecidos en 3.6.8.2.2.8.2.

Δf = 108,1 –f1, siendo f1 la frecuencia de N1, la señal de radiodifusión sonora FM VHF más cercana a 108,1 MHz.

$S_{máx}$ es la potencia de la señal de radiodifusión de datos en VHF máxima deseada a la entrada del receptor.

Nota.- El requisito de inmunidad de intermodulación FM no se aplica a un canal de radiodifusión de datos en VHF que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, las frecuencias bajo 108,1 MHz no están destinadas para asignaciones generales. En el Adjunto D, 7.2.1.2, se proporciona información adicional.

3.6.8.3 Requisitos funcionales de aeronave

Nota.— Salvo cuando se especifique otra cosa, los requisitos siguientes se aplican a todas las clasificaciones de equipo de a bordo GBAS, según se describe en el Adjunto D, 7.1.4.3.

3.6.8.3.1 Condiciones para utilización de datos

3.6.8.3.1.1 El receptor utilizará los datos de un mensaje GBAS solamente si se ha verificado la CRC para tal mensaje.

3.6.8.3.1.2 El receptor utilizará solamente los datos del mensaje si el identificador de bloque de mensaje se pone a la configuración de bits "1010 1010".

Tabla B-82. Procesamiento de tipos de mensaje en equipo de a bordo

Clasificación de equipo de a bordo GBAS (GAEC)	Tipos mínimos de mensajes procesados
GAEC A	MT I ó 101, MT 2 (que incluyen bloques de datos adicionales ADB 1 y 2 si se proporcionan)
GAEC B	MT 1, MT 2 (que incluyen ADB 1 y 2 si se proporcionan), MT 4
GAEC C	MT 1, MT 2 (que incluye ADB 1 si se proporciona), MT 4
GAEC D	MT I, MT 2 (que incluye ADB I, 2, 3 y 4), MT 4, MT I1

3.6.8.3.1.2.1 Capacidad de procesamiento de mensajes GBAS. El receptor GBAS deberá, como mínimo, procesar tipos de mensajes GBAS de acuerdo con la Tabla B-82.

3.6.8.3.1.2.2 Procesamiento de a bordo para fines de compatibilidad ascendente
Nota.-Se han tomado medidas para permitir la ampliación futura de las normas GBAS para admitir capacidades nuevas. Pueden definirse nuevos tipos de mensajes, nuevos bloques de datos adicionales para mensajes de tipo 2 y nuevos bloques de datos que definan trayectorias de referencia para su inclusión en el tipo de mensaje 4. Para facilitar estas futuras ampliaciones, todo el equipo debería diseñarse en forma apropiada para que ignore todos los datos que no se reconocen.

3.6.8.3.1.2.2.1 Procesamiento de tipos de mensajes desconocidos. La existencia de mensajes desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

3.6.8.3.1.2.2.2 Procesamiento de bloques de datos ampliados de tipo 2 desconocidos. La existencia de bloques de datos adicionales de mensajes de tipo 2 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

3.6.8.3.1.2.2.3 Procesamiento de bloques de datos de tipo 4 desconocidos. La existencia de bloques de datos de mensajes de tipo 4 desconocidos para el receptor de a bordo no impedirá el procesamiento correcto de los mensajes requeridos.

Nota.-Si bien los SARPS actuales incluyen sólo una definición de bloque de datos para su inclusión en un mensaje de tipo 4, las futuras normas GBAS pueden incluir otras definiciones de la trayectoria de referencia.

3.6.8.3.1.3 El receptor utilizará solamente bloques de medición de fuente telemétrica con cuentas Z modificadas coincidentes.

3.6.8.3.1.4 Si el subsistema de tierra radiodifunde la Dmáx el receptor sólo aplicará correcciones de seudodistancia cuando la distancia al punto de referencia GBAS sea menor que la $D_{máx}$.

3.6.8.3.1.5 El receptor solamente aplicará correcciones de seudodistancia del conjunto más recientemente recibido de correcciones para un determinado tipo de medición. Si el número de campos de medición en los tipos de mensaje más recientemente recibidos (según se requiere en el Apéndice B, sección 3.6.7.2.1.1.1 para el tipo de servicio activo) más recientemente recibido indica que no hay bloques de medición, entonces el receptor no aplicará correcciones GBAS para tal tipo de medición.

3.6.8.3.1.6 Validez de las correcciones de seudodistancia

3.6.8.3.1.6 Cuando el tipo de servicio activo es A, B, o C, el receptor excluirá de la solución de navegación diferencial todas las fuentes telemétricas respecto a las cuales σ_{pr_gnd} en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 se ponga a la configuración de bits "1111 1111".
3.6.8.3.1.6.2 Si el tipo de servicio activo es D, el receptor excluirá de la solución de navegación diferencial todas las fuentes telemétricas respecto a las cuales apr gni D en el mensaje de tipo 11 o σpr_gnd en el mensaje de tipo 1 se ponga a la configuración de bits "111 I 1111".

3.6.8.3.1.7 El receptor utilizará únicamente una fuente telemétrica en la solución de navegación diferencial si la hora de aplicación indicada por la cuenta Z modificada en el mensaje de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 que contiene el parámetro de descorrelación de efemérides para esa fuente telemétrica transcurrió hace menos de 120 segundos.

3.6.8.3.1.8 Condiciones del uso de datos para apoyar servicios de aproximación.
.
3.6.8.3.1.8.1 Durante las etapas finales de una aproximación, el receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de los mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 recibidos durante los últimos 3,5 segundos.

Nota.— En el Adjunto D, 7.5.12.3, figura orientación sobre el tiempo hasta alerta.

3.6.8.3.1.8.2 Indicaciones GCID

3.6.8.3.1.8.2.1 Cuando el tipo de servicio activo es A, B, o C, el receptor utilizará datos de mensaje procedentes de un subsistema de tierra GBAS para guía únicamente si el GCID indica 1, 2, 3 ó 4 antes de iniciar las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.2.2 Cuando el tipo de servicio activo es D, el receptor usará datos de mensajes procedentes de un subsistema de tierra GBAS para guía solamente si la GCID indica 2, 3 o 4 antes de iniciar las etapas finales de la aproximación.

3.6.8.3.1.8.3 El receptor ignorará cualquier cambio que tenga lugar en el GCID durante las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.4 El receptor no proporcionará guía vertical de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASVAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a "1111 1111".
3.6.8.3.1.8.5 El receptor no proporcionará guía de aproximación basada en un bloque particular de datos FAS transmitidos en un mensaje de tipo 4 si el FASLAL recibido antes de iniciarse las etapas finales de la aproximación está puesto a "1111 1111".

3.6.8.3.1.8.6 El receptor hará caso omiso de cambios en los valores de los datos FASLAL y FASVAL transmitidos en un mensaje de tipo 4 durante las etapas finales de una aproximación.

3.6.8.3.1.8.7 El receptor utilizará solamente datos FAS si la CRC FAS ha sido verificada para tales datos.

3.6.8.3.1.8.8 El receptor utilizará solamente mensajes para los cuales la ID GBAS (en el encabezador de bloque de mensaje) coincide con la ID GBAS en el encabezador de mensaje de tipo 4 que incluye los datos FAS seleccionados o el mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.

3.6.8.3.1.8.9 Uso de datos FAS

3.6.8.3.1.8.9.1 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para aproximación de precisión.

3.6.8.3.1.8.9.2 El receptor utilizará los mensajes de tipo 4 para determinar el FAS para las aproximaciones que reciben apoyo del tipo de servicio de aproximación GBAS (GAST) A o B asociado a un número de canal entre 20 001 y 39 999.

3.6.8.3.1.8.9.3 El receptor utilizará el FAS mantenido dentro de la base de datos de a bordo para las aproximaciones que reciben apoyo del tipo de servicio de aproximación GBAS (GAST) A asociado a un número de canal entre 40 000 y 99 999.

3.6.8.3.1.8.10 Cuando el subsistema de tierra GBAS no radiodifunda el mensaje de tipo 4 y el receptor disponga de los datos FAS seleccionados a partir de la base de datos de a bordo, el receptor solamente utilizará mensajes provenientes del subsistema de tierra GBAS previsto.

3.6.8.3.1.9 Condiciones del uso de datos para proporcionar el servicio de determinación de la posición GBAS

3.6.8.3.1.9.1 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 1 recibidos durante los últimos 7,5 segundos.

3.6.8.3.1.9.2 El receptor utilizará únicamente los bloques de mediciones de mensajes de tipo 101 recibidos durante los últimos 5 segundos.

3.6.8.3.1.9.3 El receptor utilizará únicamente los datos de mensaje si se ha recibido un mensaje de tipo 2 que contiene un bloque de datos adicional 1, y el parámetro RSDS de este bloque indica que se proporciona el servicio de determinación de la posición GBAS

3.6.8.3.1.9.4 El receptor utilizará solamente los mensajes para los cuales el ID GBAS (en el encabezador del bloque de mensaje) coincide con el ID GBAS del encabezador del mensaje de tipo 2 que incluye el RSDS seleccionado.

3.6.8.3.2 Integridad

3.6.8.3.2.1 Limitación de los errores de aeronave. Para cada satélite utilizado en la solución de navegación, el receptor calculará un $\sigma_{receptor}$ tal que una distribución normal de media a cero y una desviación normal igual a $\sigma_{receptor}$ limita la contribución del receptor al error de seudodistancia corregido de la forma siguiente

$$\int_{y}^{\infty} f(x)\,dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)\,dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ para cualquier } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

siendo:

f(x) = función de densidad de probabilidad del error residual de seudodistancia de aeronave

y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_x^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\, dt$$

3.6.8.3.2.2 *Uso de parámetros de integridad GBAS.* El elemento de aeronave calculará y aplicará los niveles de protección vertical, lateral y horizontal descritos en 3.6.5.5 Si un parámetro $B_{i,j}$ se pone a la configuración de bits “1000 0000” indicando que no se dispone de la medición, el elemento de aeronave supondrá que $B_{i,j}$ tiene un valor de cero. Para todo tipo de servicio activo, el elemento de aeronave verificará que los niveles de protección vertical y lateral calculados son no mayores que los correspondientes límites de alerta vertical y lateral definidos en 3.6.5.6.

3.6.8.3.3 *Uso de los datos de efemérides del satélite*

3.6.8.3.3.1 *Verificación de IOD.* El receptor utilizará solamente satélites respecto a los cuales la radiodifusión IOD por parte del GBAS en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 coincide con el IOD de la constelación principal de satélites para los datos de reloj y de efemérides utilizados por el receptor.

3.6.8.3.3.2 *Verificación de CRC.* El receptor calculará la CRC de efemérides para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición. Se convalidará la CRC calculada comparándola con la radiodifusión de CRC de efemérides en los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 antes de su utilización en la solución de la posición en un plazo de 1 segundo después de recibirse una nueva CRC de radiodifusión. El receptor cesará inmediatamente de utilizar cualquier satélite respecto al cual no coincidan los valores CRC calculados y radiodifundidos.

3.6.8.3.3.3 *Límites de la posición del error de efemérides*

3.6.8.3.3.3.1 Límites de la posición del error de efemérides para servicios de aproximación GBAS. Si el subsistema de tierra proporciona un bloque de datos adicional 1 en los mensajes de tipo 2, el elemento de aeronave calculará los límites de la posición del error de efemérides definidos en 3.6.5.8.1 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites utilizada en la solución de la posición de aproximación dentro del plazo de 1 segundo después de haber recibido los parámetros de radiodifusión necesarios. El elemento de aeronave verificará que los límites vertical y lateral calculados de la posición del error de efemérides (VEBj o LEBj) no son mayores que los límites de la alerta vertical y la lateral correspondientes que se definen en 3.6.5.6.

3.6.8.3.3.3.2 Límites de la posición del error de efemérides para el servicio de determinación de la posición GBAS. El elemento de aeronave calculará y aplicará el límite de la posición del error de efemérides horizontal (HEBj) definido en 3.6.5.8.2 para cada fuente telemétrica de la constelación principal de satélites que se utilice en la solución de la posición del servicio de determinación de la posición.

3.6.8.3.4 Pérdida de mensajes

3.6.8.3.4.1 Para el equipo de a bordo que funciona con
GAST C como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.2 Para equipo de a bordo que funcione con GAST A o B como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 ni de tipo 101 durante los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.3 Para el equipo de a bordo que funcione con GAST D como su tipo de servicio activo, el receptor proporcionará una alerta apropiada o modificará el tipo de servicio activo si se cumple cualquiera de las condiciones siguientes:

a) La solución de la posición calculada es inferior a 200 ft sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 1 en los últimos 1,5 segundos.
b) La solución de la posición calculada es inferior a 200 ft sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 11 en los últimos 1,5 segundos.
c) La solución de la posición calculada está a 200 ft o más sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 1 en los últimos 3,5 segundos.
d) La solución de la posición calculada está a 200 ft o más sobre el LTP/FTP de la aproximación seleccionada y no se recibió ningún mensaje de tipo 11 en los últimos 3,5 segundos.

3.6.8.3.4.4 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilizan mensajes de tipo 1, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 1 durante los últimos 7,5 segundos.

3.6.8.3.4.4.5 Para el servicio de determinación de la posición GBAS en el que se utilicen mensajes de tipo 101, el receptor proporcionará una alerta apropiada si no se ha recibido ningún mensaje de tipo 101 durante los últimos 5 segundos.

3.6.8.3.5 Mediciones de seudodistancia a bordo.

3.6.8.3.5.1 Adaptación a portadora para equipo de a bordo. El equipo de a bordo utilizará la adaptación a portadora normal de 100 segundos respecto de las mediciones de la fase de código que se define en 3.6.5.1. Durante los primeros 100 segundos después de poner en marcha el filtro, el valor de α será:

a) una constante igual al intervalo de muestreo dividido entre 100 segundos; o
b) una cantidad variable definida por el intervalo de muestreo dividido entre el tiempo en segundos transcurrido desde la puesta en marcha del filtro.

3.6.8.3.5.2 Adaptación a portadora para equipo de a bordo que funciona con GAST D como su tipo de servicio activo. El equipo de a bordo que funciona con GAST D como su tipo de servicio activo utilizará la adaptación a portadora de 30 segundos de las mediciones de la fase de código que se define en 3.6.5.1.

Nota.— Para el equipo que admite GAST D se usan dos conjuntos de seudodistancias adaptadas. La forma del filtro de adaptación de la sección 3.6.5.1 es la misma para los dos conjuntos, y sólo difiere la constante de tiempo (es decir. 100 segundos y 30 segundos). En el Adjunto D, 7.19.3, figura orientación sobre la adaptación a portadora para el GAST D.

3.6.8.3.6 Requisitos de solución de posición diferencial específicos del tipo de servicio. El equipo de a bordo calculará todas las soluciones de posición de manera congruente con los protocolos para la aplicación de los datos (sección 3.6.5.5.1.1.2).

Nota.— La forma general para la ponderación utilizada en la solución de la posición diferencial figura en 3.6.5.5.1.1.2. La elección de qué información procedente del subsistema de tierra se utilizará en la solución de la posición diferencial depende del tipo de servicio (es decir, servicio de determinación de la posición o servicio de aproximación) y del tipo de servicio activo. Los requisitos específicos para cada tipo de servicio se definen en RTCA DO-253D. En el Adjunto D, 7.19, se proporciona información adicional sobre el procesamiento normal de la información de posición.

69.3.7 Resistencia a interferencia

3.7.1 Objetivos de actuación

Nota 1.-Para receptores GPS y GLONASS sin aumentación la resistencia a interferencias se mide respecto a los siguientes parámetros de actuación:

	GPS	*GLONASS*
Error de seguimiento (1 sigma)	*0,4 m*	*0,8 m*

Nota 2.-En este error de seguimiento no se incluyen las contribuciones debidas a la propagación de la señal como multitrayecto, ni los efectos troposféricos e ionosféricos ni tampoco los errores de efemérides y de reloj de satélite GPS y GLONASS.

Nota 3.-Para los receptores SBAS la resistencia a la interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.5.8.2.1 y 3.5.8.4.1.

Nota 4.-Para los receptores GBAS la resistencia a interferencia se mide respecto a los parámetros especificados en 3.6.7.1.1 y 3.6.8.2.1.

Nota 5.-Los niveles de señal especificados en esta sección se definen en el puerto de la antena. La ganancia máxima de la antena de la aeronave supuesta en la atmósfera inferior es de –10 dBic.

Nota 6.-Han de satisfacerse los requisitos de actuación en los entornos de interferencia definidos seguidamente para diversas fases del vuelo.

3.7.2 Interferencia de onda continua (CW)

3.7.2.1 *Receptores GPS y SBAS*

3.7.2.1.1 Los receptores GPS y SBAS utilizados para la fase de aproximación de precisión del vuelo o utilizados a bordo de aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-83 e indicados en la Figura B-15 y con un nivel de señal deseada de –164,5 dBW en el puerto de la antena.

3.7.2.1.2 Los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de un valor inferior en 3 dB que las especificadas en la Tabla B-83. Para operaciones de área terminal y de navegación en estado permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-83.

Tabla B-83. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS y SBAS

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión
$f_i \leq 1\,315$ MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 525 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 525 MHz < $f_i \leq$ 1 565,42 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –150,5 dBW
1 565,42 MHz < $f_i \leq$ 1 585,42 MHz	–150,5 dBW
1 585,42 MHz < $f_i \leq$ 1 610 MHz	Aumentando linealmente de –150,5 dBW a –60 dBW
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 618 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –42 dBW*
1 618 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 610 MHz < $f_i \leq$ 1 626,5 MHz	Aumentando linealmente de –60 dBW a –22 dBW**
1 626,5 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
f_i > 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2 *Receptores GLONASS*

3.7.2.2.1 Los receptores GLONASS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con señales interferentes CW presentes con un nivel de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-84 e indicados en la Figura B-16 y con un nivel de señal deseada de –165,5 dBW en el puerto de la antena.

Tabla B-84. Umbrales de interferencia para receptores GLONASS

Gama de frecuencias f_i de la señal de interferencia	Umbrales de interferencia de los receptores utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión
$f_i \leq$1 315 MHz	–4,5 dBW
1 315 MHz < $f_i \leq$ 1 562,15625 MHz	Decreciendo linealmente de –4,5 dBW a –42 dBW
1 562,15625 MHz < $f_i \leq$ 1 583,65625 MHz	Decreciendo linealmente de –42 dBW a –80 dBW
1 583,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 592,9525 MHz	Decreciendo linealmente de –80 dBW a –149 dBW
1 592,9525 MHz < $f_i \leq$ 1 609,36 MHz	–149 dBW
1 609,36 MHz < $f_i \leq$ 1 613,65625 MHz	Aumentando linealmente de –149 dBW a –80 dBW
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 635,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –42 dBW*
1 613,65625 MHz < $f_i \leq$ 1 626,15625 MHz	Aumentando linealmente de –80 dBW a –22 dBW**
1 635,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –42 dBW a –8,5 dBW*
1 626,15625 MHz < $f_i \leq$ 2 000 MHz	Aumentando linealmente de –22 dBW a –8,5 dBW**
f_i > 2 000 MHz	–8,5 dBW

* Se aplica a las instalaciones de aeronave sin comunicaciones por satélite a bordo.
** Se aplica a las instalaciones de aeronave con comunicaciones por satélite a bordo.

3.7.2.2.2 Los receptores GLONASS utilizados para la aproximación que no es de precisión satisfarán los objetivos de actuación con umbrales de interferencia de un valor inferior en 3 dB a los especificados en la Tabla B-84. Para operaciones de área terminal y de navegación permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales del GLONASS antes de la navegación permanente, los umbrales de interferencia serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-84.

3.7.3 Interferencia de tipo ruido de banda limitada

3.7.3.1 *Receptores GPS y SBAS*

3.7.3.1.1 Después de establecerse la navegación de estado permanente, los receptores GPS y SBAS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación con ruido como señales interferentes presente en la gama de frecuencias de 1,575.42 MHz ± $Bw_i/2$ y con niveles de potencia en el puerto de la antena iguales a los umbrales de interferencia especificados en la Tabla B-85 y Figura B-17 y con el nivel de señal deseada de –164,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.-Bwi es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.1.2 Los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán sus objetivos de actuación con umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada a un valor inferior en 3 dB a los especificados en la Tabla B-85. Para operaciones de área terminal y de navegación de estado permanente en ruta y para la adquisición inicial de las señales GPS y SBAS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada a un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-85.

3.7.3.2 *Receptores GLONASS*

3.7.3.2.1 Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, los receptores GLONASS utilizados para la fase del vuelo de aproximación de precisión o utilizados en aeronaves con comunicaciones por satélite a bordo satisfarán los objetivos de actuación mientras las señales interferentes de tipo ruido recibidas en la banda de frecuencias f_k ±$Bw_i/2$, con niveles de potencia en el puerto de la antena igual a los umbrales de interferencia definidos en la Tabla B-86 y con un nivel de señal deseada de –165,5 dBW en el puerto de la antena.

Nota.-f_k es la frecuencia central de un canal GLONASS con f_k = 1 602 MHz + k × 0,6525 MHz y k = –7 a +13, según se define en la Tabla B-16 y Bw_i es la anchura de banda de ruido equivalente de la señal de interferencia.

3.7.3.2.2 Los receptores GLONASS utilizados para aproximaciones que no son de precisión satisfarán sus objetivos de actuación con umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada por un valor inferior en 3 dB al especificado en la Tabla B-85. Para operaciones de área terminal y de navegación de estado permanente en ruta, y para la adquisición inicial de las señales del GLONASS antes de la navegación en estado permanente, los umbrales de interferencia para señales de tipo ruido de banda limitada, serán de un valor inferior en 6 dB a los especificados en la Tabla B-86.

Nota.-En la fase de aproximación del vuelo se supone que el receptor funciona en modo de seguimiento y que no adquiere ningún nuevo satélite.

3.7.3.3 *Interferencia por impulsos*. Después de que se haya establecido la navegación de estado permanente, el receptor satisfará los objetivos de actuación, al recibir las señales de interferencia por impulsos con las características correspondientes a la Tabla B-87 estando el umbral de interferencia definido en el puerto de la antena.

3.7.3.4 Los receptores SBAS y GBAS no producirán información que induzca a error en presencia de interferencia, incluso de niveles de interferencia superiores a los especificados en 3.7.

Nota.-En el Adjunto D, 10.6, se proporciona orientación sobre este requisito.

69.3.8 Antena del receptor de satélite en la aeronave GNSS

3.8.1 *Cobertura de antena.* La antena GNSS satisfará los requisitos de actuación para la recepción de señales de satélite GNSS de 0 a 360º en azimut y de 0 a 90º en elevación relativa al plano horizontal de una aeronave en vuelo horizontal.

3.8.2 *Ganancia de antena.* La ganancia mínima de antena no será inferior a lo indicado en la Tabla B-88 para el ángulo de elevación especificado por encima del horizonte. La ganancia máxima de antena no excederá de +4 dB_{ic} para ángulos de elevación por encima de 5º.

3.8.3 *Polarización.* La polarización de la antena GNSS será circular dextrogira (en sentido del reloj respecto a la dirección de propagación).

69.3.9 Verificación de redundancia cíclica

Se calculará cada CRC como el resto, R(x), de la división en módulo 2 de dos polinomios binarios como sigue:

$$\left\{\frac{[x^k M(x)]}{G(x)}\right\}_{mod2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}$$

siendo:

k = número de bits en la CRC particular;
M(x) = campo de información que consta de los elementos de datos que han de protegerse por la CRC particular representada como polinomio;
G(x) = polinomio generador especificado para la CRC particular;
Q(x) = cociente de la división; y
R(x) = resto de la división, que incluye la CRC:

$$R(x) = \sum_{i=1}^{k} r_i x^{k-i} = r_1 x^{k-1} + r_2 x^{k-2} + \ldots + r_k x^0$$

Tabla B-85. Umbrales de interferencia de tipo ruido de banda limitada como interferencia en los receptores GPS y SBAS utilizados para aproximaciones de precisión

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
0 Hz < Bw_i ≤ 700 Hz	–150,5 dBW
700 Hz < Bw_i ≤ 10 kHz	–150,5 + 6 $\log_{10}$(BW/700) dBW
10 kHz < Bw_i ≤ 100 kHz	–143,5 + 3 $\log_{10}$(BW/10000) dBW
100 kHz < Bw_i ≤ 1 MHz	–140,5 dBW
1 MHz < Bw_i ≤ 20 MHz	Aumentando linealmente de –140,5 a –127,5 dBW*
20 MHz < Bw_i ≤ 30 MHz	Aumentando linealmente de –127,5 a –121,1 dBW*
30 MHz < Bw_i ≤ 40 MHz	Aumentando linealmente de –121,1 a –119,5 dBW*
40 MHz < Bw_i	–119,5 dBW*

* El umbral de interferencia no ha de exceder de 140,5 dBW/MHz en la gama de frecuencia 1 575,42 ±10 MHz.

Tabla B-86. Umbral de interferencia para interferencia de tipo ruido de banda limitada en los receptores GLONASS utilizados para aproximaciones de precisión

Anchura de banda de interferencia	Umbral de interferencia
0 Hz < $Bw_i \leq$ 1 kHz	–149 dBW
1 kHz < $Bw_i \leq$ 10 kHz	Aumentando linealmente de –149 a –143 dBW
10 kHz < $Bw_i \leq$ 0,5 MHz	–143 dBW
0,5 MHz < $Bw_i \leq$ 10 MHz	Aumentando linealmente de –143 a –130 dBW
10 MHz < Bw_i	–130 dBW

Tabla B-87. Umbrales de interferencia por impulsos

	GPS y SBAS	GLONASS
Gama de frecuencias	1 575,42 MHz ± 10 MHz	1 592,9525 MHz a 1 609,36 MHz
Umbral de interferencia (potencia de cresta del impulso	–20 dBW	–20 dBW
Anchura de impulso	≤125 µs	≤250 µs
Ciclo de impulsos	≤1%	≤1%

Tabla B-88. Ganancia mínima de antena — GPS, GLONASS Y SBAS

Ángulos de elevación grados	Ganancia mínima dBic
0	–7
5	–5,5
10	–4
15 a 90	–2,5

Nota. — La ganancia de -5,5 dBic a un ángulo de elevación de 5º es apropiada para una antena L1. Podría requerirse una ganancia superior en el futuro para las señales GNSS en la banda L5/E5.

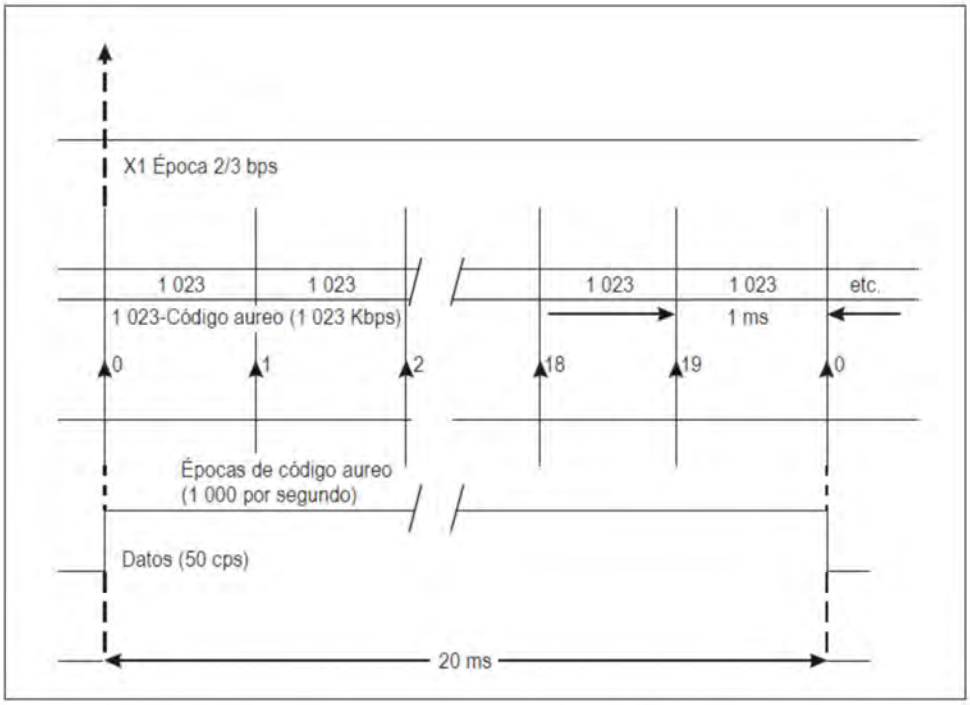


Figura B-1. Relaciones de temporización de códigos C/A

SUBTRAMA 1	TLM	HOW	Número de semana GPS, exactitud y funcionalidad SV
SUBTRAMA 2	TLM	HOW	Parámetros efeméricos
SUBTRAMA 3	TLM	HOW	Parámetros efeméricos
SUBTRAMA 4 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 25-32, mensajes especiales, configuración de satélites, banderas, datos ionosféricos y UTC
SUBTRAMA 5 (25 páginas)	TLM	HOW	Datos de almanaque y de funcionalidad para satélites 1-24 y hora de referencia de almanaque y número de semana GPS

Figura B-2. Estructura de tramas

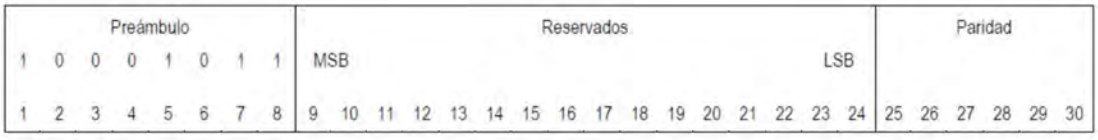


Figura B-3. Palabra TLM

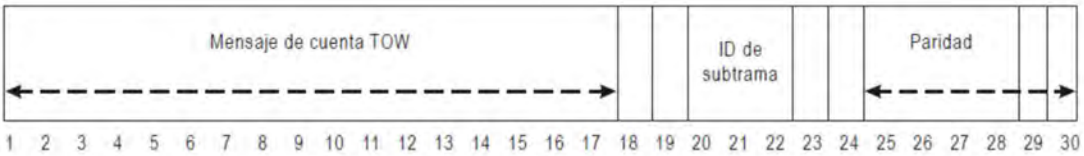
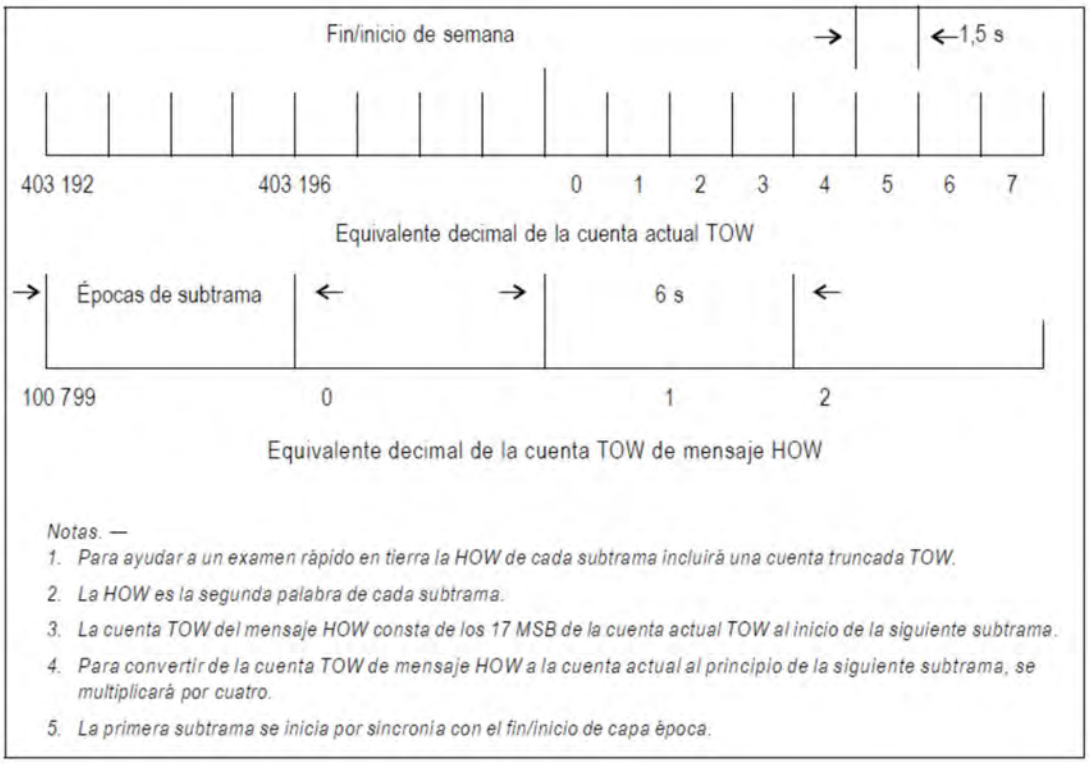


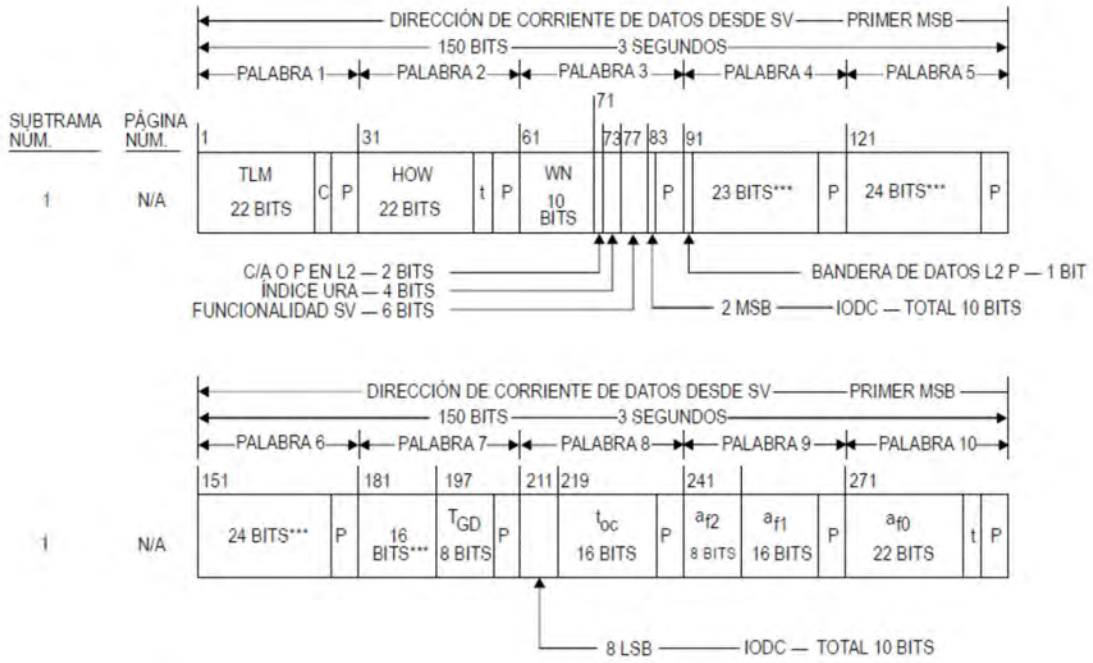
Figura B-4. Palabra HOW



Notas. —

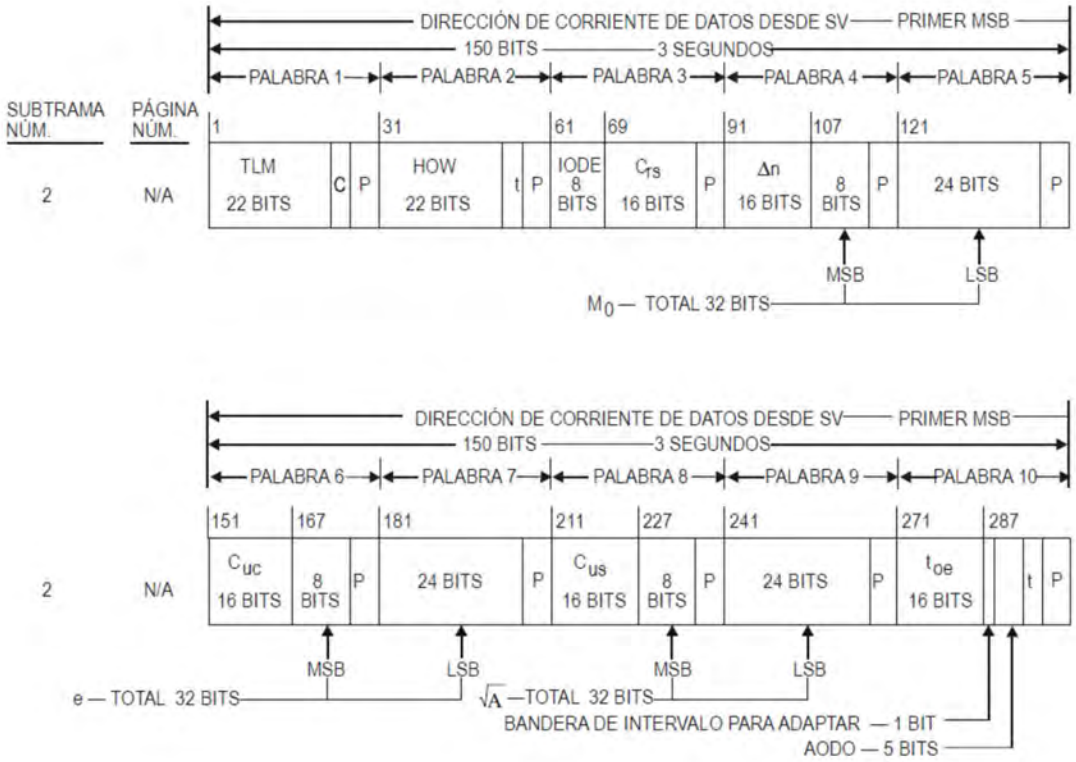
1. *Para ayudar a un examen rápido en tierra la HOW de cada subtrama incluirá una cuenta truncada TOW.*
2. *La HOW es la segunda palabra de cada subtrama.*
3. *La cuenta TOW del mensaje HOW consta de los 17 MSB de la cuenta actual TOW al inicio de la siguiente subtrama.*
4. *Para convertir de la cuenta TOW de mensaje HOW a la cuenta actual al principio de la siguiente subtrama, se multiplicará por cuatro.*
5. *La primera subtrama se inicia por sincronía con el fin/inicio de capa época.*

Figura B-5. Relaciones de línea de tiempo de la palabra HOW



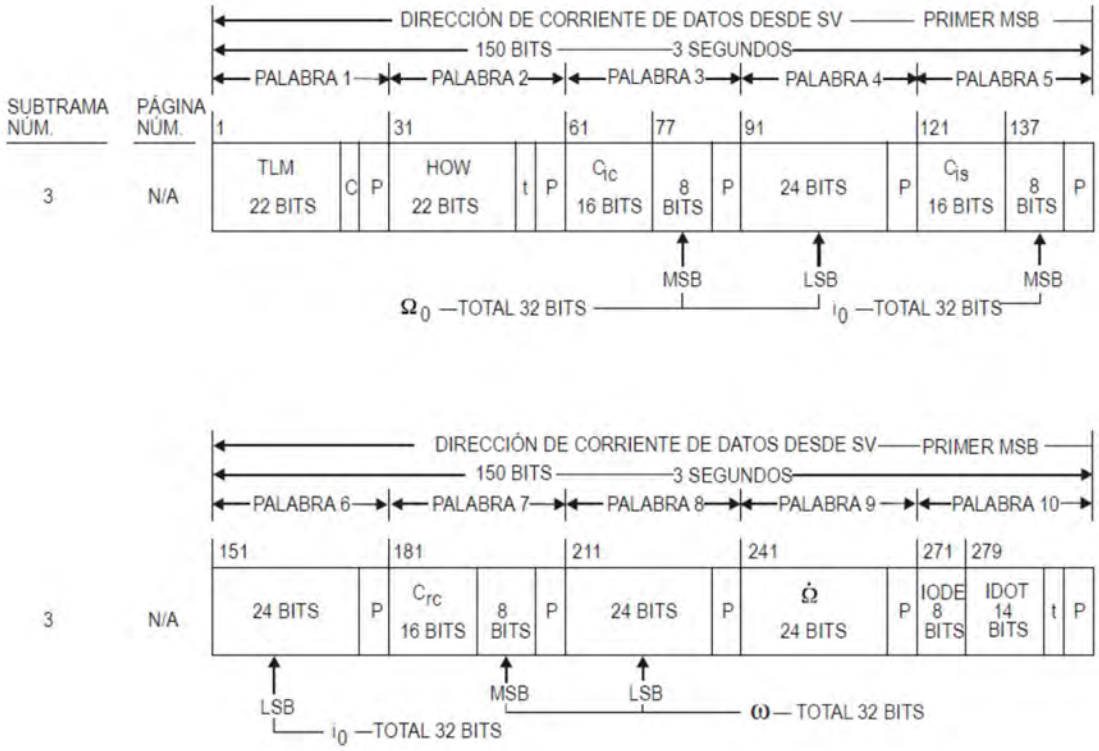
*** RESERVADOS
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (1 de 11)



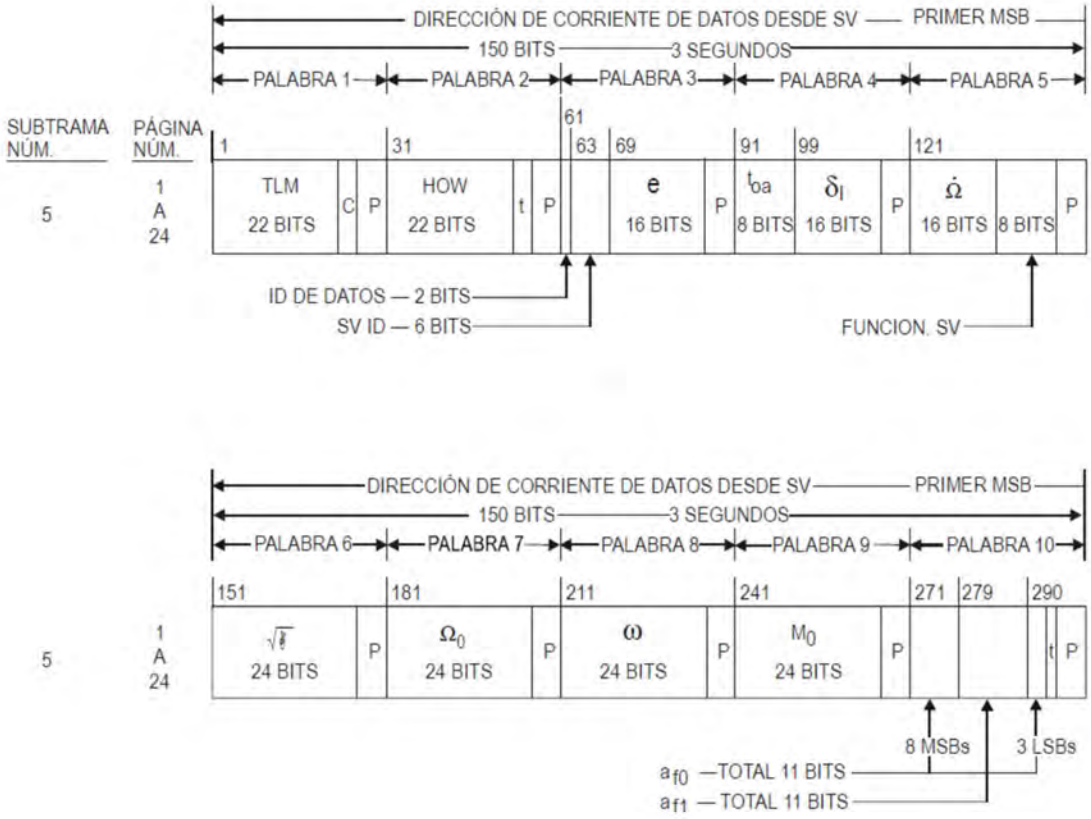
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (2 de 11)



P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (3 de 11)



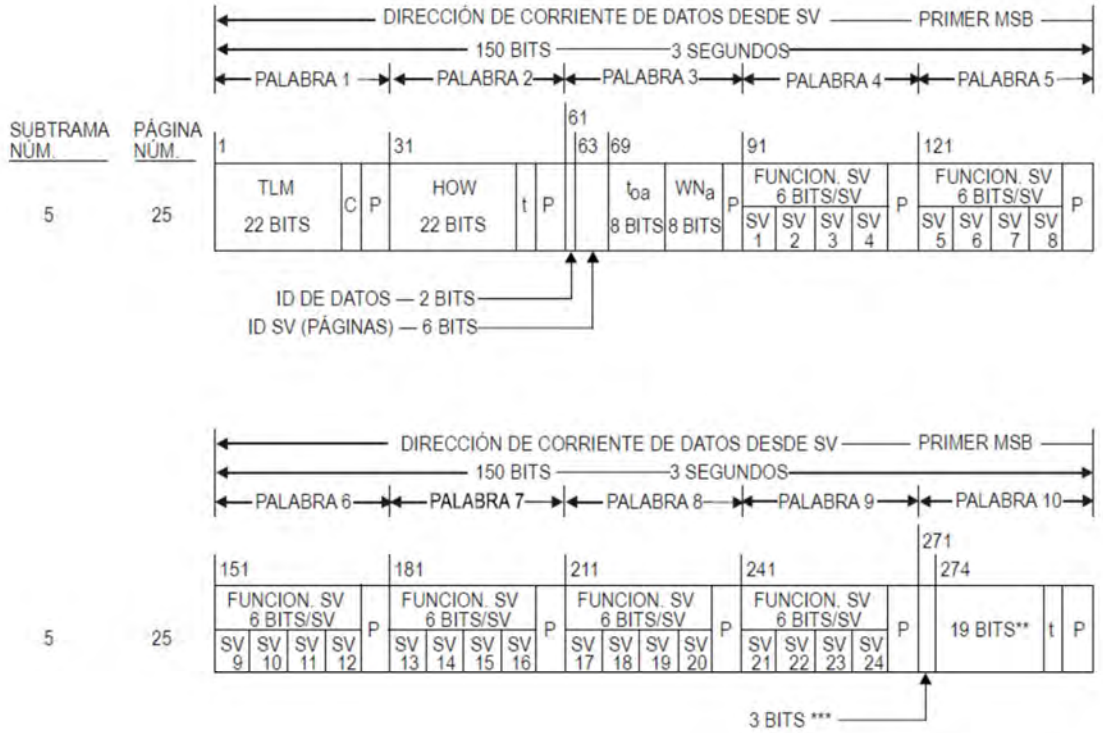
P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

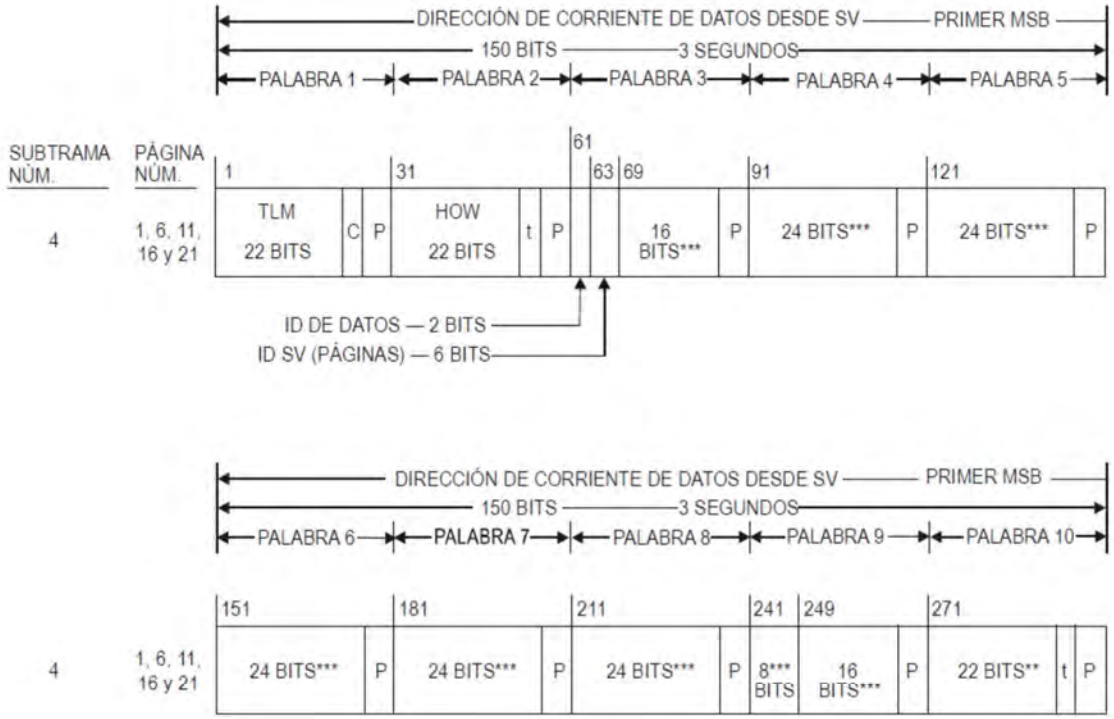
Nota.— Las páginas 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 y 10 de la subtrama 4 tienen el mismo formato de las páginas 1 a 24 de la subtrama 5.

Figura B-6. Formato de datos (4 de 11)



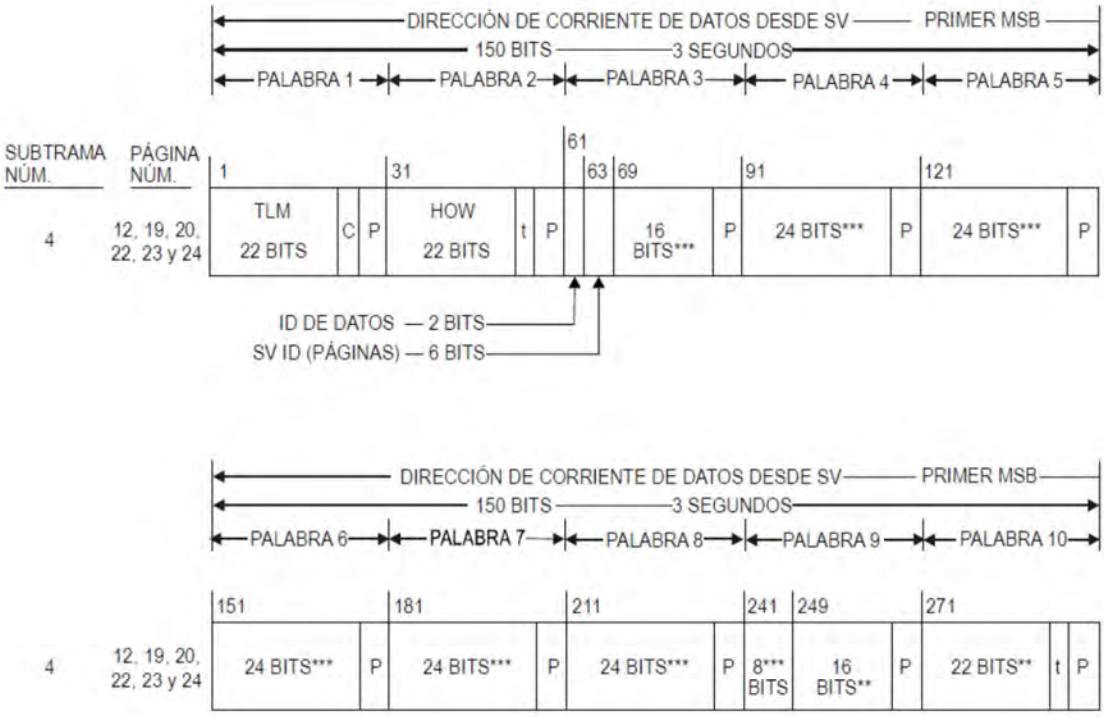
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (5 de 11)



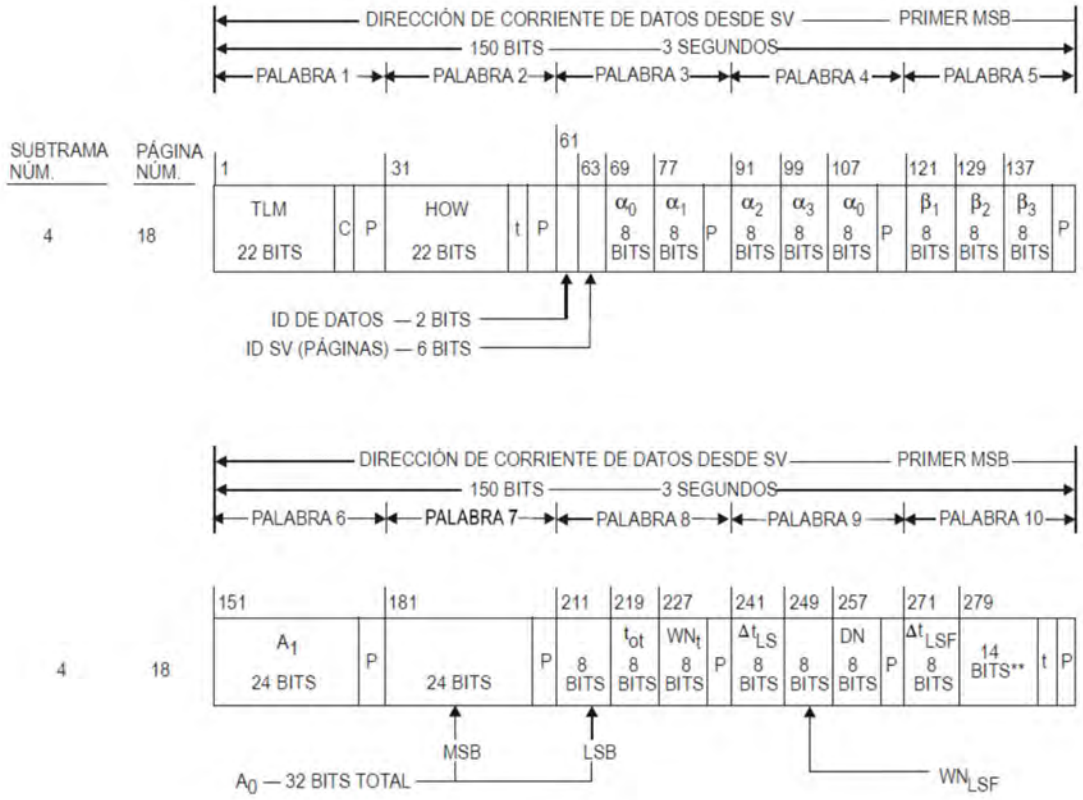
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (6 de 11)



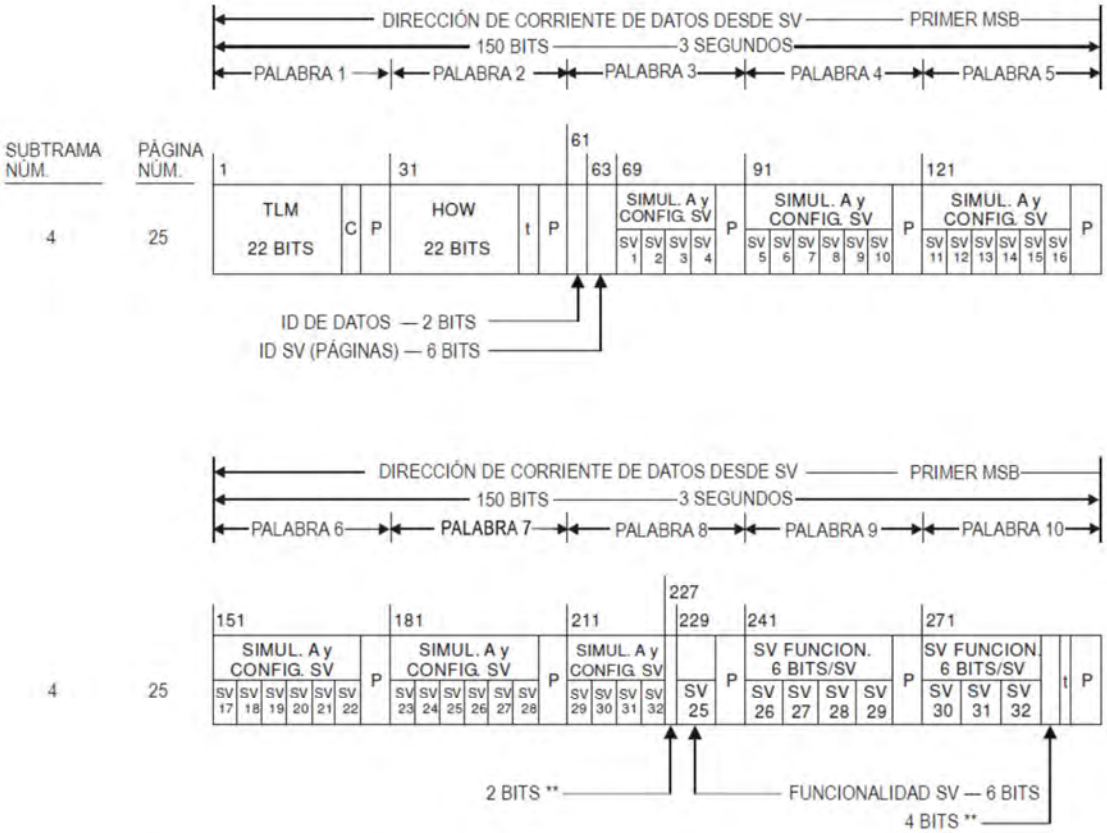
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
*** RESERVADO
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (7 de 11)



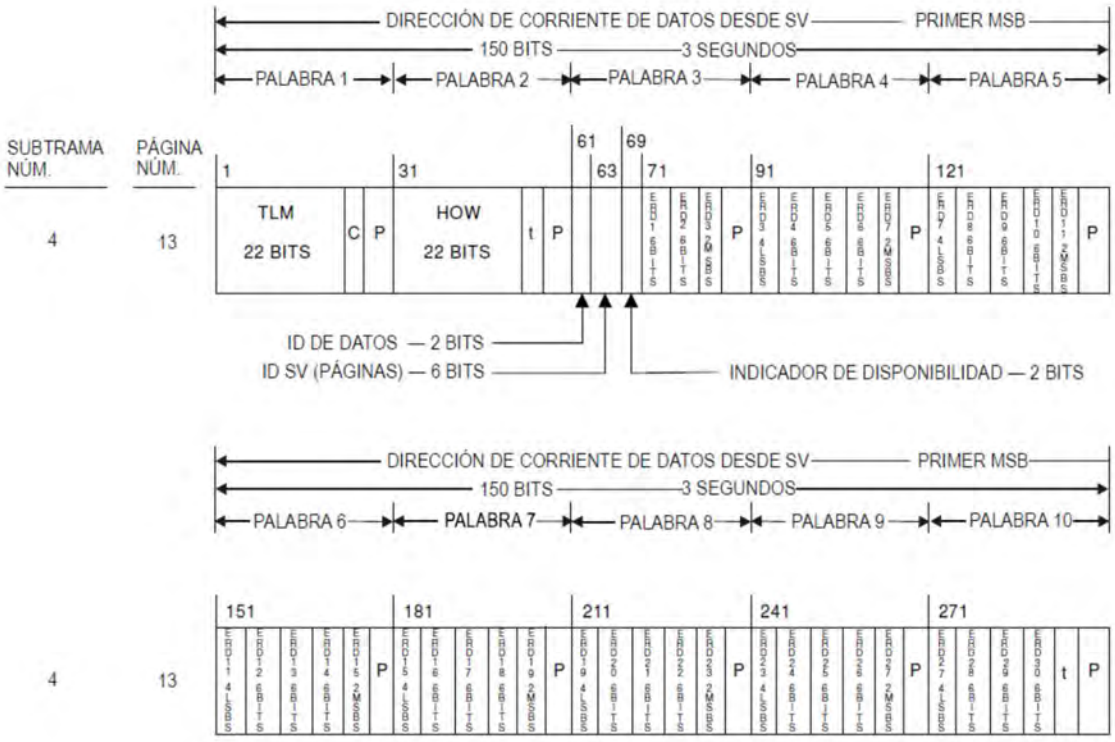
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (8 de 11)



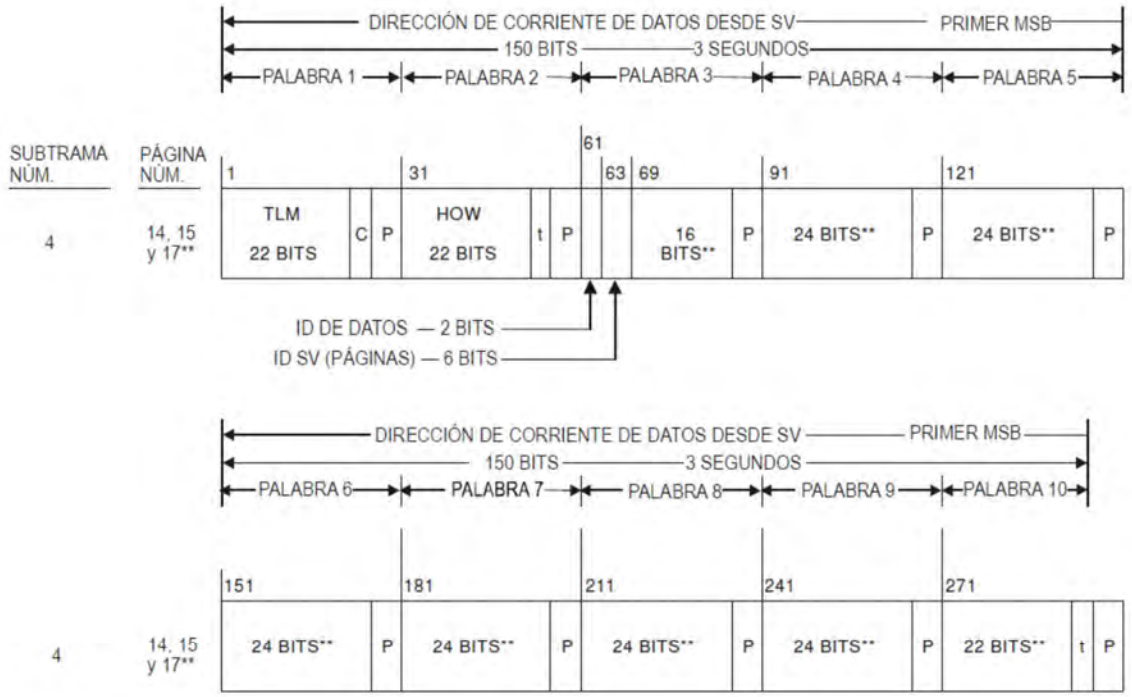
** RESERVADO PARA USO DEL SISTEMA
P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (9 de 11)



P = 6 BITS DE PARIDAD
t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD
C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (10 de 11)



** LAS PARTES INDICADAS DE LAS PALABRAS 3 A 10 DE LAS PÁGINAS 14 Y 15 ESTÁN RESERVADAS PARA USO DEL SISTEMA, MIENTRAS QUE LAS INDICADAS EN LA PÁGINA 17 ESTÁN RESERVADAS PARA MENSAJES ESPECIALES

P = 6 BITS DE PARIDAD

t = 2 BITS DE MARCACIÓN QUE NO SON DE INFORMACIÓN UTILIZADOS PARA CÁLCULO DE PARIDAD

C = BITS TLM 23 Y 24 QUE ESTÁN RESERVADOS

Figura B-6. Formato de datos (11 de 11)

Núm. de trama	Núm. de cadena	2 s (1,7 s)			2 s (0,3 s)
I	1	0	Datos inmediatos para satélite transmisor	KX	MB
	2	0		KX	MB
	3	0		KX	MB
	4	0		KX	MB
	• • •		Datos no inmediatos (almanaque) para cinco satélites		
	15	0		KX	MB
II	1	0	Datos inmediatos para satélite transmisor	KX	MB
	2	0		KX	MB
	3	0		KX	MB
	4	0		KX	MB
	• • •		Datos no inmediatos (almanaque) para cinco satélites		
	15	0		KX	MB
III	1	0	Datos inmediatos para satélite transmisor	KX	MB
	2	0		KX	MB
	3	0		KX	MB
	4	0		KX	MB
	• • •		Datos no inmediatos (almanaque) para cinco satélites		
	15	0		KX	MB
IV	1	0	Datos inmediatos para satélite transmisor	KX	MB
	2	0		KX	MB
	3	0		KX	MB
	4	0		KX	MB
	• • •		Datos no inmediatos (almanaque) para cinco satélites		
	15	0		KX	MB
V	1	0	Datos inmediatos para satélite transmisor	KX	MB
	2	0		KX	MB
	3	0		KX	MB
	4	0		KX	MB
	• • •		Datos no inmediatos (almanaque) para cuatro satélites		
	14	0	Bits reservados	KX	MB
	15	0	Bits reservados	KX	MB

30 s

30 s × 5 = 2,5 minutos

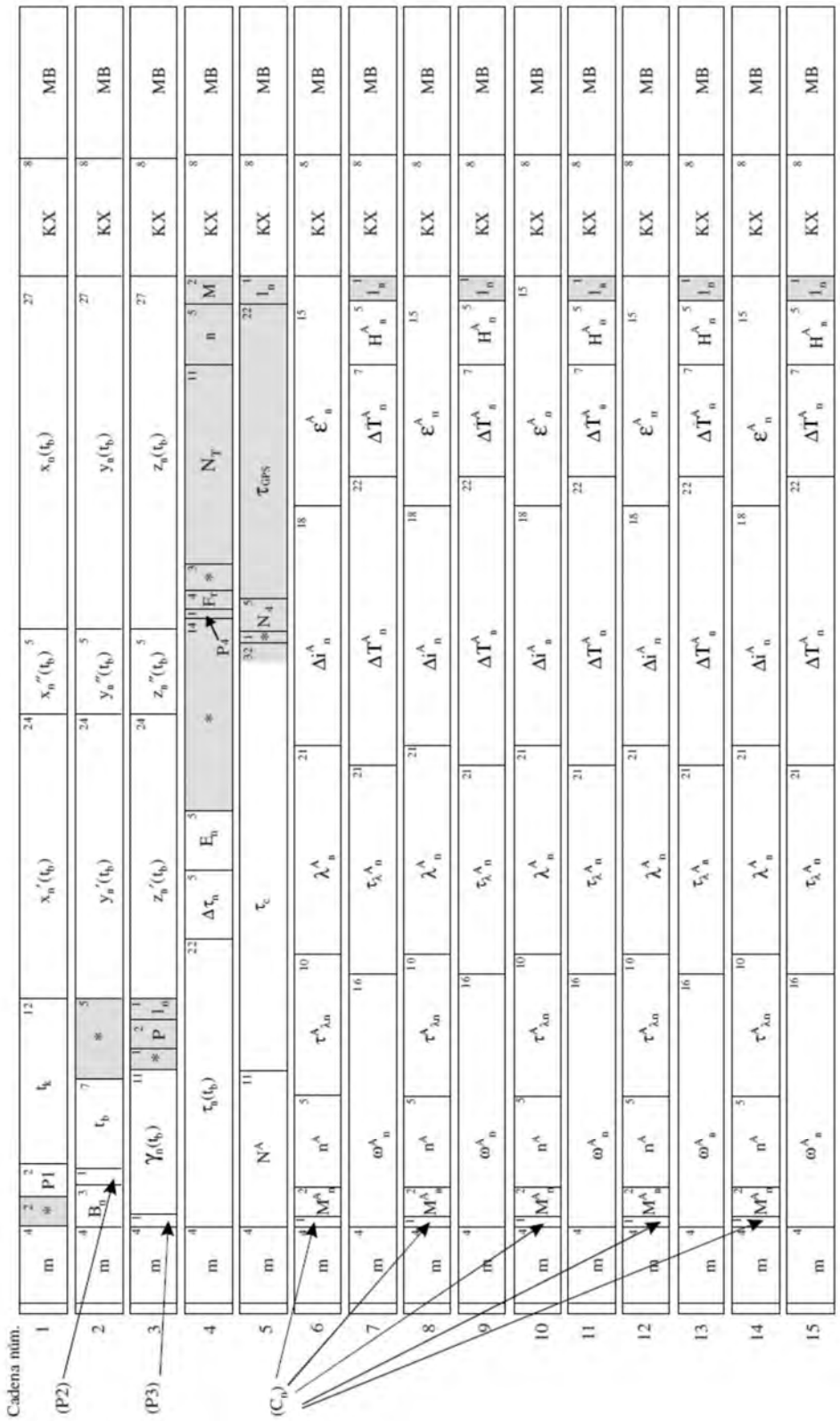
84 | 85 ..... 9 | 8 1

Núm. de bits en la cadena

Bits de datos en código relativo bi binario

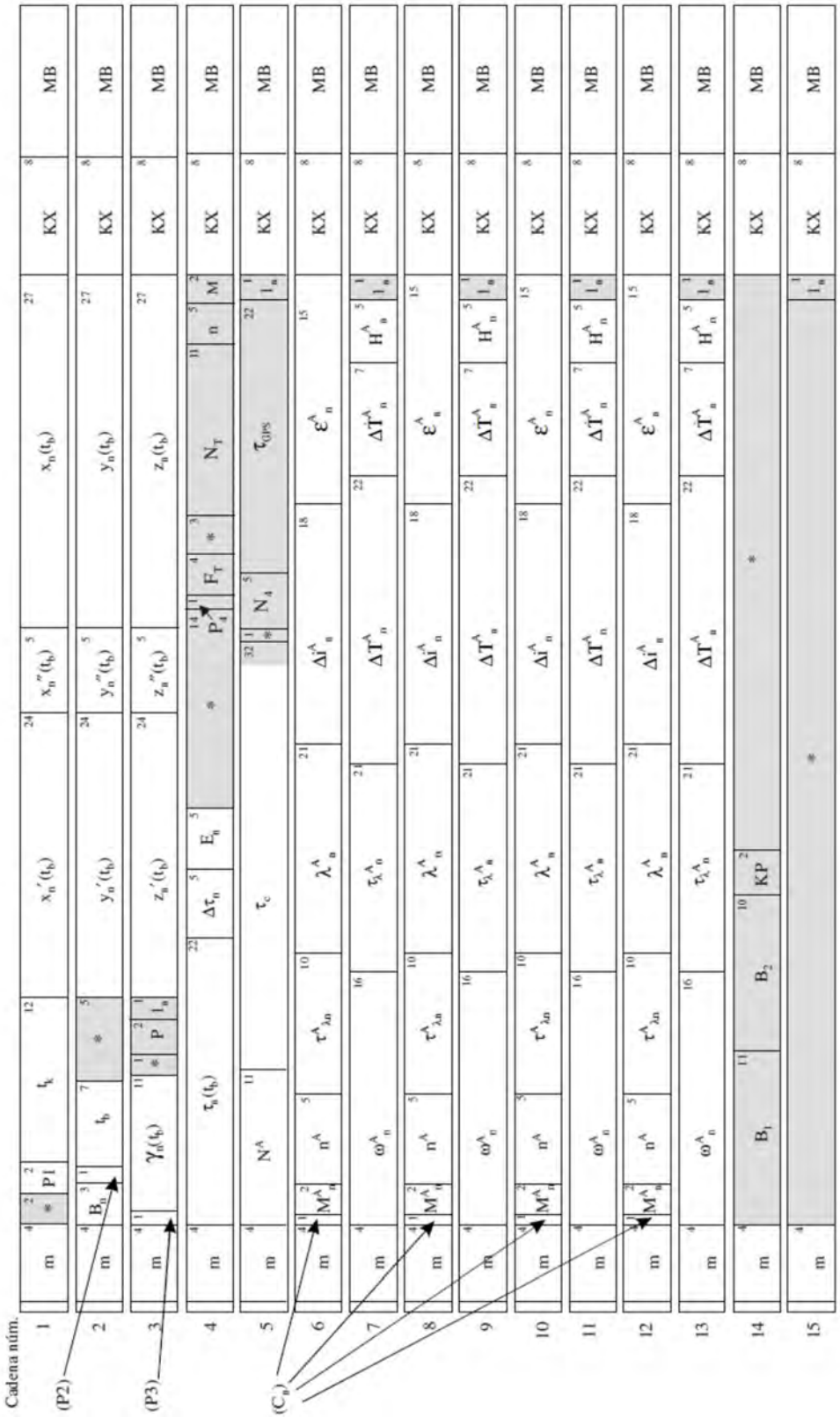
Bits de código Hamming en código relativo bi binario

Figura B-7. Estructura de supertrama



Nota.— En 3.2.1.3 y 3.2.1.4 se presentan las definiciones, el contenido de los datos y explicaciones de los parámetros. Los datos adicionales transmitidos por GLONASS-M se resaltan en esta figura.

Figura B-8. Estructura de tramas (tramas 1 a 4)



Nota.— En 3.2.1.3 y 3.2.1.4 se presentan las definiciones, el contenido de los datos y explicaciones de los parámetros. Los datos adicionales transmitidos por GLONASS-M se resaltan en esta figura.

Figura B-9. Estructura de tramas (trama 5)

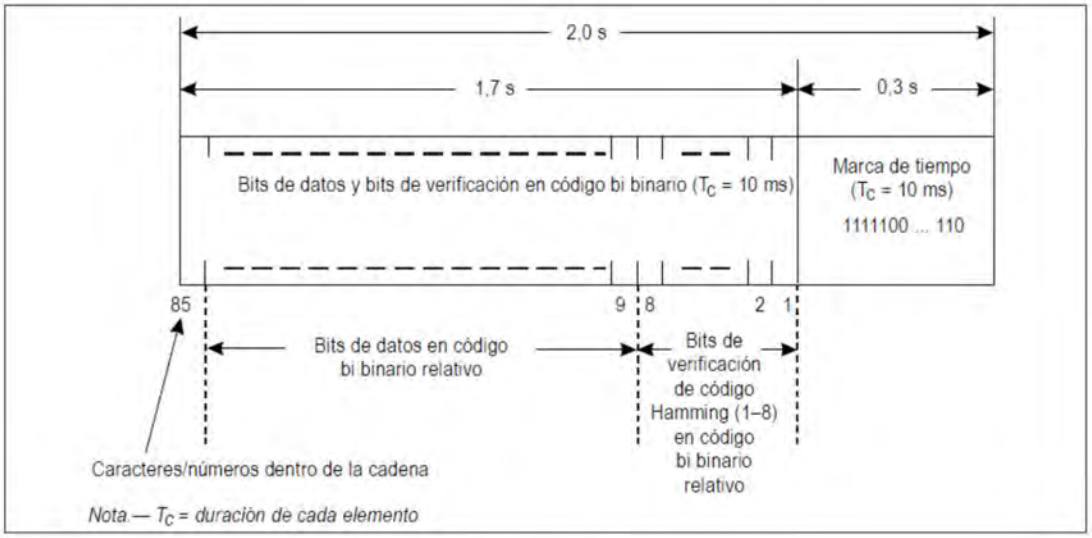


Figura B-10. Estructura de cadena de datos

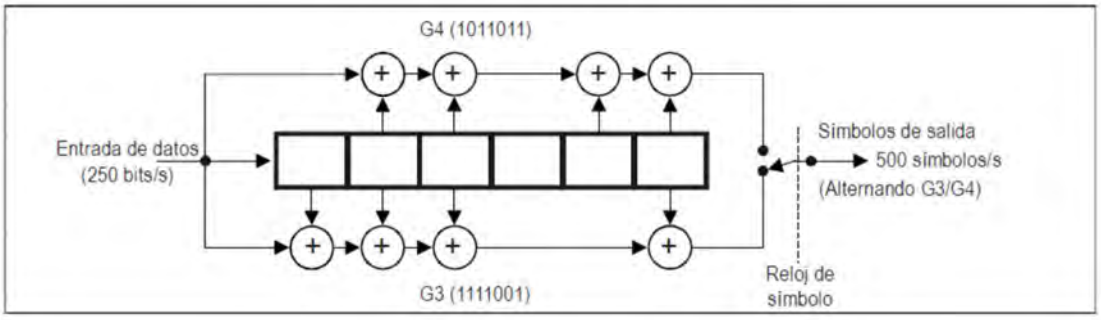


Figura B-11. Codificación convolucional

Figura B-12. Formato de bloque de datos

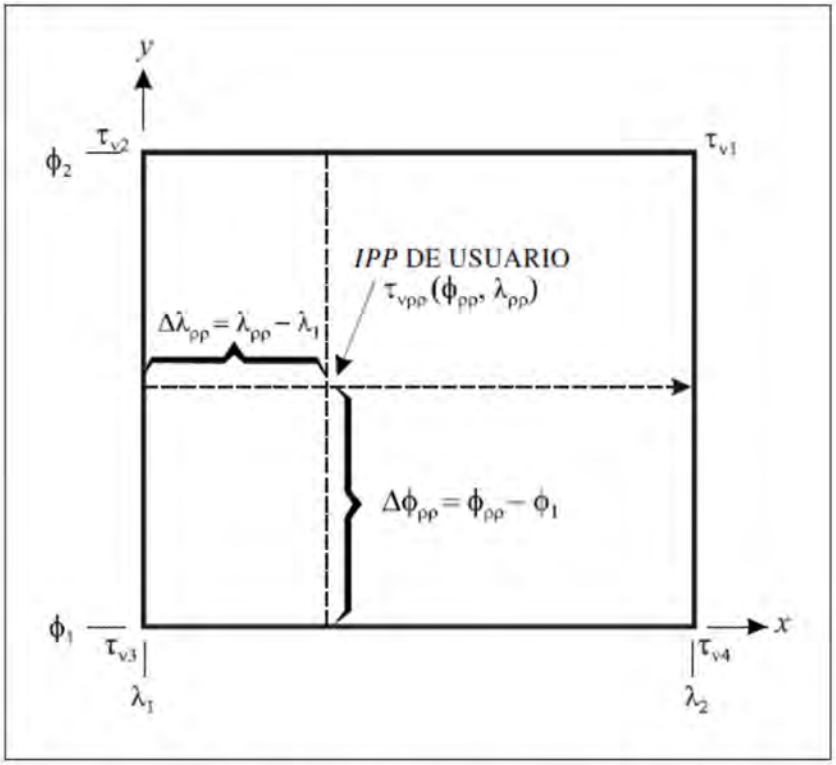


Figura B-13. Regla convencional para numeración IGP (cuatro IGP)

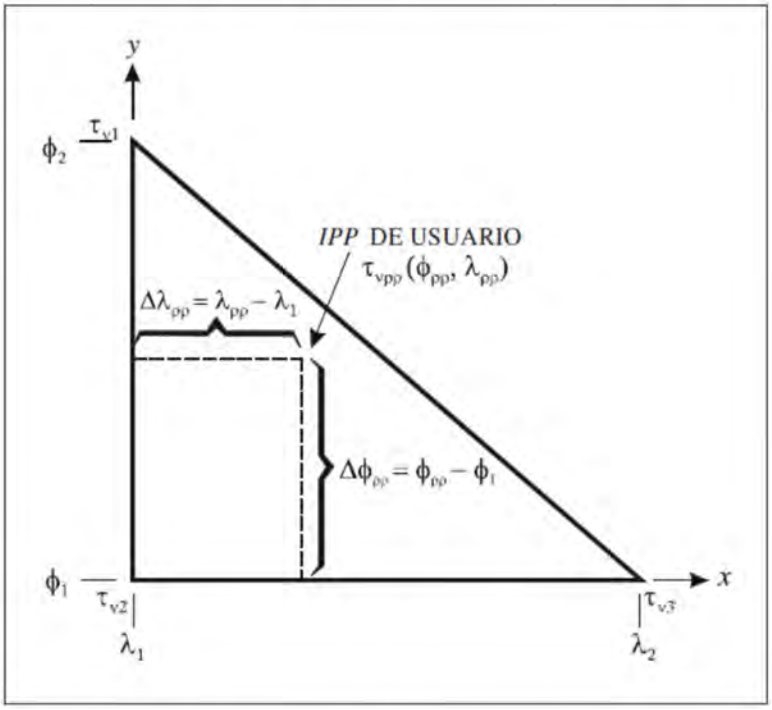


Figura B-14. Regla convencional para numeración IGP (tres IGP)

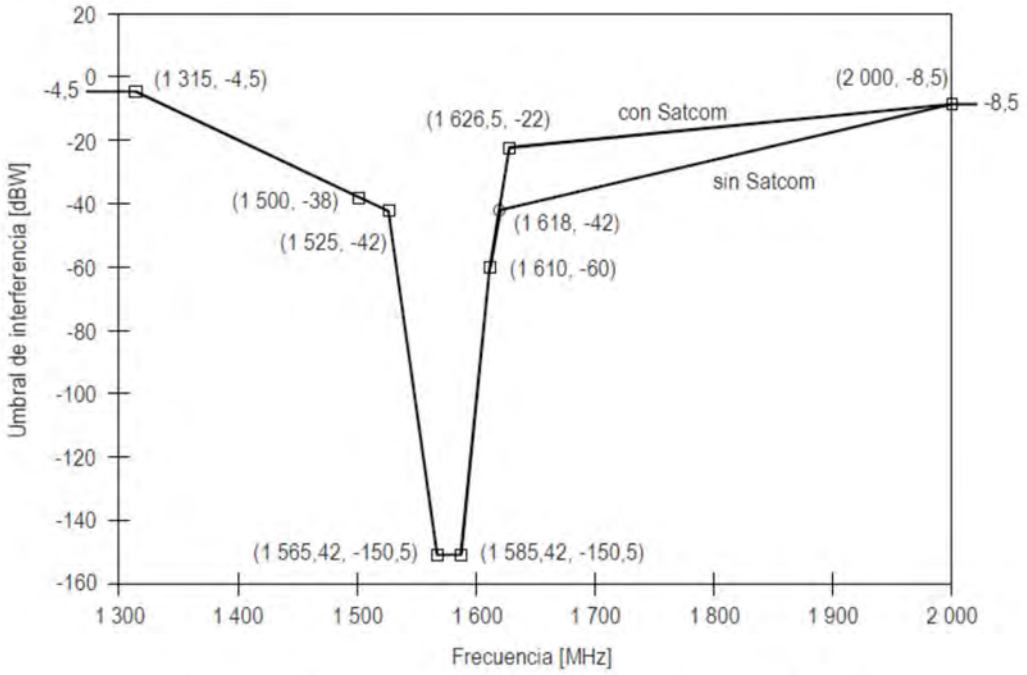


Figura B-15. Umbrales de interferencia CW para receptores GPS y SBAS utilizados en aproximaciones de precisión

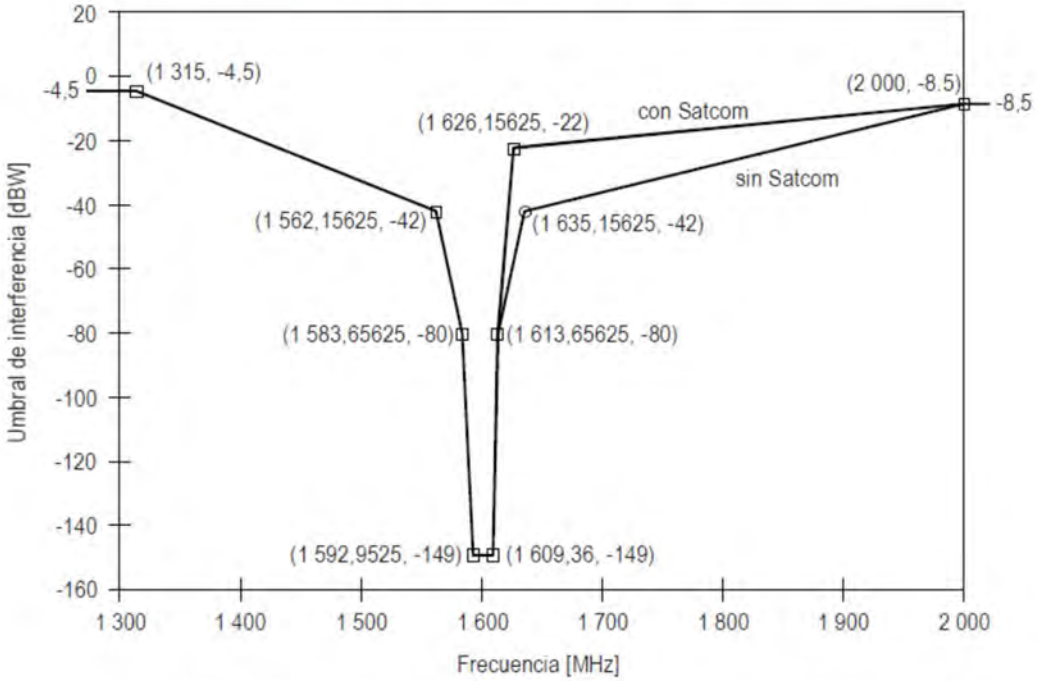


Figura B-16. Umbrales de interferencia CW para receptores GLONASS utilizados en aproximaciones de precisión

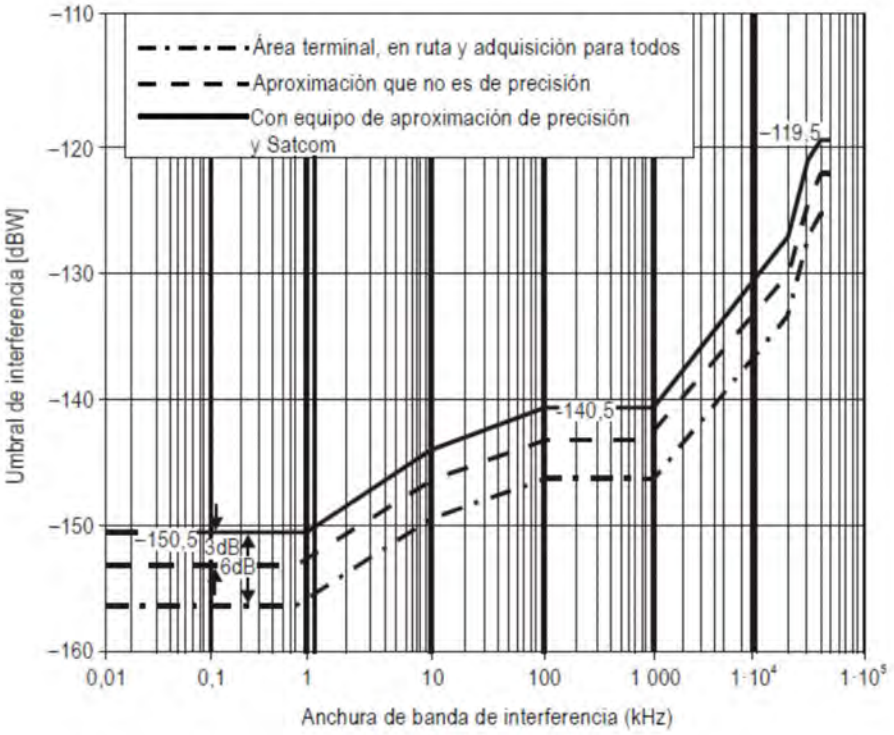


Figura B-17. Umbral de interferencia en función de anchura de banda para receptores GPS y SBAS

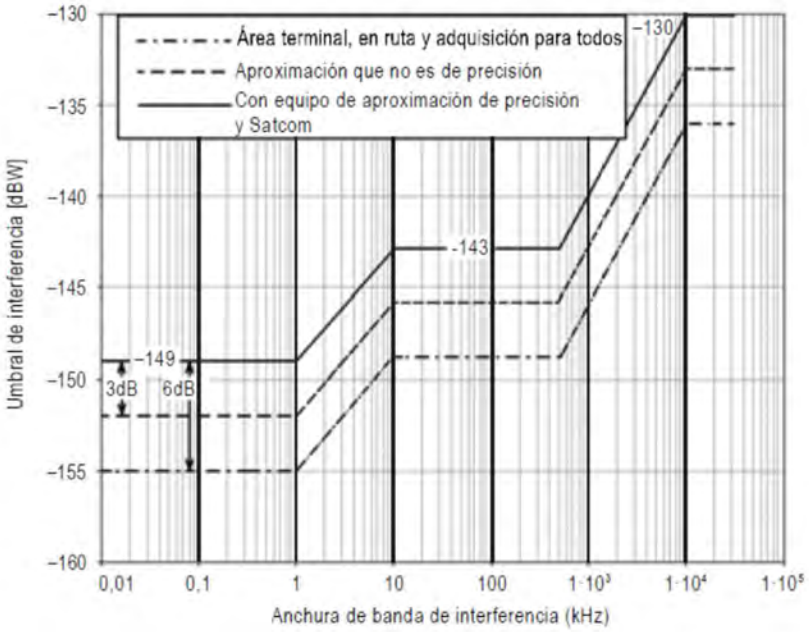


Figura B-18. Umbral de interferencia en función de anchura de banda para el GLONASS

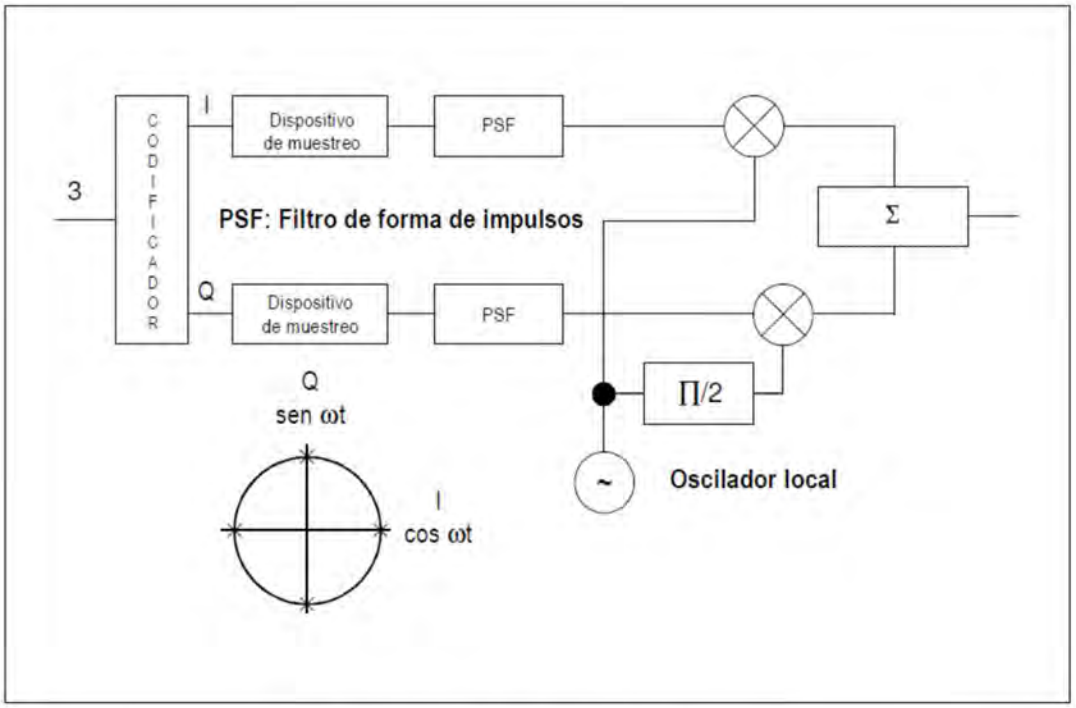


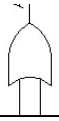
Figura B-19. Modulación de los datos de muestreo

ADJUNTO A. DETERMINACIÓN DE LOS OBJETIVOS DE INTEGRIDAD Y CONTINUIDAD DE SERVICIO MEDIANTE EL MÉTODO DEL ÁRBOL DE RIESGOS

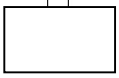
1.-El árbol de riesgos es un método gráfico de expresar la relación lógica que existe entre una situación particular de falla y las causas o fallas que la provocaron. Es una aplicación del análisis en árbol de averías que se utiliza en la industria aeroespacial.

1.1 El método emplea una serie de símbolos lógicos para indicar la relación que existe entre las diversas causas de falla. En el presente texto de orientación se utilizan los símbolos siguientes:

La compuerta "Y" representa la operación lógica en la que se necesita la coexistencia de todos los sucesos de entrada para producir el suceso de salida.



La compuerta "O" representa la situación en la que el suceso de salida tendrá lugar si existen uno o más sucesos de entrada.



El rectángulo representa un suceso ocasionado por la combinación de sucesos de avería o falta a través de la compuerta lógica de entrada.

El círculo representa un suceso de falla primaria final. La frecuencia y el modo de la falla relativos a cada caso representado de esta manera se deducen de datos empíricos.

1.2 Este método proporciona una representación visual de las secuencias y combinaciones de sucesos que llevan al suceso principal, es decir, la falla final. Puede utilizarse asimismo dicho método para determinar la probabilidad de que ocurra el suceso principal, a condición de que se conozcan o puedan valorarse las probabilidades de cada suceso. En el caso de los árboles de averías simples, pueden calcularse las probabilidades directamente, pero debe procederse con cautela si las fallas primarias no son independientes, o sea si son comunes a más de un camino lógico.

1.3 En el presente texto de orientación, la probabilidad aceptable de que ocurra el suceso principal se determina mediante la distribución de riesgos, utilizándose el árbol de averías para subdividir el riesgo general en riesgos de integridad y riesgos de continuidad de servicio. Por consiguiente, se utiliza el término "árbol de riesgos" en lugar de "árbol de averías".

2. En la Figura A-1 se reproduce un árbol de riesgos genérico para operaciones de aterrizaje de aeronaves. Se considera como suceso principal en dicho árbol la pérdida de la aeronave debido a una falla del sistema de guía ajeno a la aeronave. Las causas de dicho suceso son una falla de la integridad del sistema primario de guía ajeno a la aeronave o bien una falla de la continuidad de servicio (COS) del sistema de guía ajeno a la aeronave (es decir, tanto el sistema primario como todo sistema secundario utilizado en apoyo de una aproximación interrumpida/frustrada). Se considera que el sistema primario de guía ajeno a la aeronave tiene un cierto número de elementos, 1 hasta N, por ejemplo azimut, elevación y DME/P en el caso del MLS. El sistema secundario de guía puede ser otro sistema ajeno a la aeronave, o en algunos casos un sistema de navegación de aeronave como el sistema de referencia inercial.

2.1 Pueden definirse las probabilidades siguientes:

P_a = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a una falla en el sistema de guía ajeno a la aeronave.

P_b = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a la falla de la integridad de la guía primaria.

P_c = Probabilidad de pérdida de la aeronave debido a una falla de la continuidad de servicio (COS).

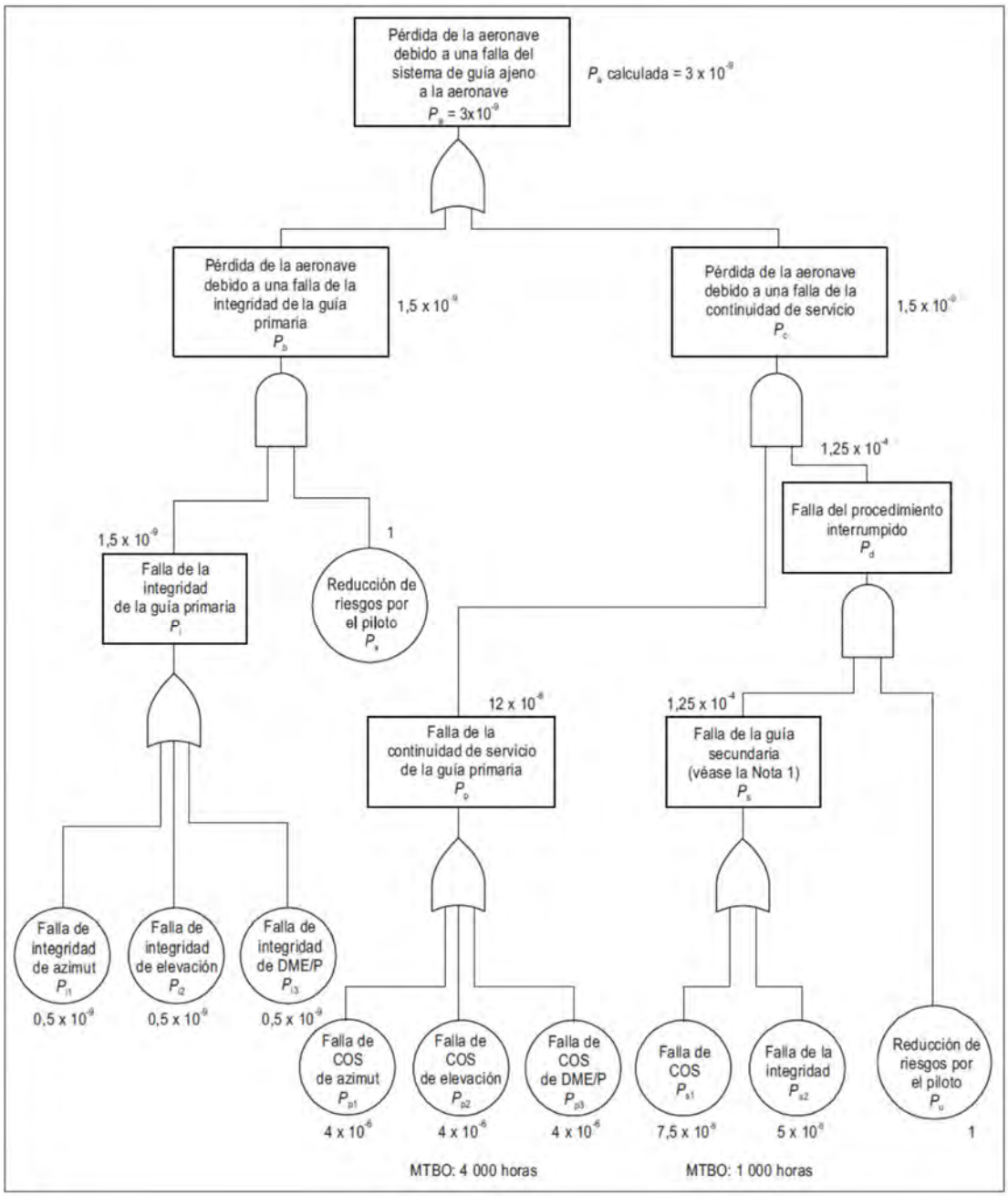


Figura A-3. Árbol de riesgos para MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos

P_x = Probabilidad de que el piloto sea incapaz de detectar e intervenir con éxito en un caso de falla de integridad de la guía primaria. Este factor de reducción de riesgos sólo se aplica en los casos en que el piloto pueda detectar una falla de integridad del sistema de guía, por ejemplo, a la altura de decisión en una aproximación ILS de Categoría I.

*P*p = Probabilidad de que ocurra una falla COS de la guía primaria.

*P*d = Probabilidad de pérdida de la aeronave durante una aproximación interrumpida/frustrada.

*P*i = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad de la guía primaria.

*P*iN = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad en el elemento de Nav N.

*P*pN = Probabilidad de que ocurra una falla COS en el elemento de Nav N.

*P*s = Probabilidad de pérdida de la aeronave durante una aproximación interrumpida/frustrada con guía secundaria.

*P*s1 = Probabilidad de que ocurra una falla COS de la guía secundaria.

*P*s2 = Probabilidad de que ocurra una falla de integridad de la guía secundaria.

*P*u = Probabilidad de que ocurra que el piloto sea incapaz de intervenir con éxito en un caso de falla COS de la guía primaria, con ausencia de guía secundaria.

Donde:

*P*a = *P*b + *P*c

*P*b = *P*i × *P*×

*P*i = *P*i1 + *P*i2 + … *P*iN

*P*c = *P*p × *P*d

*P*p = *P*p1 + *P*p2 + … *P*pN

*P*d = *P*s × *P*u

*P*s = *P*s1 + *P*s2

2.2 La probabilidad aceptable del suceso principal, P_a, puede determinarse repartiendo el factor de riesgo global para la operación de aproximación y aterrizaje entre las diversas clases de accidentes. Mediante este método se ha determinado el valor aceptable de P_a, a saber, 3 × 10□9. Esto concuerda con la probabilidad más pequeña que pueda asignarse a cada elemento terrestre de navegación, a saber, 1 × 10□9 (normalmente dividida por igual entre fallas de integridad y de COS).

2.3 En el análisis de riesgos que precede se suponen errores de diseño de equipo.

3. Ejemplo del uso del árbol de riesgos — Operaciones básicas MLS de Categoría III (Figura A-2)

3.1 En este caso intervienen únicamente dos elementos de navegación: azimut y elevación. Se supone que no se dispone de guía secundaria a raíz de la falla COS de la guía primaria; así, el procedimiento normal consiste en mantener el rumbo y el ascenso.

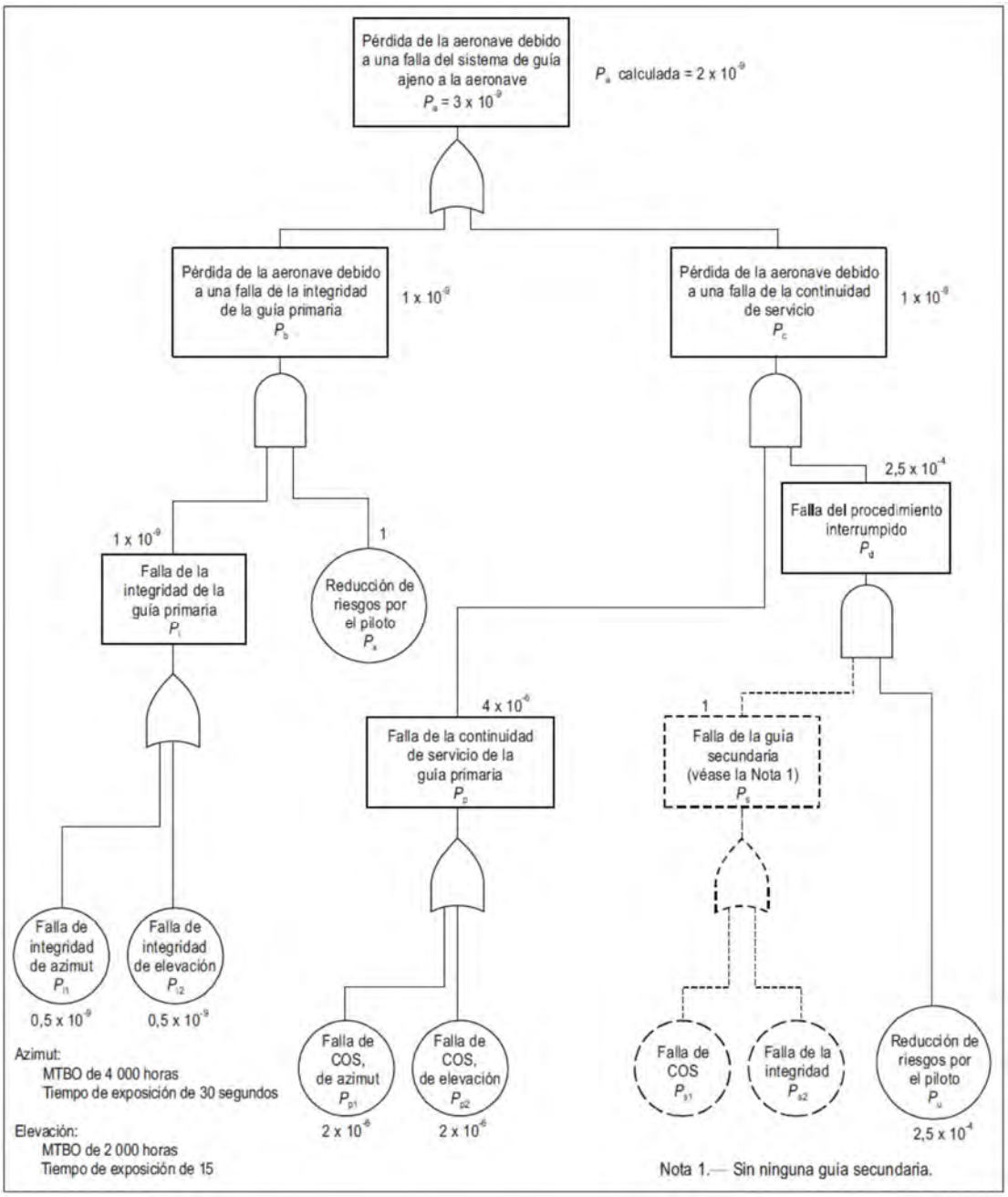


Figura A-2. Árbol de riesgos de aterrizaje MLS de Categoría III

$Pi1 = Pi2 = 0{,}5 \times 10^{-9}$

$Pp1 = Pp2 = 2 \times 10^{-6}$

Nota.- Estas cifras proceden de la Tabla G-15, nivel 4, suponiéndose tiempos de exposición de 30 y 15 segundos y MTBO de 4 000 y 2 000 horas para el equipo de azimut y de elevación respectivamente.

$P_s = 1,0$

Nota.- Dado que no existe procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada con guía en el que se utilice una guía secundaria, se considera que la probabilidad de que ocurra un accidente durante el procedimiento sea de 1.
$P_\times = 1,0$

Nota.- Se supone en este ejemplo que en una operación de Categoría III el piloto es incapaz de intervenir en caso de una falla de integridad del sistema terrestre. Por consiguiente, el factor de reducción de riesgos equivale a 1.

$P_u = 2,5 \times 10^{--4}$

Nota.- Se estima que el factor de reducción de riesgos por el piloto es de 1 en 4 000, basándose en un estudio de los accidentes de aeronaves que realizan aproximaciones para aterrizar utilizando sistemas terrestres de guía. Este es el factor de reducción de riesgos que se supone debido a la intervención del piloto a raíz de una falla de la continuidad de servicio.

Por consiguiente:

$P_i = 1 \times 10^{-9}$
$P_p = 4 \times 10^{-6}$
$P_d = 2,5 \times 10^{-4}$
$P_c = 4 \times 10^{-6} \times 2,5 \times 10^{-4} = 1 \times 10^{-9}$
$P_b = 1 \times 10^{-9} \times 1$
y:

calculada $P_a = 2 \times 10^{-9}$.

3.2 Por lo tanto, existe un margen de 1×10^{-9} respecto al requisito genérico.

4. Aplicación del árbol de riesgos a una aproximación MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos (Figura A-3)

4.1 En este caso existen tres elementos de navegación (azimut, elevación y DME/P) y se supone que todos satisfacen los requisitos en materia de integridad y COS para equipo azimut del nivel 4; o sea, integridad = 1 - 0,5 × 10-9 y MTBO = 4 000 horas.

$P_{i1} = P_{i2} = P_{i3} = 0,5 \times 10^{-9}$

$P_\times = 1,0$

Nota.- Se supone que el piloto es incapaz de intervenir en caso de una falla de la integridad en el sistema terrestre.

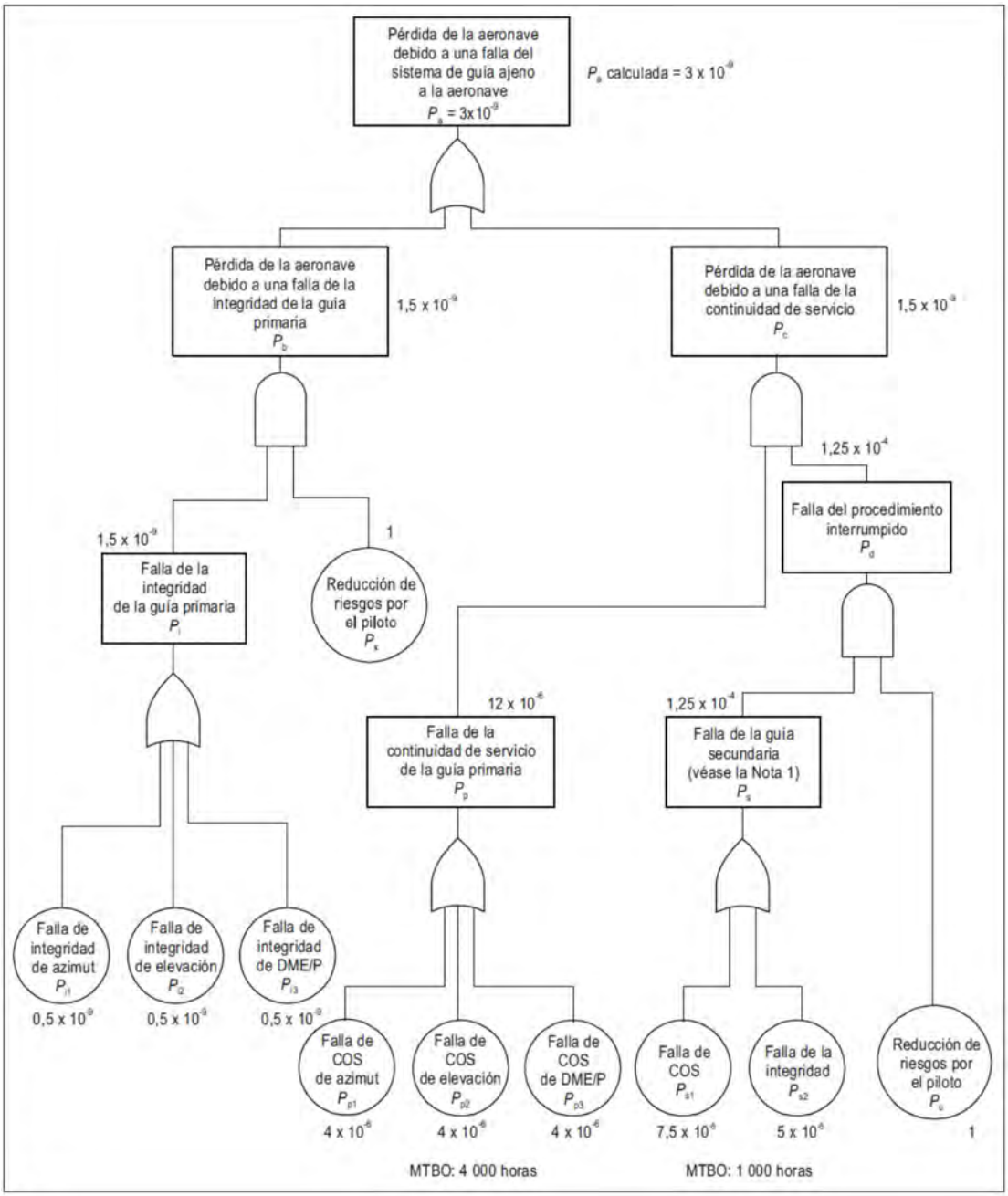


Figura A-3. Árbol de riesgos para MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos

$P_{p1} = P_{p2} = P_{p3} = 4 \times 10^{-6}$

Nota.- Se supone un tiempo de exposición a obstáculos (OET) de 60 segundos y un MTBO de 4 000 horas para todos los sistemas terrestres.

$P_u = 1,0$

Nota.- Se supone que un procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada sin guía es inaceptable. Por consiguiente, se considera que la probabilidad de un accidente durante semejante procedimiento es de 1.

4.2 En el caso de un procedimiento MLS/RNAV en un entorno con múltiples obstáculos, se supone que la guía secundaria será esencial para efectuar sin riesgo un procedimiento de aproximación interrumpida/frustrada durante el período de exposición a obstáculos.

$P_{s1} = 7{,}5 \times 10^{-5}$

Nota.- Esta es la probabilidad de una falla COS del equipo terrestre de guía secundaria. Se supone aquí que el sistema de guía secundaria tiene un MTBO de 1 000 horas y que el tiempo de exposición es de 270 segundos. El tiempo de exposición a una falla de la guía secundaria depende del punto del procedimiento en el que se confirma la disponibilidad de la guía secundaria. Suponiendo que esto sería antes de iniciarse el procedimiento MLS/RNAV y que no se exigiría que el piloto confirmara de nuevo la disponibilidad de la guía secundaria antes de iniciar la parte crítica del procedimiento en el entorno abundante en obstáculos, el tiempo de exposición podría ser de varios minutos.

$P_{s2} = 5 \times 10^{-5}$

Nota.- Esta es la integridad requerida por el sistema de guía secundaria.

Por consiguiente:

$P_i = 1{,}5 \times 10^{-9}$
$P_b = 1{,}5 \times 10^{-9}$
$P_p = 12 \times 10^{-6}$
$Ps = 7{,}5 \times 10^{-5} + 5 \times 10^{-5} = 1{,}25 \times 10^{-4}$
$P_d = 1{,}25 \times 10^{-4}$
$P_c = 12 \times 10^{-6} \times 1{,}25 \times 10^{-4} = 1{,}5 \times 10^{-9}$

y:

calculada $P_a = 3 \times 10^{-9,}$ según corresponda.

Nota.- En el caso de tiempos de exposición a obstáculos superiores a 60 segundos, será necesario aumentar los MTBO de la guía primaria o el factor de reducción de riesgos debido a la guía secundaria. Por ejemplo, si se aumenta el tiempo de exposición hasta 90 segundos, los MTBO de la guía primaria tendrán que aumentarse hasta 6 000 horas o aumentarse el MTBO de la guía secundaria a 2 250 horas. Es evidente que se establece un equilibrio entre la fiabilidad de la guía primaria, el tiempo de exposición y la fiabilidad e integridad de la guía secundaria. Puede utilizarse el método del árbol de riesgos para examinar cada procedimiento MLS/RNAV y determinar los requisitos apropiados en materia de fiabilidad e integridad para la guía primaria y la guía secundaria.

ADJUNTO B. ESTRATEGIA PARA LA INTRODUCCIÓN Y APLICACIÓN DE AYUDAS NO VISUALES EN LA APROXIMACIÓN Y EL ATERRIZAJE

(Véase la Subparte2, 2.1)

1. INTRODUCCIÓN

1.1 Diversos elementos influyen en las operaciones todo tiempo en términos de seguridad, eficacia y flexibilidad. La evolución de técnicas nuevas exige adoptar un enfoque flexible respecto al concepto de las operaciones todo tiempo a fin de obtener la totalidad de los beneficios del desarrollo técnico. Para permitir contar con esta flexibilidad, la estrategia deberá facilitar la incorporación de iniciativas o ideas técnicas innovadoras en dicha estrategia, por medio de la identificación de sus objetivos y de los conceptos que la fundamentan. La estrategia no presupone una transición rápida a un solo sistema ni a una selección de sistemas establecidos a escala mundial en apoyo de las operaciones de aproximación y aterrizaje

1.2 La estrategia se refiere a la aplicación de ayudas no visuales para la aproximación y el aterrizaje con guía vertical (APV) y a las operaciones de aproximación y aterrizaje de precisión.

2. OBJETIVOS DE LA ESTRATEGIA

La estrategia debe:

a) mantener por lo menos el nivel de seguridad actual de las operaciones todo tiempo;
b) conservar al menos el nivel existente de servicio, o el nivel superior planificado;
c) apoyar la guía de trayectoria lateral y vertical como se describe en la Resolución A37-11;
d) mantener el interfuncionamiento a escala mundial;
e) permitir flexibilidad regional en base a una planificación regional coordinada;
f) apoyar los ciclos de planificación de la inversión en infraestructura; y
g) ser objeto de revisiones periódicas; y
h) tener en cuenta los aspectos económicos, operacionales y técnicos.

3. CONSIDERACIONES

3.1 Generalidades

Las siguientes consideraciones se basan en la hipótesis de que se dispone del requisito operacional y el compromiso necesarios y que se realizarán las gestiones oportunas.

3.2 Consideraciones relativas al ILS

a) Existe un riesgo limitado de que las operaciones ILS de Categorías II o III no puedan mantenerse en forma segura en determinados
b) para los receptores ILS se han implantado las normas de inmunidad a la interferencia que figuran en la RAB 69, Parte I, Subparte 3, 3.1.4,
c) en algunas regiones la expansión de los servicios ILS se ve limitada por la disponibilidad de canales (40 canales ILS/DME apareados);
d) en la mayor parte del mundo puede mantenerse el ILS durante el futuro previsible.
e) debido a consideraciones de costos y eficiencia, algunos Estados racionalizan parte de su infraestructura ILS en aeropuertos de Categoría I que tienen poco uso; y
f) basándose en consideraciones de usuarios y equipo, las aproximaciones basadas en el GNSS que ofrecen guía de trayectoria lateral y vertical pueden constituir una opción económica cuando se considera introducir el servicio de aproximación de Categoría I o al reemplazar o eliminar un ILS existente.

3.3 Consideraciones relativas al MLS

a) El MLS de Categoría I III se encuentra en servicio;
b) se ha implantado el MLS en localidades específicas para mejorar la utilización de las pistas en condiciones de escasa visibilidad; y.
c) es improbable que se implante el MLS en otras localidades.

3.4 Consideraciones relativas al GNSS

a) Existen normas y métodos recomendados (SARPS) para el GNSS con aumentación para APV y aproximaciones de precisión de la Categoría I;
b) el GNSS con sistema de aumentación basado en satélites (SBAS) para operaciones de APV y de aproximación de precisión de Categoría I, ya se encuentra en servicio;
c) el GNSS con el sistema de aumentación basado en tierra (GBAS), para operaciones de aproximación de precisión de Categoría I ya se encuentra en servicio;
d) se prevé que un GBAS aceptado internacionalmente esté disponible para las operaciones de Categorías II y III; entre 2018 y 2020
e) los avances en el desarrollo del GNSS de constelaciones múltiples de frecuencia doble (DFMC) mejorarán la actuación de las aumentaciones GNSS y habilitarán capacidades operacionales nuevas para 2025;
f) los problemas técnicos y operacionales relacionados con las operaciones de aproximación, aterrizaje y salida mediante GNSS, tales como las vulnerabilidades derivadas de la propagación ionosférica y la interferencia de radiofrecuencias, deben atenderse oportunamente; y
g) los problemas relacionados con el GNSS DFMC deben atenderse oportunamente.

3.5 Consideraciones sobre la capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje

Para que pueda adoptarse esa estrategia, es necesaria una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje y se prevé que estará disponible.

3.6 Otras consideraciones

a) Existe una demanda creciente para operaciones de Categorías II y/o III en algunas áreas;
b) el GNSS puede ofrecer beneficios operacionales únicos para operaciones con escasa visibilidad, incluyendo nuevos procedimientos, requisitos flexibles en materia de emplazamiento y suministro de guía en la superficie de los aeropuertos;
c) se considera que solamente los tres sistemas normalizados (ILS, MLS y GNSS con aumentación cuando corresponda) desempeñan una función en apoyo de las operaciones todo tiempo. La utilización de colimadores de pilotaje conjuntamente con sistemas de visión ampliada y sintética puede proporcionar beneficios operacionales;
d) una consecuencia de la estrategia mundial reside en que no habrá una transición rápida o completa del ILS al GNSS o el MLS. En consecuencia, resulta esencial para la implantación de la estrategia que se proteja en forma adecuada el espectro de radiofrecuencias utilizado por todos estos sistemas;
e) los posibles beneficios operacionales derivados de la introducción de nuevos sistemas de aterrizaje podrían verse limitados por las restricciones del equipo de aeronave con sistemas mixtos;
f) algunas operaciones APV se pueden realizar utilizando el GNSS con aumentación si es necesario o guía vertical barométrica, y el GNSS con guía lateral con ABAS;
g) las operaciones APV proporcionan mayor seguridad y, generalmente, mínimas operacionales inferiores en comparación con las aproximaciones que no son de precisión.
h) debería ofrecerse una redundancia apropiada cuando se retiren las ayudas terrestres para la navegación; y
i) la racionalización debería ser parte de una estrategia nacional o regional sobre las ayudas terrestres para la navegación; en el Adjunto H figura orientación.

4. ESTRATEGIA

Basándose en las consideraciones anteriores, la necesidad de consultar a los explotadores de aeronaves, a los explotadores de aeropuertos y a las organizaciones internacionales, y de garantizar la seguridad, la eficiencia y la rentabilidad de las soluciones propuestas, la estrategia mundial es la siguiente:

a) continuar las operaciones ILS con el máximo nivel de servicio mientras sean aceptables desde el punto de vista operacional y económicamente ventajosas;
a) continuar las operaciones MLS cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso;
b) implantar el GNSS con aumentación (es decir, ABAS, SBAS, GBAS) para las operaciones APV y de aproximaciones de precisión cuando se requiera desde el punto de vista operacional y sea económicamente ventajoso,
c) promover el desarrollo y la utilización continuos de una capacidad multimodal de a bordo para la aproximación y el aterrizaje;
d) promover las operaciones APV, en particular la que utilizan guía vertical GNSS, para fortalecer la seguridad y el acceso;
e) permitir que cada región desarrolle una estrategia de implantación para estos sistemas acorde con esta estrategia mundial.

ADJUNTO C. INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS PARA ILS, VOR, PAR, RADIOBALIZAS DE 75 MHz (EN RUTA), NDB Y DME

1. INTRODUCCIÓN

El contenido de este adjunto solamente tiene por objeto proporcionar aclaraciones y orientación y no debe considerarse como parte integrante de las especificaciones o de las normas o métodos recomendados que contiene la Parte I.

Para que sea más comprensible el texto que sigue y para facilitar el rápido intercambio de ideas acerca de conceptos estrechamente relacionados, se incluyen las definiciones que se dan a continuación.

Definiciones referentes al sistema de aterrizaje por instrumentos (ILS)

Nota.- Las expresiones que se dan a continuación pueden usarse en la mayoría de casos ya sea sin calificación o calificándolas con el término "indicado", con el siguiente significado:

Sin calificación: las características conseguidas de un elemento o concepto.
Indicado: las características conseguidas de un elemento o concepto, indicadas en un receptor (es decir, incluidos los errores de la instalación receptora).

Sistema Localizador	*Sistema de trayectoria de planeo ILS*
Eje de rumbo indicado. Lugar geométrico de los puntos de cualquier plano horizontal en que la desviación del indicador del receptor es cero. ***Sector de rumbo indicado.*** Sector en cualquier plano horizontal que contenga el eje de rumbo indicado, en que la desviación del indicador del receptor es constante dentro de los límites comprendidos en toda la escala. ***Codo del rumbo del localizador.*** Un codo del rumbo es una desviación del eje de rumbo del localizador respecto a su posición nominal.	***Codo de la trayectoria de planeo ILS.*** Un codo de la trayectoria de planeo ILS es una desviación de dicha trayectoria respecto a su posición nominal

2 TEXTO REFERENTE A LAS INSTALACIONES ILS

2.1 Objetivos de índole operacional, objetivos relativos a proyecto y mantenimiento, y definiciones de la estructura del curso para las diferentes categorías de actuación de las instalaciones

2.1.1 Las categorías de actuación de las instalaciones, definidas en la Subparte3, 3.1.1 tienen los objetivos operacionales siguientes:

Operación de Categoría I: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión no inferior a 60 m (200 ft) y con una visibilidad no inferior a 800 m o un alcance visual en la pista no inferior a 550 m.

Operación de Categoría II: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos hasta una altura de decisión inferior a 60 m (200 ft) pero no inferior a 30 m (100 ft), y un alcance visual en la pista no inferior a 300 m.

Operación de Categoría IIIA: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos:

a) hasta una altura de decisión inferior a 30 m (100 ft), o sin altura de decisión; y
b) con un alcance visual en la pista no inferior a 175 m.

Operación de Categoría IIIB: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos:

a) hasta una altura de decisión inferior a 15 m (50 ft), o sin altura de decisión; y
b) un alcance visual en la pista inferior a 175 m pero no inferior a 50 m.

Operación de Categoría IIIC: Aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos sin limitaciones de altura de decisión ni de alcance visual en la pista.

2.1.2 *Capacidades.* Para fijar estos objetivos es importante considerar los tipos de aeronaves que utilicen el ILS y las posibilidades de los sistemas de guía para el vuelo. En dichos objetivos se supone que se trata de modernas aeronaves dotadas de equipos especialmente diseñados. En la práctica, no obstante, las posibilidades operacionales pueden extenderse más allá de los objetivos concretos expuestos en 2.1.1.

2.1.2.1 *Equipos para objetivos adicionales.* La disponibilidad de sistemas de guía de vuelo con protección mínima y de sistemas operacionales en caso de falla, conjuntamente con un sistema terrestre del ILS que proporcione guía adecuada con un nivel apropiado de continuidad de servicio y de integridad para el caso de que se trate, puede permitir el logro de los objetivos operacionales que no coinciden con los que se describen en 2.1.1.

2.1.2.2 *Operaciones avanzadas.* Las empresas explotadoras de aeronaves están alentando a que el empleo de los sistemas automáticos de aproximación y aterrizaje de las aeronaves modernas, dotadas de dichos sistemas, constituya una práctica corriente cuando el proceso de la aproximación pueda ser supervisado visualmente por la tripulación de vuelo. Por ejemplo, estos tipos de operaciones pueden llevarse a cabo con instalaciones ILS de Categoría de actuación I cuando la calidad y la cobertura de la guía sobrepasan los requisitos básicos estipulados en la Subparte3, 3.1.3.4.1 y ésta se extiende hasta la pista.

2.1.2.3 *Sistema de clasificación ILS.* Para poder aprovechar plenamente las ventajas que ofrecen los sistemas automáticos de mando de vuelo de las aeronaves modernas, se plantea la necesidad correspondiente de un método que describa el ILS basado en tierra de un modo más completo que el que se puede lograr teniendo como única referencia la categoría de actuación de la instalación. Esto se logra utilizando el sistema de clasificación del ILS que emplea tres caracteres. Su finalidad es proporcionar una descripción de aquellos aspectos de la actuación que deben conocerse desde el punto de vista de las operaciones para establecer las operaciones que un ILS determinado podría apoyar.

2.1.2.4 El plan de clasificación del ILS proporciona el medio para hacer conocer las posibilidades adicionales que puede ofrecer una determinada instalación terrestre del ILS por encima de las que corresponden a las instalaciones definidas en la Subparte3, 3.1.1. Estas posibilidades adicionales podrán utilizarse para permitir que su empleo operacional según 2.1.2.1 y 2.1.2.2 pueda aprobarse hasta y por debajo de los valores establecidos en los objetivos operacionales descritos en 2.1.1.

2.1.2.5 En 2.14.3 se presenta un ejemplo del sistema de clasificación.

Nota.- El siguiente texto de orientación tiene por objeto proporcionar ayuda a los Estados cuando se evalúe la aceptabilidad de los rumbos del localizador ILS y de las trayectorias de planeo con codos. Aunque, por definición, los codos del rumbo y los codos de la trayectoria de planeo están relacionados con las posiciones nominales del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo, respectivamente, la evaluación de las aberraciones de alta frecuencia se basa en las desviaciones con respecto al rumbo o a la trayectoria media. El texto que figura en 2.1.5 y la Figura C-2 respecto

a la evaluación de los codos indican cómo se relacionan éstos con las posiciones medias del rumbo y de la trayectoria. Los registros de las aeronaves se harán, normalmente, de esta forma.
2.1.3 *Codos del rumbo.* Los codos del rumbo del localizador deben evaluarse en función de la estructura del rumbo especificada en la Subparte3, 3.1.3.4. Por lo que toca al aterrizaje y al recorrido de despegue en condiciones de la Categoría III, esta estructura del rumbo responde al deseo de proporcionar guía adecuada para las operaciones manuales y/o automáticas a lo largo de la pista en condiciones de visibilidad reducida. Respecto a la actuación de Categoría de actuación I en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos del rumbo (probabilidad del 95%) a la altura de 30 m (100 ft), a un desplazamiento lateral de menos de 10 m (30 ft). Por lo que toca a las Categorías de actuación II y III en la fase de aproximación, esta estructura del rumbo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves debidas a los codos de rumbo (probabilidad del 95%) en la región comprendida entre el punto B del ILS y la referencia ILS (instalaciones de la Categoría II), o el punto D del ILS (instalaciones de la Categoría III), a un ángulo inferior a 2°, tanto en balanceo como en cabeceo, y a un desplazamiento lateral inferior a 5 m (15 ft).

Nota 1.- Los codos del rumbo son inaceptables cuando, en condiciones normales, impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una actitud estable, y a un punto, dentro de límites de desplazamiento aceptables respecto al eje de rumbo, desde el cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al manual. Cuando la aeronave ha iniciado ya una aproximación, el manejar excesivamente los mandos puede ser causa de que no se lleve a buen término la aproximación o el aterrizaje. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático, puede existir el requisito operacional de que se continúe la aproximación por debajo de la altura de decisión. Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumple la especificación relativa a la estructura del rumbo que figura en la Subparte3, 3.1.3.4.

Nota 2.- Los codos u otras irregularidades que no son aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo en las condiciones de aire estable que requieren las técnicas de comprobación de precisión.

2.1.4 *Codos de la trayectoria de planeo ILS.* Los codos de la trayectoria de planeo del ILS deben evaluarse en función de la estructura de la trayectoria de planeo del ILS especificada en la Subparte3, 3.1.4.4. Para la Categoría de actuación I, la estructura de esta trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del 95%) a la altura de 30 m (100 ft) — a un desplazamiento vertical inferior a 3 m (10 ft). Por lo que toca a las Categorías de actuación II y III, esta estructura de la trayectoria de planeo responde al deseo de restringir las desviaciones de las aeronaves — debidas a los codos de la trayectoria de planeo (probabilidad del 95%) a la altura de 15 m (50 ft) — a un ángulo inferior a 2°, tanto en cabeceo como en balanceo y a desplazamientos verticales de menos de 1,2 m (4 ft).

Nota 1.- Los codos de la trayectoria son inaceptables cuando en condiciones normales impiden a una aeronave llegar a la altura de decisión en una posición de vuelo estable, y a un punto comprendido dentro de límites aceptables de desplazamiento respecto a la trayectoria de planeo ILS, desde la cual pueda efectuarse el aterrizaje en condiciones de seguridad. La presencia de codos afecta en mayor grado al acoplamiento automático y al semiautomático, que al acoplamiento manual. Además, cuando se emplea el acoplamiento automático puede hacer falta en la práctica proseguir la aproximación por debajo de la altura de decisión. Las necesidades en materia de guía de las aeronaves pueden quedar satisfechas si se cumplen las especificaciones relativas a la estructura de la trayectoria de planeo del ILS que figuran en la Subparte3, 3.1.5.4.

Nota 2.- Los codos u otras irregularidades que no sean aceptables se comprobarán normalmente mediante pruebas en vuelo precisas, completadas según sea necesario por mediciones especiales en el suelo.

2.1.5 *Aplicación de la norma relativa a amplitud de los codos de trayectoria de planeo/rumbo de localizador.* Al aplicar la especificación relativa a la estructura del rumbo del localizador (Subparte 3, 3.1.3.4) y a la estructura de la trayectoria de planeo ILS (3.1.5.4), deben seguirse los criterios siguientes:

— La Figura C-1 indica la relación entre las amplitudes máximas (probabilidad base, 95%) de los codos del localizador del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo, y las distancias desde el umbral de la pista que se han especificado para las Categorías de actuación I, II y III.

— Si la amplitud de los codos ha de evaluarse en cualquier región de la aproximación, los registros de vuelo, corregidos para tener en cuenta el error de posición angular de la aeronave, deben analizarse para un intervalo de tiempo de ±20 s respecto al punto medio de la región que haya de evaluarse. Lo anterior se basa en una velocidad de la aeronave respecto al suelo de 195 km/h (105 kt) ± 9 km/h (5 kt).

La especificación de amplitud máxima del 95% es el porcentaje admisible del intervalo total de tiempo en que la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria debe ser menor que la magnitud especificada en la Figura C-1 respecto a la región que se está evaluando. La Figura C-2 presenta un ejemplo típico del método que puede emplearse para evaluar la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria de una instalación determinada. Si la suma de los intervalos de tiempo t_1, t_2, t_3, cuando se exceda la especificación dada, es igual o inferior al 5% del tiempo total T, la región que se está evaluando es aceptable. Por lo tanto:

$$100\,\frac{T\,-\,[(t_1\,+\,t_2\,+\,\ldots\ldots)]}{T}\;\geq 95\%$$

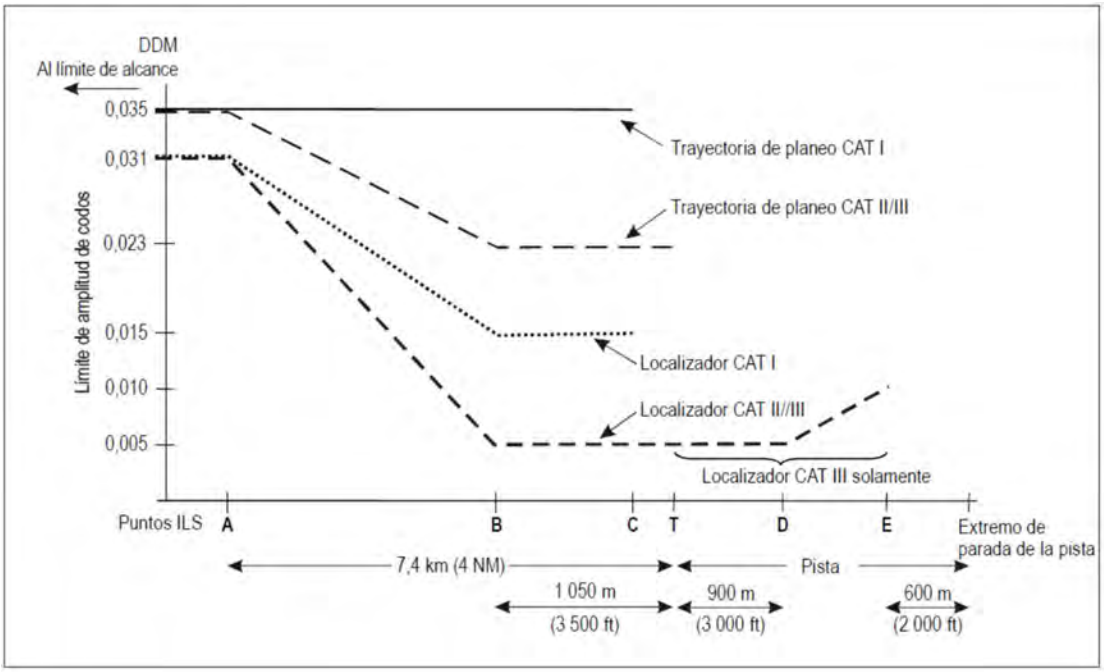


Figura C-1. Límites de amplitud de los codos del rumbo del localizador y de la trayectoria de planeo

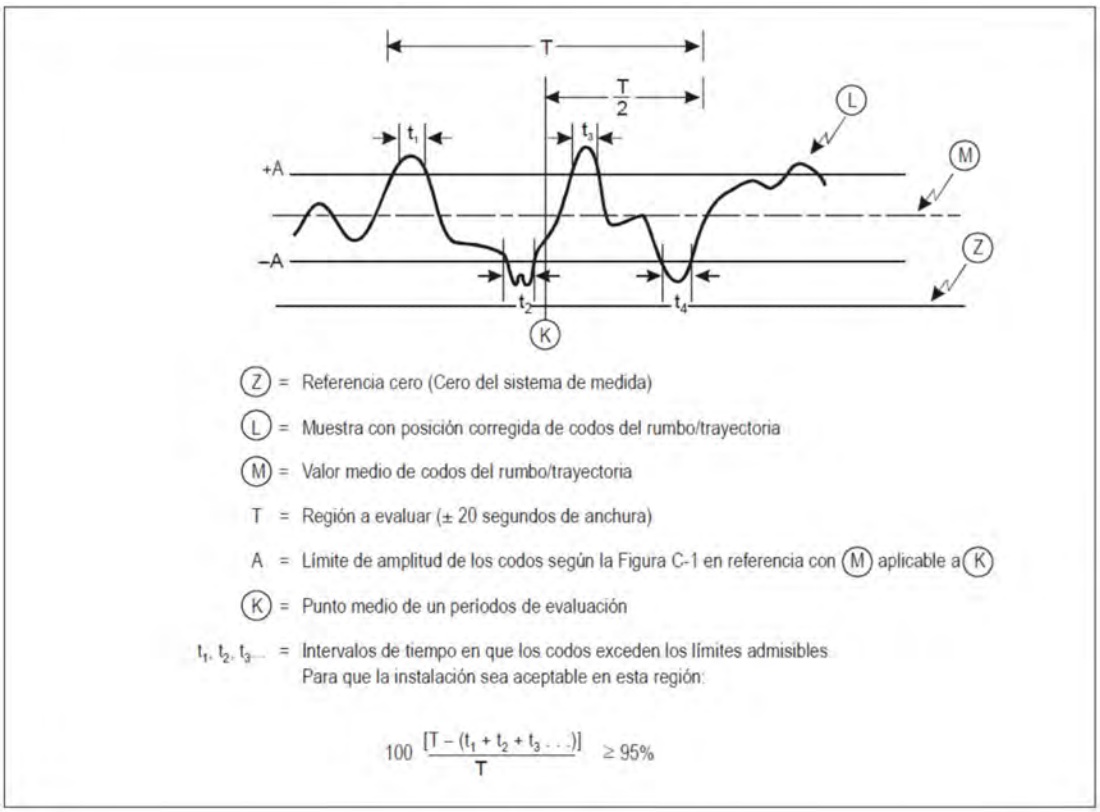


Figura C-2. Evaluación de la amplitud de los codos del rumbo/trayectoria

Debe hacerse el análisis de los codos de la trayectoria de planeo utilizando como referencia la trayectoria media de planeo y no la prolongación rectilínea hacia abajo. La extensión de la curvatura se rige por el emplazamiento lateral del sistema de antenas de trayectoria de planeo del equipo terrestre, la distancia de este sistema de antena con respecto al umbral, y las alturas relativas del terreno a lo largo de la ruta de aproximación final y en el emplazamiento de la trayectoria de planeo (véase 2.4).

2.1.6 *Filtro de mediciones.* Dada la complejidad de los componentes de frecuencia presentes en las estructuras de los codos del haz del ILS, los valores medidos de los codos del haz dependen de la respuesta de frecuencias del equipo receptor y registrador de a bordo. Se pretende que se obtengan mediciones del codo de haz utilizando una frecuencia de vértice (en radianes por segundo) del filtro de paso bajo para los circuitos de salida de DDM del receptor y del equipo registrador correspondientes, de *V*/92,6, donde *V* es la velocidad en kilómetros por hora de la aeronave o del vehículo terrestre, según sea el caso.

2.1.7 *Equipo monitor.* Las pruebas de que se dispone indican que puede conseguirse fácilmente una estabilidad de actuación dentro de los límites que se definen en la Subparte3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6, es decir, dentro de los límites del monitor.

2.1.7.1 La elección de límites del monitor es una cuestión de criterio individual, basado en el conocimiento de las exigencias de seguridad de la categoría de operación de que se trate. Sin embargo, la especificación de tales límites no indica la magnitud de la variación normal de performance de un día a otro, que se debe a los errores de montaje y al retardo del equipo. Es necesario investigar y tomar medidas correctivas si la performance de un día a otro excede frecuentemente los límites especificados en la Subparte3, 3.1.3.6, 3.1.3.7 y 3.1.5.6. Las causas de dichas desviaciones deben eliminarse:

a) para reducir considerablemente la posibilidad de que los parámetros críticos de la señal bordeen los límites especificados del monitor;
b) para asegurar una elevada continuidad del servicio ILS.

2.1.7.2 A continuación se dan indicaciones generales para el diseño, funcionamiento y mantenimiento de los sistemas monitores que cumplan los requisitos de la Subparte3, 3.1.3.11 y 3.1.5.7:

1) Debe hacerse lo posible para asegurarse de que los sistemas monitores responden a todas las variaciones de la instalación terrestre que perjudican el funcionamiento del sistema de a bordo durante la aproximación ILS.
2) Los sistemas monitores no deben reaccionar ante las condiciones locales que no afecten a la información de navegación percibida por los sistemas de a bordo.
3) Las desviaciones del sistema monitor no deben aumentar ni reducir apreciablemente los límites de control especificados.
4) Debe ponerse especial cuidado en el proyecto y funcionamiento del sistema monitor a fin de asegurar que se suprimirán las componentes de navegación o que se suspenderá la emisión en caso de que fallase el propio sistema monitor.
5) El funcionamiento de ciertos sistemas monitores se funda en dispositivos que efectúan el muestreo de la señal en las proximidades del sistema de antenas del transmisor. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo exigen una atención especial en los puntos siguientes:

   a) cuando se utilicen sistemas de antenas de gran abertura, no es posible frecuentemente colocar los sensores del monitor de tal forma que la relación de fase observada en el campo alejado del rumbo sea la misma que la del punto sensor. Sin embargo, el sistema monitor debe detectar igualmente las modificaciones de la antena y del correspondiente sistema alimentador que afecten significativamente el rumbo en el campo lejano;
   b) los cambios del nivel real del suelo causados por nieve, inundaciones, etc., pueden afectar a los sistemas de control de la trayectoria de planeo y al rumbo real en el espacio de forma distinta especialmente cuando se depende del plano del suelo para formar el tipo de trayectoria de planeo deseada;
   c) deben tenerse en cuenta otras causas que pueden perturbar la captación por el monitor de la señal emitida, tales como la formación de hielo y aves;
   d) en un sistema en que las señales del monitor se utilizan para un circuito retroactivo para corregir las variaciones del equipo correspondiente, debe ponerse especial cuidado en que influencias extrañas y cambios del propio sistema no provoquen variaciones del rumbo o de la trayectoria de planeo fuera de los límites especificados sin que lo advierta el sistema de control.

6) Una forma posible de sistema monitor está constituida por un monitor integral en el cual la contribución de cada elemento de la antena transmisora en la emisión de la señal de rumbo en campo lejano se mide en el sistema de antenas. La experiencia demuestra que los sistemas monitores de este tipo, debidamente diseñados, pueden proporcionar una estrecha correlación entre la indicación del monitor y la señal radiada en campo lejano. En ciertos casos, los monitores de este tipo pueden remediar la dificultad expuesta en los incisos 5), a), b) y c).

2.1.7.3 Se observará que la DDM medida en un punto determinado del espacio es una función del desplazamiento de la sensibilidad y de la posición del eje de rumbo o trayectoria de planeo. Se debe tener esto en cuenta al diseñar y manejar los sistemas monitores.

2.1.8 *Radiación de los localizadores ILS no utilizados en las operaciones.* Las aeronaves que realizan aproximaciones hacia bajos niveles en pistas equipadas con localizadores que sirven la dirección opuesta a la aproximación han experimentado grave interferencia con las señales del localizador ILS utilizado en las operaciones. En las aeronaves que sobrevuelan este sistema de antenas del

localizador la interferencia es producida por la modulación cruzada debida a las señales emitidas por el localizador de la aproximación opuesta. Tratándose de operaciones a bajo nivel, dicha interferencia puede afectar gravemente a la aproximación o al aterrizaje y puede perjudicar la seguridad. En la Subparte 3, 3.1.2.7, 3.1.2.7.1 y 3.1.2.7.2 se especifican las condiciones en que puede permitirse la radiación de los localizadores que no se utilicen para las operaciones.

2.1.9 Interferencia en el ILS de trayectos múltiples

Nota 1.— Este texto de orientación refleja la manera en que los nuevos aviones de mayor tamaño (NLA) pueden repercutir en las dimensiones de las áreas críticas y sensibles del ILS. También documenta las prácticas técnicas establecidas para determinar las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, proporciona una descripción de las ventajas y desventajas operacionales conexas y da ejemplos indicativos de las dimensiones resultantes de las áreas. Sin embargo, en la práctica podría ser necesario determinar las dimensiones de las áreas críticas y sensibles en un aeródromo mediante evaluaciones específicas en ese aeródromo.

Nota 2.— Este texto de orientación no tiene por objeto crear la necesidad de revisar las dimensiones establecidas de las áreas críticas y sensibles que han demostrado ser satisfactorias en un aeródromo en particular, a menos que el entorno operacional haya evolucionado significativamente (como, por ejemplo, mediante la introducción de operaciones de NLA en el aeródromo o la construcción de edificios nuevos) o la instalación ILS haya cambiado de manera que pueda afectar a las dimensiones de las áreas.

2.1.9.1 Efectos del entorno del ILS. Grandes objetos reflectantes, se trate de objetos fijos o de vehículos, incluidas las aeronaves, dentro del volumen de cobertura del 1LS pueden ocasionar degradación de la señal en el espacio, por medio del bloqueo de señales o interferencia de trayectos múltiples, con la consecuencia de que es posible que se excedan las tolerancias de la señal en el espacio definidas en el Capítulo 3, 3.1. La cantidad de degradación es una función del emplazamiento, la dimensión y la orientación de las superficies reflectantes y de las características de la antena ILS. El objetivo de identificar las áreas críticas y sensibles (véase 2.1.9.2) y de los procedimientos de gestión conexos es impedir que se produzca dicha degradación y garantizar que la aeronave que utiliza el ILS pueda confiar en que la señal en el espacio reúne los requisitos del Capítulo 3, 3.1.

2.1.9.2 Áreas críticas y sensibles del ILS. Los Estados difieren en la manera en que eligen identificar las áreas de protección del ILS. Las prácticas también difieren en cuanto a cómo se manejan las restricciones del movimiento de vehículos. Un método consiste en identificar las áreas críticas y sensibles de la manera siguiente:

a) el área crítica ILS es un área de dimensiones definidas que rodea a las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo en la cual se excluye la entrada y circulación de vehículos, incluso aeronaves, durante las operaciones ILS. Se protege el área crítica debido a que la presencia dentro de sus límites de vehículos y/o aeronaves ocasionaría perturbaciones inaceptables de la señal en el espacio ILS;
b) el área sensible ILS es un área que se extiende más allá del área crítica en la cual se controla el establecimiento y/o movimiento de vehículos, incluso aeronaves, para evitar la posibilidad de que ocurra interferencia inaceptable a la señal ILS durante las operaciones ILS. Se protege el área sensible para evitar la interferencia proveniente de grandes objetos en movimiento fuera del área crítica pero que normalmente estén dentro de los límites del aeródromo.

Nota 1.-. En algunos Estados se utiliza la expresión "área crítica" para describir un área que combina las áreas críticas y sensibles identificadas en este texto de orientación. En casos en que el área crítica se superpone a las áreas operacionales, se requieren procedimientos operacionales específicos de gestión para garantizar la protección de las aeronaves que utilizan el ILS para la interceptación y la guía de aproximación final.

Nota 2.- Se espera que en aquellos lugares en que el ILS y el MLS tengan emplazamiento común, el MLS podría estar emplazado dentro de las áreas críticas del ILS de conformidad con los textos de orientación del Adjunto G, 4.1

Nota editorial.— Suprímanse las actuales secciones 2.1.9.2 a 2.1.9.5.1 y las Figuras C-3A, C-3B, C-4A y C4-B y reemplácense por el nuevo texto siguiente:

2.1.9.3 La lógica de las áreas críticas y sensibles desde los puntos de vista técnico y operacional. Idealmente, el área crítica es obligatoria durante todas las operaciones ILS para dar protección hasta por lo menos la altura de decisión de Categoría I. Una perturbación en el área crítica repercutiría normalmente en todas las aeronaves que utilizan la señal ILS en un momento determinado (durante la totalidad de la aproximación). El área crítica se protege comúnmente por medio de límites marcados, restringiendo el acceso al área o mediante procedimientos cuando existen superposiciones con las áreas operacionales. Desde el punto de vista operacional, el área sensible protegería, idealmente, las operaciones de las aeronaves desde por lo menos la altura de decisión de Categoría I hasta la pista y se activaría durante condiciones de mala visibilidad únicamente (p.ej., Categoría II y III). Una perturbación en el área sensible normalmente sería de naturaleza transitoria y produciría una perturbación local que afectaría únicamente a una sola aeronave. Sin embargo, en muchos emplazamientos, puede resultar imposible lograr esta situación ideal y se requerirán las medidas técnicas y operacionales de mitigación que correspondan.

Nota.--- En el documento EUR DOC 013 de la OACI, "European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes", figura orientación sobre los procedimientos operacionales para la protección de las áreas críticas y sensibles.

2.1.9.4 Determinación técnica de las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Las áreas críticas y sensibles se calculan normalmente en la etapa de planificación, antes de la instalación del ILS, utilizando la simulación por computadora. Se emplea un proceso similar cuando hay cambios en la instalación o en el entorno. Al utilizar las simulaciones por computadora, es necesario asignar al área crítica o al área sensible una protección de las partes individuales de la aproximación. Es conveniente asegurarse de que las áreas críticas y sensibles combinadas protejan la totalidad de la aproximación

Sin embargo, tal vez esto no sea posible en todos los casos. Además, si se aplica la lógica de 2.1.9.3, esto puede llevar a crear áreas críticas restrictivamente grandes. Algunos Estados han encontrado que es posible llegar a un término medio razonable utilizando una lógica diferente, mediante la cual el área crítica protege el tramo que va del límite de cobertura hasta 2 NM desde el umbral de la pista, en tanto que el área sensible protege la aproximación desde 2 NM hasta la pista. En este caso, existirá un área sensible de Categoría I que puede requerir medidas operacionales de mitigación. Dependiendo del entorno operacional (como la sincronización entre la aeronave delantera que realiza el rodamiento sobre la pista después del aterrizaje y la aeronave que le sigue y que realiza la aproximación final), es posible que no se requieran medidas particulares. No existe necesariamente una relación directa entre la asignación de la aproximación, que se utiliza en las simulaciones para determinar las áreas críticas y sensibles, y la gestión operacional de las mismas. Es responsabilidad de los Estados definir las áreas pertinentes. Si es necesario aplicar diferentes criterios de aceptación de las perturbaciones o diferentes protecciones del tramo de vuelo, éstos deben validarse por medio del análisis de la seguridad operacional. En este análisis deben tenerse en cuenta todos los factores pertinentes, así como la configuración del aeródromo, la densidad del tráfico y toda cuestión operacional o restricción de la capacidad

2.1.9.5 Factores que repercuten en las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo con diagramas de irradiación optimizados, especialmente en combinación con transmisores de dos frecuencias, pueden ser muy eficaces para reducir la posibilidad de perturbación de la señal y, por lo tanto, las dimensiones de las áreas críticas y sensibles. Otros factores que afectan a las dimensiones de las áreas son la categoría de la operación

de aproximación y de aterrizaje que deben apoyar, la cantidad de perturbación estática, los emplazamientos, los tamaños y orientaciones de las aeronaves y otros vehículos (en particular de sus superficies verticales), la configuración de las pistas y las calles de rodaje y los emplazamientos de las antenas. En particular, deben determinarse las alturas máximas de las superficies verticales de cola de las aeronaves que es posible encontrar, junto con todas las orientaciones posibles en un emplazamiento determinado, que incluso pueden comprender las orientaciones no paralelas y no perpendiculares a la pista. Aunque las áreas críticas y sensibles se evalúan en un contexto bidimensional (horizontal), en realidad la protección debería extenderse a volúmenes, ya que las aeronaves, al salir, y/o los helicópteros/aeronaves, al maniobrar, también pueden ocasionar perturbaciones en las señales del ILS. Los perfiles verticales de los volúmenes de protección dependen de los diagramas verticales de las redes de transmisión.

2.1.9.6 Asignación del presupuesto de error de multitrayectos. Es conveniente considerar las perturbaciones ocasionadas por objetos móviles, como las aeronaves y otros vehículos, de manera independiente a las perturbaciones estáticas ocasionadas por objetos fijos, como los edificios y el terreno. Una vez que se conoce el multitrayecto estático, el resto puede asignarse a perturbaciones dinámicas. Si las mediciones indican que el multitrayecto estático real es significativamente distinto del que se supuso para las simulaciones, es posible que se requiera revisar la asignación. En la mayoría de los casos, la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de las perturbaciones debidas a los objetos fijos y móviles es una representación estadísticamente más válida de la perturbación total que la suma algebraica. Por ejemplo, un límite de ±5gA para la estructura del curso del localizador se respetaría con ±3 μA de perturbación debida a objetos estáticos y un margen de ±411A para los objetos dinámicos:

$$\sqrt{(3\mu A)^2 + (4\mu A)^2} = 5\mu A$$

2.1.9.7 Estudio del sitio y simulaciones por computadora. Normalmente, se lleva a cabo un estudio específico del sitio para una instalación aeroportuaria en particular. En el estudio se tendrán en cuenta diferentes hipótesis para el entorno de multitrayectos estáticos, la topografía aeroportuaria, los tipos y alturas efectivas de las antenas del ILS y las orientaciones de las aeronaves que realizan maniobras, por ejemplo, cruces de pistas, virajes de 180° en el umbral u orientaciones de espera que no sean paralelas o perpendiculares. Se pueden utilizar modelos de simulación para calcular el emplazamiento, la magnitud y la duración probables de las perturbaciones del ILS ocasionadas por objetos, ya sea por estructuras o por aeronaves de tamaños y orientaciones diferentes en emplazamientos distintos. Los proveedores de servicios de navegación aérea (ANSP) necesitarán garantizar que los modelos de simulación empleados se hayan validado por medio de la comparación directa con las mediciones en tierra y en vuelo para una diversidad de situaciones y entornos específicos, y que la aplicación subsiguiente de dichos modelos la lleve a cabo el personal con conocimientos y criterios técnicos apropiados que les permitan tener en cuenta las hipótesis y las limitaciones de aplicar dichos modelos a entornos específicos de multitrayectos.

2.1.9.8 Cambios en el entorno aeroportuario. En caso de que cambios importantes en el entorno aeroportuario ocasionen un aumento de las perturbaciones estáticas del localizador y/o de la trayectoria de planeo, puede ser necesario redefinir las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, lo cual puede tener un impacto en la eficiencia o capacidad del aeropuerto. Esto es particularmente importante al considerar el emplazamiento, dimensiones y orientación de los edificios nuevos propuestos dentro o fuera de los límites del aeropuerto. Se recomienda aplicar criterios de protección convenientes para salvaguardar las operaciones del ILS.

Nota.— El documento EUR DOC 015 de la OACI "European Guidance Material on Managing Building Restricted Arcas" contiene ejemplos a título de orientación.

2.1.9.9 Ejemplos típicos de áreas críticas y sensibles. Las Figuras C-3 y C-4 (incluidas las Tablas C-1, C-2A, C-2B conexas) contienen ejemplos de áreas críticas y sensibles para diferentes clases de vehículos/alturas de aeronave y varios tipos de antenas de localizador y de trayectoria de planeo. El cálculo de estos ejemplos se llevó a cabo con un modelo de simulación empleando un método exacto de resolución de ecuaciones de propagación del ILS que se aplicó a un modelo tridimensional de aeronaves correspondientes. Las dimensiones se basan en el supuesto de un terreno plano, una trayectoria de planeo de 3,0°, asignaciones del 60% de tolerancias aplicables para un multitrayecto estático y 80% para un multitrayecto dinámico, una aeronave que se aproxima a 105 nudos, es decir, con un filtro de paso bajo de 2,1 rad/s y un diagrama de antena receptora omnidireccional. En los ejemplos se consideran orientaciones típicas de superficies reflectantes de aeronaves/vehículos terrestres grandes en operaciones de rodaje y espera y que realizan maniobras. Las alturas de la cola para vehículos terrestres/aeronaves pequeñas y categorías de aeronaves medianas, grandes y muy grandes corresponden a las claves de referencia de aeródromo A, B/C, D/E y F, respectivamente, del Anexo 14, como se especifica en la Circular de asesoramiento 150/5300-13 de la FAA. En caso de duda sobre la categoría a la que pertenece una aeronave para los fines de la evaluación de las áreas críticas y sensibles, la altura de la cola será la característica determinante.

2.1.9.9.1 Propósito y aplicación correcta de ejemplos típicos. Como pocas veces una instalación real se ajusta exactamente a las hipótesis que se emplearon en estos ejemplos, se requerirá hacer una adaptación a las condiciones locales. Los ejemplos sirven para dar una idea aproximativa del orden de magnitud de las dimensiones de las áreas críticas y sensibles, lo que depende de cuánto difieren las condiciones locales de las hipótesis empleadas en estos ejemplos. Las tablas de ejemplo también pueden utilizarse para evaluar las herramientas empleadas en las simulaciones utilizando las hipótesis enumeradas. En muchas instalaciones, los aeropuertos han establecido áreas críticas y sensibles que difieren de las enumeradas en estos ejemplos, por medio de una combinación de optimizaciones técnicas ulteriores, medidas operacionales de mitigación, experiencias y evaluaciones de la seguridad operacional que se aplican al entorno operacional concreto. En el caso de nuevos proyectos de construcción de aeropuertos, posibles conflictos de las áreas que se proporcionan aquí como ejemplo con los usos operacionales previstos exigirán evaluaciones ulteriores y posiblemente la implantación de sistemas de antena ILS más avanzados, por ejemplo, antenas del localizador de apertura más grande, incluidos diseños avanzados como los sistemas de antena de apertura muy grande. En los ejemplos típicos que se proporcionan aquí no se tienen en cuenta dichos sistemas optimizados específicos. Las tablas difieren ligeramente entre el localizador y la trayectoria de planeo dependiendo de qué tan diferentes sean las orientaciones de las aeronaves que se consideren. Estos detalles se explican en las notas de las Tablas C-1 (nota 9), C-2A y C-2B (nota 8). Según estas notas, en algunos casos de trayectoria de planeo será preciso agregar la mitad de la envergadura alar para que ninguna parte de la aeronave ingrese en las áreas críticas o sensibles.

2.1.9.9.2 Límites de las hipótesis de los multitrayectos empleados en las simulaciones. La asignación de 60% para el multitrayecto estático y 80% para el dinámico empleados en 2.1.9.6 constituye un enfoque conservador apropiado en emplazamientos donde coinciden los dos tipos de multitrayectos. Puede resultar apropiada una asignación distinta para la trayectoria de planeo, en especial en el caso de terreno plano, ya que, en este caso, el multitrayecto estático será muy pequeño. En emplazamientos donde el multitrayecto estático y el dinámico no coinciden, en virtud de la disposición específica del aeropuerto, el trayecto dinámico puede absorber toda la tolerancia. Una herramienta de simulación capaz de modelar el entorno completo (fuentes estáticas y dinámicas de reflexión) y calcular el efecto combinado puede permitir que se evite la necesidad de aplicar la aproximación de la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados. Esto puede llevar a una optimización de las dimensiones de las áreas críticas y/o sensibles.

2.1.9.9.3 Asignaciones de protección del tramo de vuelo empleadas en los ejemplos de las simulaciones. En los ejemplos de la Figura C-3 para el localizador se utiliza un punto de transición de 2 NM, como se describe en 2.1.9.4. En los ejemplos de la Figura C-4 para la trayectoria de planeo se utiliza un punto de transición de 0,6 NM (que corresponde a la altura de decisión de Categoría I).

Dependiendo de las operaciones locales, es posible que resulten más convenientes otros puntos de transición.

2.1.9.4 Se pueden utilizar computadoras o modelos para calcular el emplazamiento, magnitud y duración probables de las perturbaciones ILS provenientes de objetos, ya sean edificios o aeronaves, de diversos tamaños y orientaciones y en varios emplazamientos. Entre los temas relacionados con esas técnicas figuran los siguientes:

a) hay modelos matemáticos computadorizados de uso general que son utilizados por personal con una amplia variedad de niveles de experiencia. No obstante, para aplicar esos modelos en determinados entornos de trayectos múltiples, se requieren conocimientos y criterios técnicos sobre las hipótesis y limitaciones apropiadas. La información sobre performance ILS relacionada con este tema debe proporcionarla normalmente el fabricante de equipo ILS;
b) cuando se haya instalado un ILS y funcione satisfactoriamente, pueden utilizarse computadoras y procedimientos de simulación para calcular la probable magnitud de la perturbación del ILS que pudiera provenir de nuevas construcciones propuestas. Siempre que sea posible, deben validarse los resultados de la simulación computadorizada comparándolos directamente con mediciones en vuelo reales de los resultados de una nueva construcción; y
c) teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de la señal debido a aeronaves en tierra, se pueden determinar los límites correspondientes del área sensible mínima. Se han utilizado modelos para determinar las áreas críticas y sensibles en las Figuras C-3A, C-3B, C-4A y C-4B, teniendo en cuenta la degradación máxima admisible por trayectos múltiples de las señales del ILS debido a aeronaves en tierra. Los factores que afectan al tamaño y forma de las áreas críticas y sensibles son entre otros: los tipos de aeronave que probablemente causarán interferencia, la abertura y el tipo de antena (dipolo de período logarítmico/dipolo, etc.), el tipo de señales de margen (frecuencia única/doble), la categoría de las operaciones propuestas, la longitud de la pista, y los codos estáticos ocasionados por las estructuras existentes. La utilización de los modelos debe incluir su validación, lo que supone efectuar una comparación puntual de los resultados calculados con los datos reales de pruebas realizadas sobre el terreno, de la interferencia producida por aeronaves estacionadas en la señal ILS.

2.1.9.5 El control de las áreas críticas y la designación de las áreas sensibles en el aeródromo propiamente dicho pueden no ser suficientes para proteger el ILS contra efectos de trayectos múltiples provenientes de estructuras fijas en tierra de grandes dimensiones. Esto es especialmente importante cuando se consideran las dimensiones de nuevos edificios que se construyen para acomodar los nuevos tipos de aeronaves de gran tamaño y para otros fines. Las estructuras situadas fuera de los límites del aeropuerto pueden también afectar la calidad del rumbo del ILS aun cuando satisfagan las limitaciones AGA en lo que se refiere a la altura de los obstáculos.

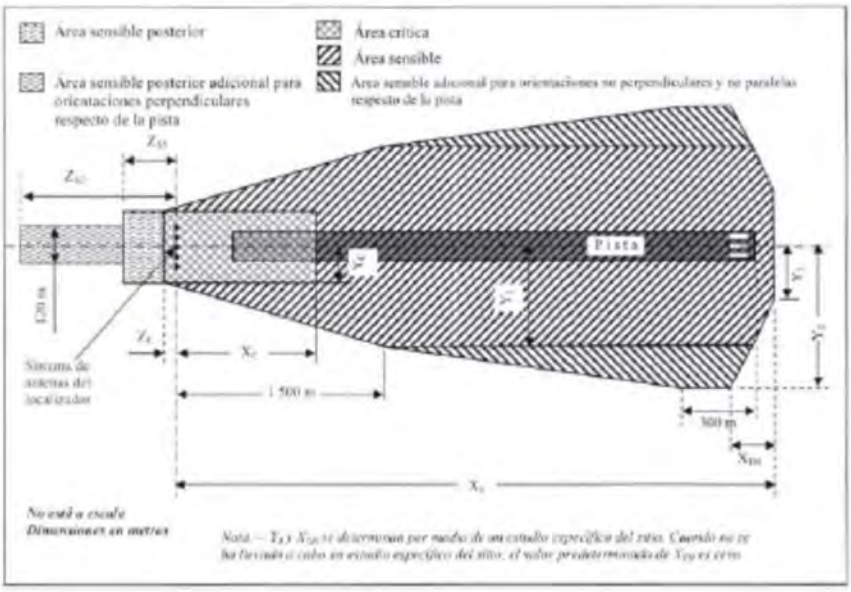
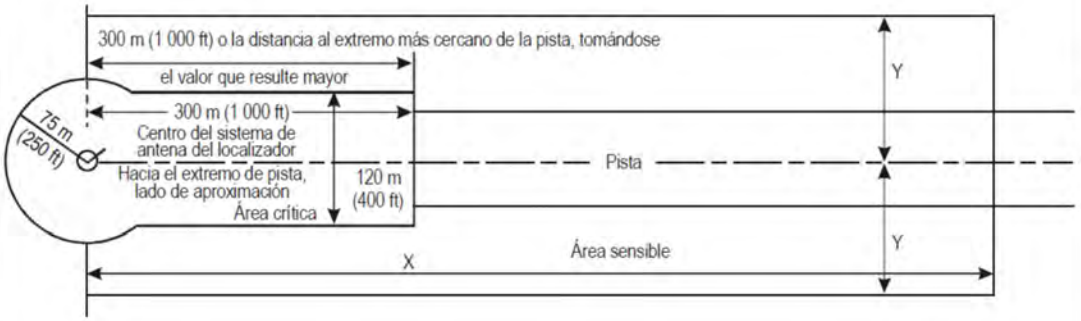
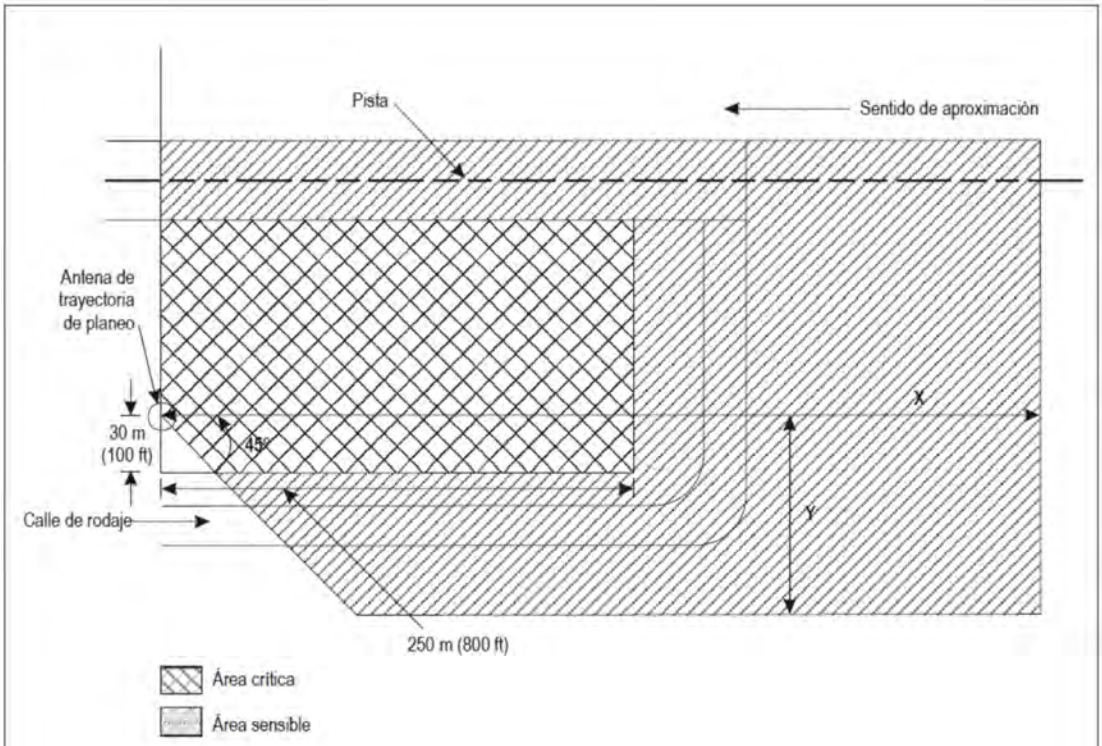


Figura C-3. Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles del localizador (los valores figuran a continuación en la Tabla C-1 conexa)



		Ejemplo 1	*Ejemplo 2*	*Ejemplo 3*
Tipo de aeronave		B-747	B-747	B-727
Apertura de antena del localizador		De ordinario 27 m (90 ft) (Frecuencia direccional doble, 14 elementos)	De ordinario 16 m (50 ft) (Semidireccional, 8 elementos)	De ordinario 16 m (50 ft) (Semidireccional, 8 elementos)
Área sensible (X, Y)				
Categoría I	X	600 m (2 000 ft)	600 m (2 000 ft)	300 m (1 000 ft)
	Y	60 m (200 ft)	110 m (350 ft)	60 m (200 ft)
Categoría II	X	1 220 m (4 000 ft)	2 750 m (9 000 ft)	300 m (1 000 ft)
	Y	90 m (300 ft)	210 m (700 ft)	60 m (200 ft)
Categoría III	X	2 750 m (9 000 ft)	2 750 m (9 000 ft)	300 m (1 000 ft)
	Y	90 m (300 ft)	210 m (700 ft)	60 m (200 ft)

Figura C-3A. Variaciones de las dimensiones ordinarias de las áreas críticas y sensibles del localizador en una pista de 3 000 m (10 000 ft)



		Ejemplo 1	*Ejamplo 2*	*Ejemplo 3*
Tipo de aeronave		B-747	B-727	Aeronaves de tamaño pequeño y y medio*
Categoria I	X	915 m (3 000 ft)	730 m (2 400 ft)	250 m (800 ft)
	Y	60 m (200 ft)	30 m (100 ft)	30 m (100 ft)
Categoria II/III	X	975 m (3 200 ft)	825 m (2 700 ft)	250 m (800 ft)
	Y	90 m (300 ft)	60 m (200 ft)	30 m (100 ft)

* Se consideran aeronaves de tamaño pequeño y medio las que tienen una longitud inferior a 18 m (60 ft) y una altura inferior a 6 m (20 ft).

Nota.— En algunos casos las áreas sensibles pueden extenderse más allá del lado opuesto de la pista.

Figura C-3B. Variaciones de las dimensiones ordinarias de las áreas críticas y sensibles de trayectoria de planeo

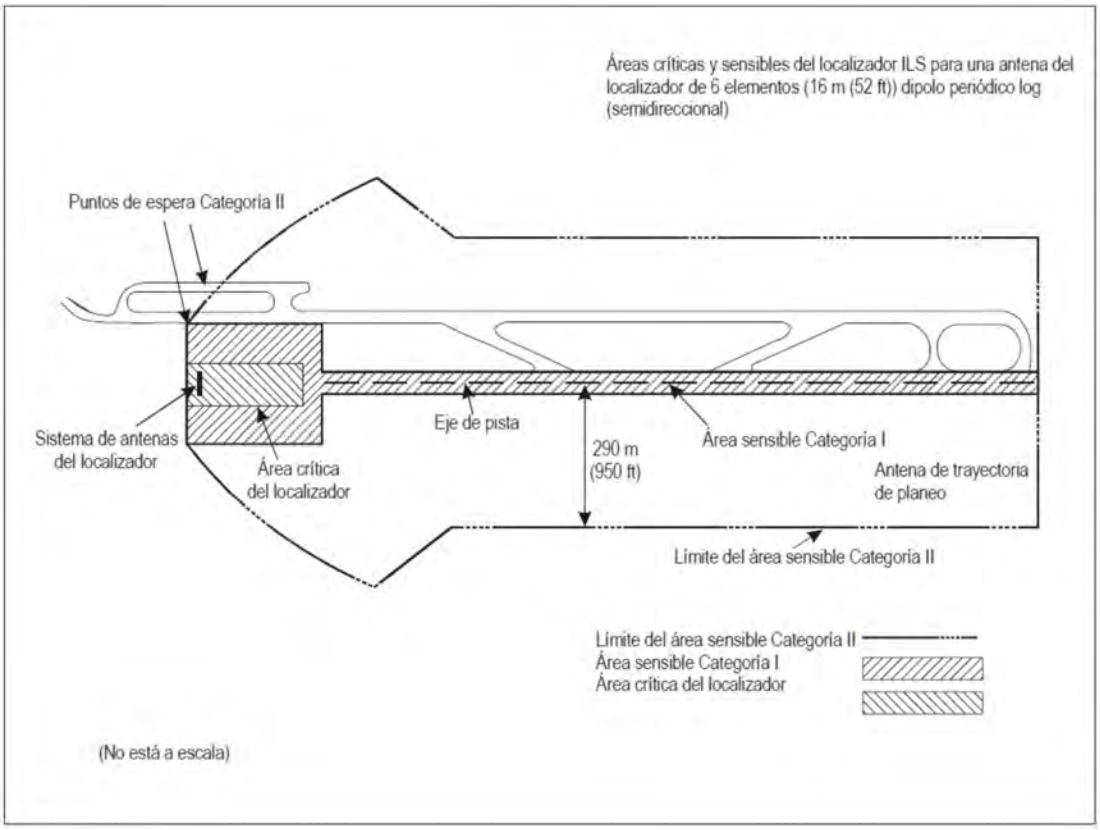


Figura C-4A. Ejemplo de la aplicación de las áreas críticas y sensibles a emplazamientos específicos con interferencia de la aeronave B-747

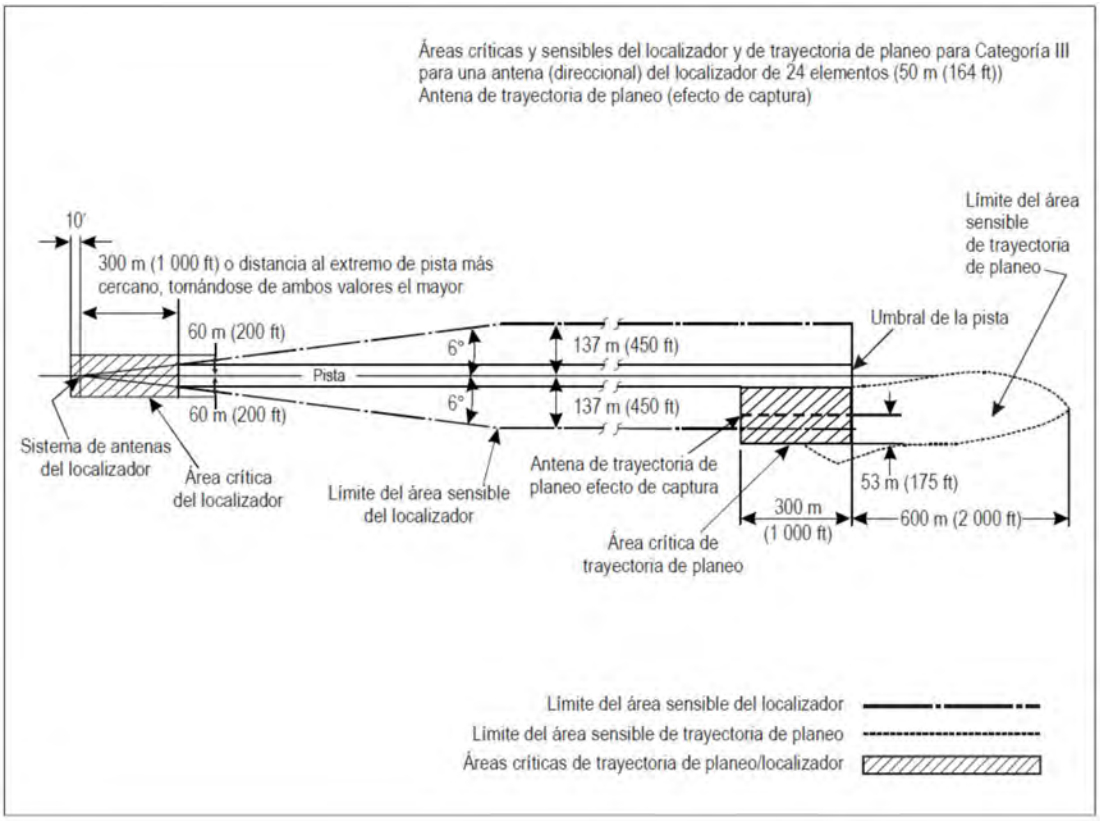


Figura C-4B. Ejemplo de la aplicación de las áreas críticas y sensibles a emplazamientos específicos con interferencia de la aeronave B-747

2.1.9.5.1 Si el medio ambiente de un aeropuerto en lo que se refiere a la existencia de objetos fijos de grandes dimensiones, tales como edificios elevados, provoca que la estructura del localizador o de la trayectoria de planeo se acerque a los límites de tolerancia para cierta categoría de operación, pudiera ser necesario establecer áreas sensibles de mucha mayor extensión. Esto se debe a que al efecto de los objetos móviles, que originaron la designación de áreas sensibles para proteger el ILS, debe añadirse el efecto de los codos de haz estáticos proveniente de objetos fijos. Sin embargo, no se considera apropiado añadir directamente las amplitudes máximas de codo pues se juzga que es más realista obtener la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados. Véanse los ejemplos siguientes:

a) codos de rumbo de localizador debidos a objetos estáticos: ±1,5□A. Límite ±5□A. Por consiguiente, para tener en cuenta los objetos móviles se define el área sensible del localizador como:

$$\sqrt{5^2 - 1{,}5^2} = 4{,}77\ \mu A$$

b) codos de rumbo del localizador debidos a objetos estáticos: ± 4 μA. Límite ± 5 μA. Por consiguiente, para tener en cuenta objetos móviles se define el área sensible del localizador como:

$$\sqrt{5^2 - 4^2} = 3\ \mu A$$

En el caso b) el área sensible será mayor y se mantendrían a mayor distancia de la pista los objetos que provocan interferencia con una distorsión del haz del localizador de 3 μA o inferior. Se aplica el mismo principio al área sensible de la trayectoria de planeo.

2.1.10 *Reducción de codos y áreas del localizador con diferencia insuficiente en la profundidad de modulación (DDM)*

2.1.10.1 *Introducción.* Debido a los efectos que en ciertos lugares produce el emplazamiento, en las instalaciones ILS normales simples, no siempre es posible obtener rumbos de localizador suficientemente libres de codos o de irregularidades molestas. Si éste es el caso, es altamente preferible emplear dos radiofrecuencias portadoras para obtener la cobertura y las características de señal normales. En el párrafo 2.7 se proporciona más orientación sobre la cobertura con dos radiofrecuencias portadoras. Si aún no pueden cumplirse los requisitos normales de cobertura, puede aplicarse una reducción de la radiación en la dirección de los objetos y aceptarse un aumento de los límites de cobertura vertical inferiores, según lo prescrito en la Subparte 3, 3.1.3.3.1.

2.1.10.2 *Reducción de la cobertura normal del localizador.* Al utilizar la opción de reducción de la cobertura definida en la Subparte3, 3.1.3.3.1, es preciso asegurar que el volumen de cobertura reducida corresponda a las altitudes mínimas publicadas para el procedimiento de aproximación por instrumentos. Además, las operaciones con guía vectorial normales no deben terminarse y no debe emitirse una autorización para interceptar el localizador hasta que se esté dentro de la zona de cobertura promulgada. Algunas veces, se hace referencia a esto como volumen útil operacional.

2.1.10.2.1 *Consideraciones operacionales desde la perspectiva de la gestión del tránsito aéreo*. Los procedimientos de aproximación por instrumentos deben diseñarse para tener en cuenta cualquier reducción en la cobertura del localizador que permita la norma de la Subparte3, 3.1.3.3.1. Esto puede realizarse asegurándose de que el procedimiento permanezca dentro de la cobertura del localizador o proporcionando medios alternativos para navegar. Por consiguiente, una porción significativa [3,7 km (2 NM) mínimo] del tramo inicial debe estar dentro de la cobertura del localizador. Es necesario que la cobertura del localizador esté disponible suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para que los pilotos puedan verificar la identificación (IDENT) en código Morse.

2.1.10.2.2 *Consideraciones operacionales desde la perspectiva del piloto/aeronave*. Para las aeronaves equipadas con sistemas de mando automático de vuelo (AFCS), es necesario que la cobertura del localizador esté disponible antes de la activación del modo de interceptación del AFCS (vuelo manual o automático) y suficientemente antes del área en que los controladores normalmente autorizan la aproximación o interceptación para permitir la verificación de la señal IDENT. Al volar manualmente o cuando se utiliza un AFCS, los pilotos normalmente verifican la IDENT de la instalación ILS y, seguidamente, esperan para activar el modo que permite iniciar el viraje para interceptar y capturar el localizador, hasta después de recibir la autorización de aproximación o interceptación. Idealmente, mediante ayudas adicionales (si están incluidas en el procedimiento de aproximación), el piloto debe poder determinar la relación entre la posición de la aeronave y el eje de rumbo frontal del localizador.

2.2 Equipo receptor ILS de a bordo

2.2.1 Para asegurarse de lograr los objetivos operacionales requeridos, es necesario que el equipo receptor de a bordo cumpla las normas de actuación definidas.

Nota.- Las normas mínimas de actuación operacional pertinentes para el ILS se detallan en los documentos RTCA DO-195 (1986) y EUROCAE ED-46B (comprendidas las Enmiendas núms. 1 y 2) para el localizador, en RTCA DO-43 (1970) y EUROCAE 1/WG 7/70 para radiobalizas y en RTCA DO-192 (1986) y EUROCAE ED-47B (comprendida la Enmienda núm.

1) para los receptores de trayectoria de planeo.

2.2.2 *Características de inmunidad de los sistemas receptores del localizador ILS contra la interferencia causada por señales de radiodifusión FM en VHF*

2.2.2.1 En relación con la Nota 2 de la Subparte3, 3.1.4.2, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de degradación de la actuación normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de

funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la aprobación consiguiente. Los ensayos han demostrado que la interferencia causada por las señales FM puede afectar tanto a la guía de rumbo como a la corriente de bandera y que su influjo varía en función de la DDM de la señal deseada que se aplique. Puede consultarse más información en la Recomendación UIT-R SM.1140 de la UIT, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-118 MHz.

Nota.- La Recomendación UIT-R SM.1140 de la UIT puede encontrarse en el Manual sobre ensayo de radioayudas para la navegación *(Doc 8071), Parte I.*

2.2.2.2 Las siguientes fórmulas deben utilizarse para evaluar las posibles incompatibilidades de los receptores que satisfacen los criterios generales de inmunidad a la interferencia especificados en la Subparte3, 3.1.4. Las fórmulas proporcionarán aclaraciones sobre las características de inmunidad a la interferencia de las emisiones no esenciales (tipo A1), interferencia del canal fuera de banda (tipo A2), interferencia de tercer orden de dos y tres señales (tipo B1) e interferencia por sobrecarga/desensibilización (tipo B2). Puede consultarse más información en la Recomendación UIT-R SM.1009-1 de la UIT, *Compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de aproximadamente 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-137 MHz*.

Nota.- La Recomendación UIT-R SM.1009-1 de la UIT puede encontrarse en el Doc 8071, Parte I.

2.2.3 *Polarización de la antena del localizador y de la trayectoria de planeo*

2.2.3.1 Las señales de polarización vertical recibidas en las bandas de frecuencia del localizador y de la trayectoria de planeo, respectivamente, de procedencia frontal con respecto a las antenas del localizador y de la trayectoria de planeo, deben tener como mínimo 10 dB menos que las señales de polarización horizontal recibidas en la misma dirección.

2.3 Condiciones de alarma del equipo ILS de a bordo

2.3.1 De manera ideal, un sistema de alarma del receptor tal como un banderín visual debe advertir al piloto la existencia de cualquier condición inaceptable de funcionamiento erróneo que pueda presentarse ya sea en los equipos terrestres o de a bordo. A continuación se especifica hasta qué punto puede satisfacerse esa manera ideal.

2.3.2 El sistema de alarma es activado por la suma de dos profundidades de modulación y, por lo tanto, la extracción de los componentes de modulación del rumbo ILS de la portadora radiada debe traducirse en la activación de la alarma.

2.3.3 El sistema de alarma debe indicar al piloto o a cualquier otro sistema de a bordo, capaz de utilizar los datos del localizador y de la trayectoria de planeo, la presencia de cualquiera de las condiciones siguientes:

a) la ausencia de cualquier señal RF así como también la falta de una modulación simultánea de 90 y de 150 Hz;
b) el porcentaje de modulación de la reducción de la señal de 90 o de 150 Hz hasta un valor cero mientras que la otra se mantiene en su modulación normal del 20 y del 40%, respectivamente, para el localizador y la trayectoria de planeo.

Nota.- Se recomienda que la alarma del localizador funcione cuando ya sea la modulación de 90 o de 150 Hz se reduzca al 10% mientras que la otra se mantiene en su 20% normal. Se recomienda que la alarma de trayectoria de planeo funcione ya sea cuando la modulación de 90 o de 150 Hz se reduzca al 20% en tanto que la otra se mantiene en su 40% normal.

2.3.3.1 El indicador de alarma debe ser fácil de identificar y visible en todas las condiciones normales del puesto de pilotaje. En caso de utilizarse un banderín, su tamaño debe ser tan grande como sea posible en proporción con la presentación.

2.4 Guía para el emplazamiento, elevación, ajuste y cobertura del equipo de trayectoria de planeo

2.4.1 *Colocación lateral.* La colocación lateral del sistema de antena de la trayectoria de planeo con respecto al eje de la pista normalmente no es inferior a 120 m (400 ft). Al decidir el emplazamiento lateral de la antena de trayectoria de planeo, deben tenerse en cuenta las disposiciones del Anexo 14 relativas a las superficies de franqueamiento de obstáculos y a los objetos en las franjas de las pistas.

2.4.2 *Curvatura de la trayectoria de planeo ILS.* En muchos casos, la trayectoria de planeo ILS está formada como una superficie cónica que se origina en el sistema de antenas de la trayectoria de planeo. Debido a la colocación lateral, a partir del eje de la pista, del origen de esta superficie cónica, el lugar geométrico de la trayectoria de planeo en el plano vertical, a lo largo del eje de la pista, es una hipérbola. La curvatura de la trayectoria de planeo ocurre en la región del umbral y aumenta paulatinamente hasta el momento de la toma de contacto. Para limitar el grado de curvatura, la antena de trayectoria de planeo no debe colocarse a una distancia lateral excesiva respecto del eje de la pista.

2.4.3 *Diseño de procedimientos.* En la Subparte3, 3.1.5.1, figuran las normas y métodos recomendados para el ángulo de trayectoria de planeo y la altura de la referencia ILS. Se establece la posición longitudinal de la antena de trayectoria de planeo respecto del umbral de la pista, a fin de proporcionar el ángulo de trayectoria de planeo seleccionado y la altura de la referencia ILS deseada para el procedimiento de aproximación de precisión diseñado para esa pista. El diseño de procedimientos de aproximación de precisión puede modificarse para satisfacer los requisitos de franqueamiento de obstáculos o para tener en cuenta las restricciones técnicas relativas al emplazamiento de la antena de trayectoria de planeo (por ejemplo, pistas o calles de rodaje que se cruzan). El diseñador de procedimientos tendrá en cuenta el ángulo de trayectoria de planeo aceptable, la altura de cruce del umbral y la longitud de la pista, disponibles para el tipo de aeronave que se espera utilizará el procedimiento de aproximación de precisión.

2.4.4 *Colocación longitudinal.* Suponiendo que la superficie reflectante en el área de formación del haz puede aproximarse a una superficie plana con pendientes lateral y longitudinal apropiadas, la posición longitudinal requerida de la antena de la trayectoria de planeo es, así, función de la referencia ILS por encima del umbral de la pista y de la proyección del plano de reflexión de la trayectoria de planeo a lo largo del eje de la pista. Esta situación se describe gráficamente en la Figura C-5. En esta figura, la línea OP se define mediante la intersección entre el plano de reflexión de la trayectoria de planeo y el plano vertical a lo largo del eje de la pista, y el punto O está a la misma distancia longitudinal respecto del umbral que la antena de trayectoria de planeo. Dependiendo de la altura y la orientación del plano de reflexión, el punto O puede encontrarse por encima o por debajo de la superficie de la pista. Entonces, para una superficie reflectante plana, la posición longitudinal de la antena de la trayectoria de planeo se calcula como sigue:

$$D = \frac{H + Y}{\tan(\theta) + \tan(\alpha)}$$

donde:

D = distancia horizontal entre O y P (equivalente a la distancia longitudinal entre la antena de trayectoria de planeo y el umbral de la pista);

H = altura nominal de la referencia ILS por encima del umbral de la pista;

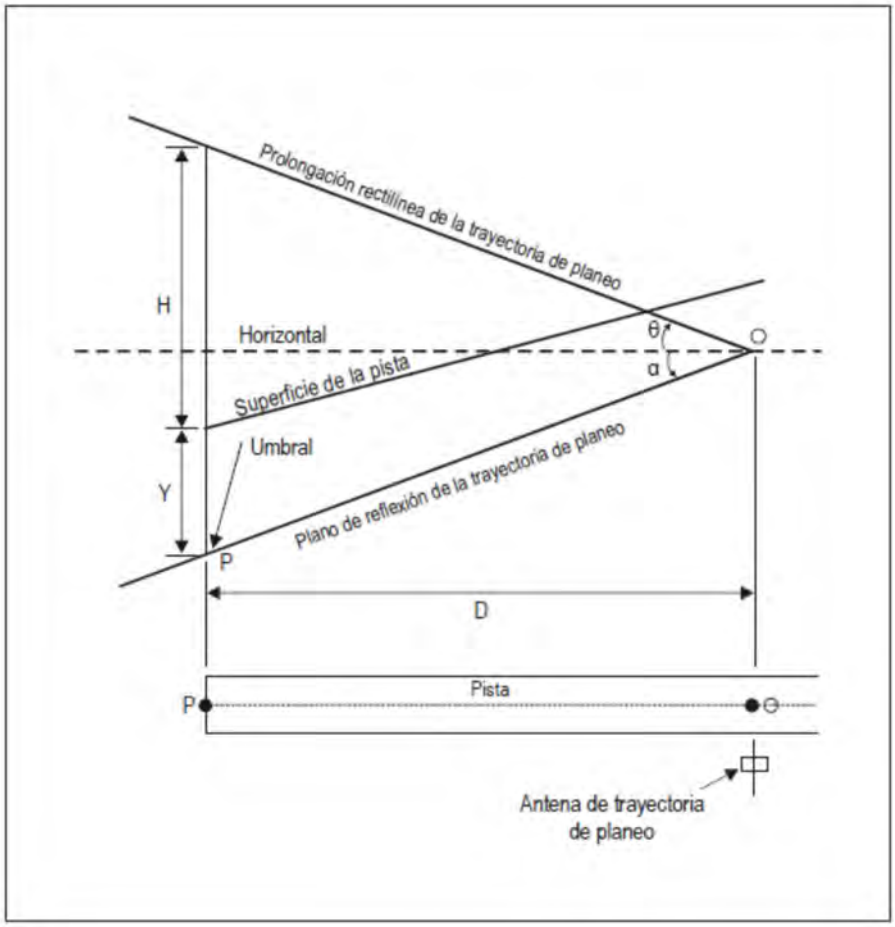


Figura C-5. Emplazamiento de la trayectoria de planeo para pista con pendiente

Y = altura vertical del umbral de la pista por encima de P';
θ = ángulo nominal de la trayectoria de planeo;
α = pendiente longitudinal descendente del plano de reflexión de la trayectoria de planeo.

Nota.- En la fórmula anterior α debe tomarse como positiva en el caso de una pendiente descendente desde la antena hacia el umbral. "Y" se toma como positiva si el umbral está por encima de la línea de intersección del plano de reflexión.

2.4.5 El texto de orientación anterior se basa en la aproximación de la superficie reflectante a un plano orientado en forma apropiada. Las características reales del emplazamiento, como una pendiente lateral significativa o una superficie irregular en lugar de una superficie plana de reflexión, pueden exigir un enfoque más riguroso si se pretende lograr de forma más exacta el objetivo de diseño para la altura de la referencia ILS. En casos más exigentes, pueden ser apropiadas las predicciones de los modelos matemáticos de los efectos de las condiciones relativas al emplazamiento.

2.4.6 Comúnmente, la trayectoria de planeo tiene algunas irregularidades. El ángulo medio de la trayectoria de planeo ILS sólo se puede averiguar mediante ensayos en vuelo; la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos A y B del ILS, se representa como una recta; y el ángulo de la trayectoria de planeo ILS es el ángulo medido entre dicha recta y su proyección vertical en el plano horizontal.

2.4.7 Es importante reconocer que el efecto de las irregularidades de la trayectoria de planeo, si se promedian dentro de la región situada entre la radiobaliza intermedia y el umbral, tenderá probablemente a proyectar una referencia que es, en realidad, diferente de la referencia ILS. Esta referencia que se define aquí como la referencia ILS lograda, está considerada como de gran importancia operacional. La referencia ILS lograda sólo se puede averiguar mediante ensayos en vuelo, por ejemplo, la posición media observada de esa parte de la trayectoria de planeo, entre los puntos típicos de 1 830 m (6 000 ft) y 300 m (1 000 ft) del umbral, se representa como una recta prolongada hasta el punto de toma de contacto. El punto en el cual esta línea recta prolongada toca la línea vertical trazada a través del umbral en el eje de la pista constituye la referencia ILS lograda.

Nota.- En el Doc 8071, se proporciona más orientación sobre la medida del ángulo de la trayectoria de planeo y de la referencia ILS lograda.

2.4.8 A fin de reducir la interferencia debida a trayectos múltiples en las trayectorias de planeo de Categoría III y para reducir los requisitos de emplazamiento y de áreas sensibles en esos lugares, es conveniente que las señales que forman el diagrama de radiación horizontal del sistema de antena de la trayectoria de planeo del ILS de Categoría III se reduzcan a un valor tan bajo como sea posible fuera de los límites de cobertura en azimut especificados en la Subparte3, 3.1.5.3. Otro método aceptable es la rotación en azimut de las antenas de trayectoria de planeo de modo que no estén orientadas hacia las fuentes de trayectos múltiples, reduciendo así la cantidad de señal radiada en determinados ángulos al mismo tiempo que se mantienen los límites de cobertura en azimut.

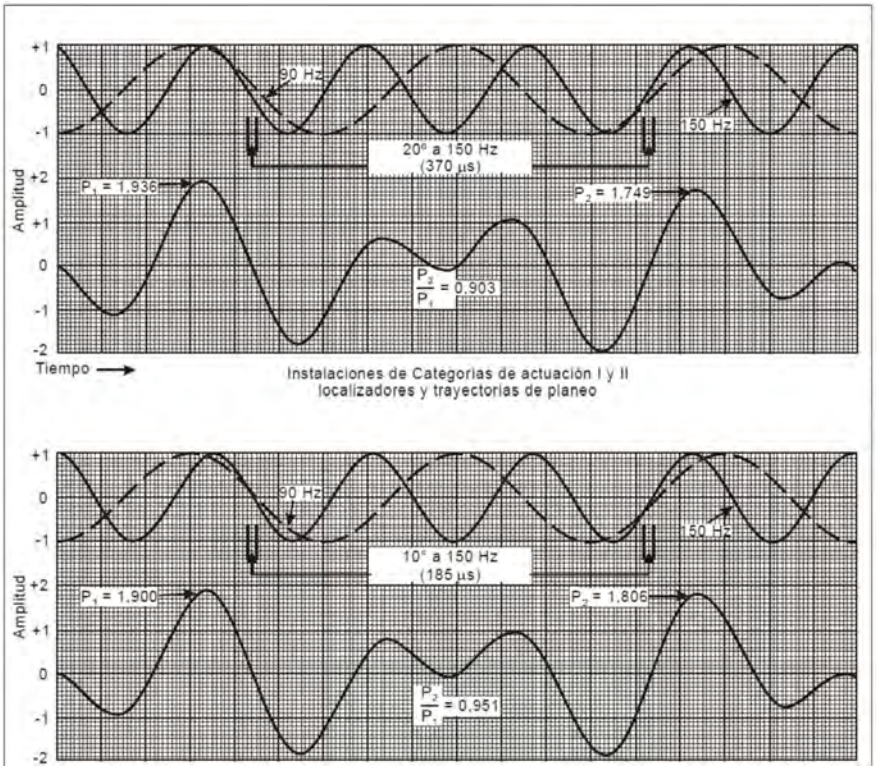
2.4.9 En la Subparte3, 3.1.5.3.1 se indica la cobertura de la trayectoria de planeo que se ha de suministrar para permitir el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica de a bordo. Los procedimientos operativos promulgados para la instalación deben ser compatibles con el límite inferior de esta cobertura. Es usual que los descensos se efectúen hasta la altitud de interceptación y que la aproximación continúe a esta altitud hasta que se reciba una indicación “bajada”. En ciertas circunstancias, puede que no se disponga en este punto de una doble verificación de la posición. El sistema automático de control de vuelo comenzará normalmente el descenso cuando la indicación “subida” haya disminuido hasta menos de unos 10 μA.

2.4.10 Por lo tanto, el objetivo consiste en suministrar una indicación “subida” antes de la interceptación de la trayectoria de planeo. Aun cuando bajo condiciones normales, los procedimientos de aproximación se llevarán a cabo de manera que no se utilicen las señales de trayectoria de planeo por debajo de 0,45 θ, o más allá de 18,5 km (10 NM) a partir de la pista, es conveniente que no se radie en esta área información de guía que pueda provocar interpretaciones erróneas. Si los procedimientos permiten que la guía de trayectoria de planeo se utilice por debajo de 0,45 θ, deben tomarse precauciones adecuadas para protegerse contra la radiación de información de guía que pueda inducir a error por debajo de 0,45 θ, tanto en condiciones normales como durante un funcionamiento defectuoso, evitando de este modo que el descenso final se inicie en un punto incorrecto de la aproximación. Algunas precauciones que pueden tomarse para protegerse contra la radiación de guías que puedan inducir a error incluyen la radiación de una señal suplementaria de margen de trayectoria de planeo, tal como la que se da en la Subparte3, 3.1.4.2.1, el suministro de un monitor separado de ese margen y los procedimientos apropiados de inspección y ajuste en tierra.

2.4.11 Para lograr del monitor una protección satisfactoria contra las DDM fuera de tolerancia debajo de la trayectoria de planeo, dependiendo del sistema de antena que se utilice, el monitor de sensibilidad de desplazamiento que se requiere en la Subparte3, 3.1.4.7.1 e), puede no ser adecuado para servir también como monitor de margen. En algunos sistemas, por ejemplo los que utilizan antenas de varios elementos y no efectúan emisión suplementaria de margen, un ligero deterioro de ciertas señales de antena puede causar una grave degradación del margen, sin que por ello se produzca cambio alguno, o sólo cambios insignificantes dentro del sector de la trayectoria de planeo, tal como se la ve desde el monitor de sensibilidad de desplazamiento. Es importante cerciorarse que se logra la alarma del monitor, en cualquiera de las posibles condiciones de antenas y señales

radiadas deterioradas, que puedan provocar la reducción del margen en la cobertura debajo de la trayectoria de planeo, a 0,175 DDM o menos.

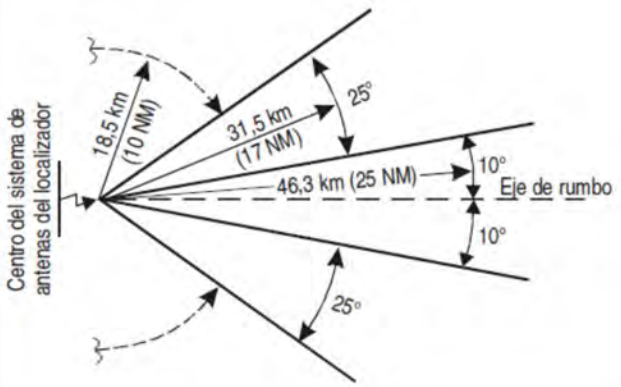
2.5 Diagramas (Las Figuras C-6 a C-12 ilustran algunas normas contenidas en la Subparte3)



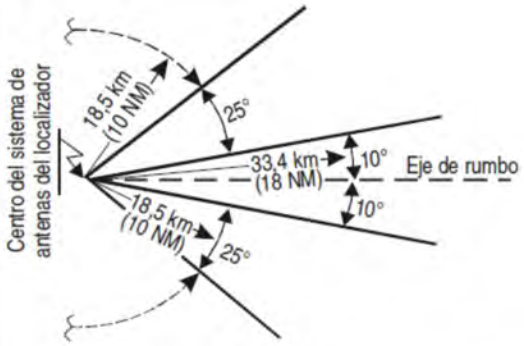
Tiempo → Instalación de Categoría de actuación III
localizadores y trayectorias de planeo

Estos gráficos muestran un método que puede utilizarse para medir la relación de fase relativa entre los tonos de 90 Hz y 150 Hz. La parte superior de cada gráfico muestra cada forma de onda y sus elaciones en el límite de las diferencias de fase permitidas según la Subparte 3, 3.1.3.5.3.3 y 3, 1.5.5.3. La parte inferior muestra las formas de onda combinadas según se verían en un osciloscopio. Tomando la razón de P_1 y P_2 que da un valor menor o igual a la unidad es posible determinar si la puesta en fas está dentro de la tolerancia. Para el ILS de Categoría I y II la razón debe ser mayor que 0,903 y para la Categoría III la razón debe se mayor que 0,951.

Figura C-6. Formas de onda del ILS que ilustran la relación de la fase de los tonos de 90 y 150 Hz



Cuando las características topográficas lo dicten o cuando los requisitos operacionales y las demás instalaciones de navegación lo permitan, puede proporcionarse la cobertura siguiente:



Nota.— Si se requiere la cobertura prescrita en 3, 3.1.3.3.1, fuera del sector de más o menos 35°, se proporcionará hasta 18,5 km (10 NM), según se indica por el arco de trazos de la figura.

Figura C-7A. Cobertura del localizador en azimut

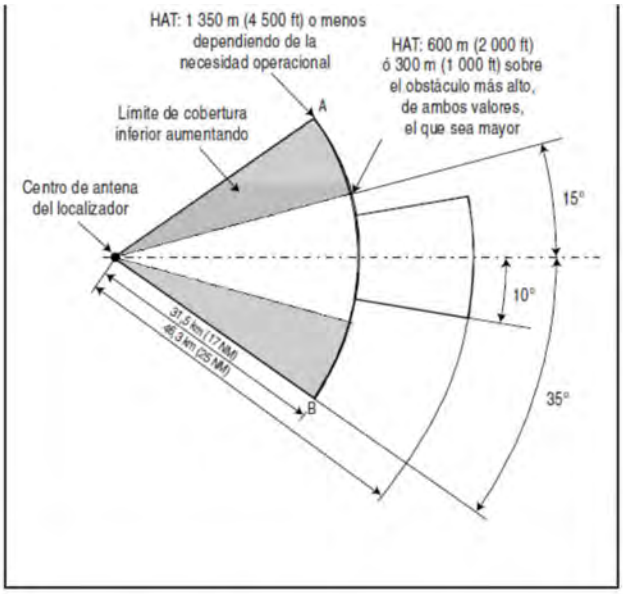


Figura C-7B. Cobertura reducida del localizador en azimut

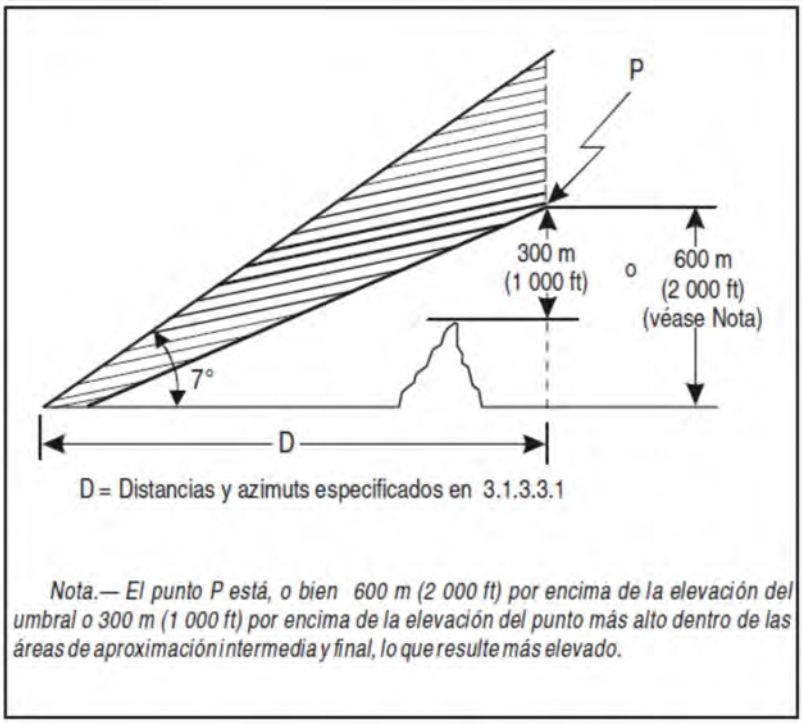


Figura C-8A. Cobertura del localizador con respecto a la elevación

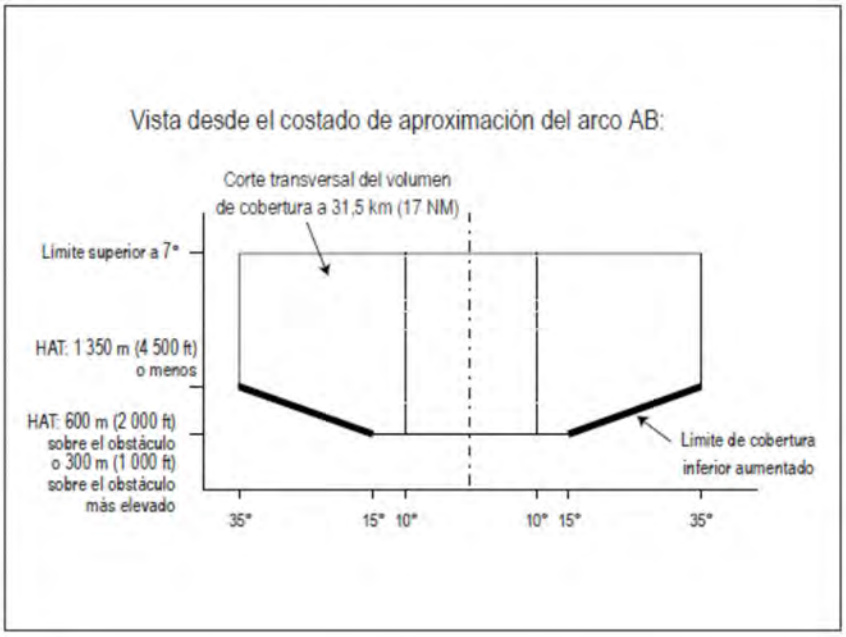


Figura C-8B. Cobertura reducida del localizador con respecto a la elevación

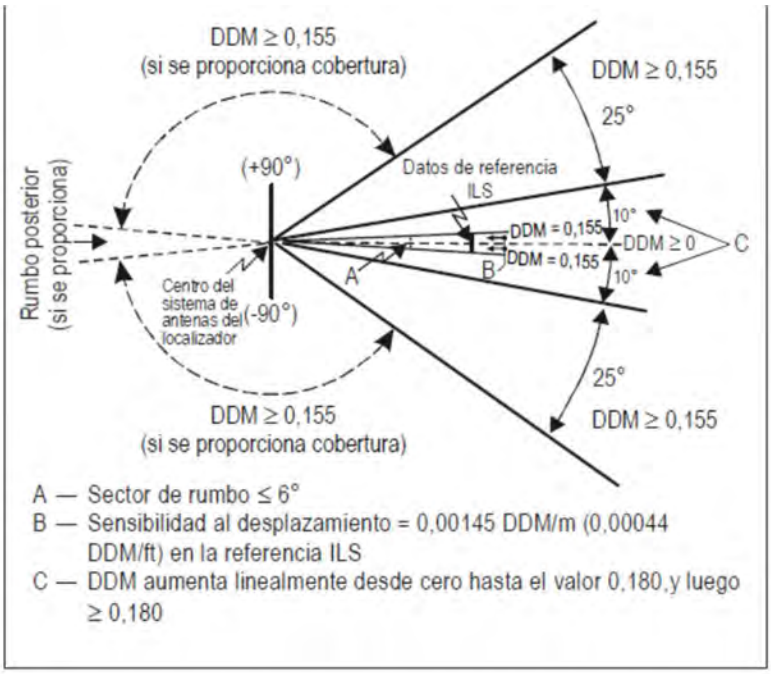


Figura C-9. Diferencia en profundidad de modulación y sensibilidad al desplazamiento

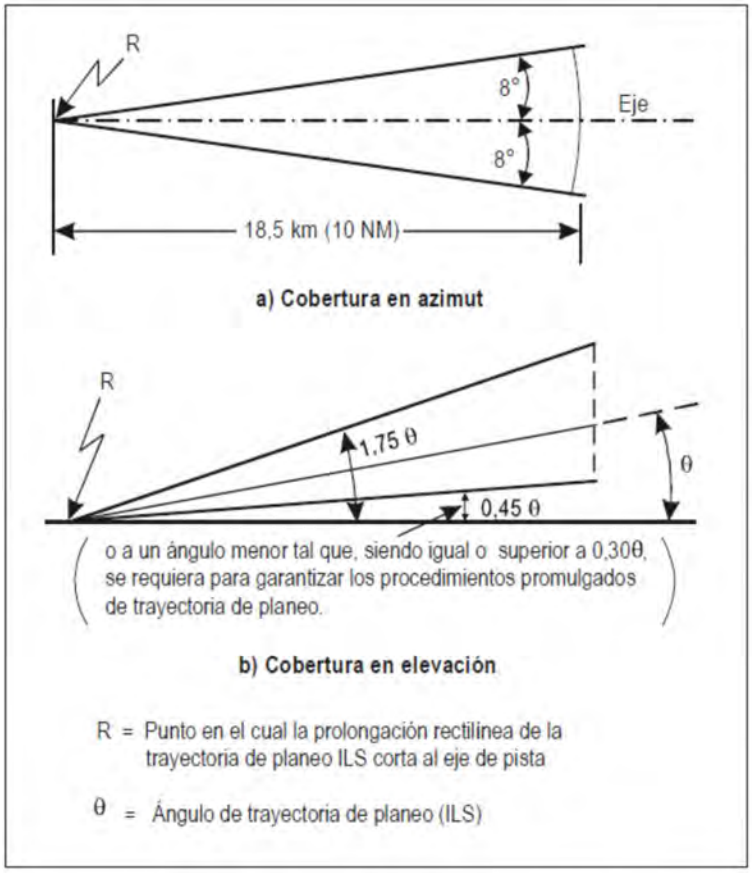


Figura C-10. Cobertura de trayectoria de planeo

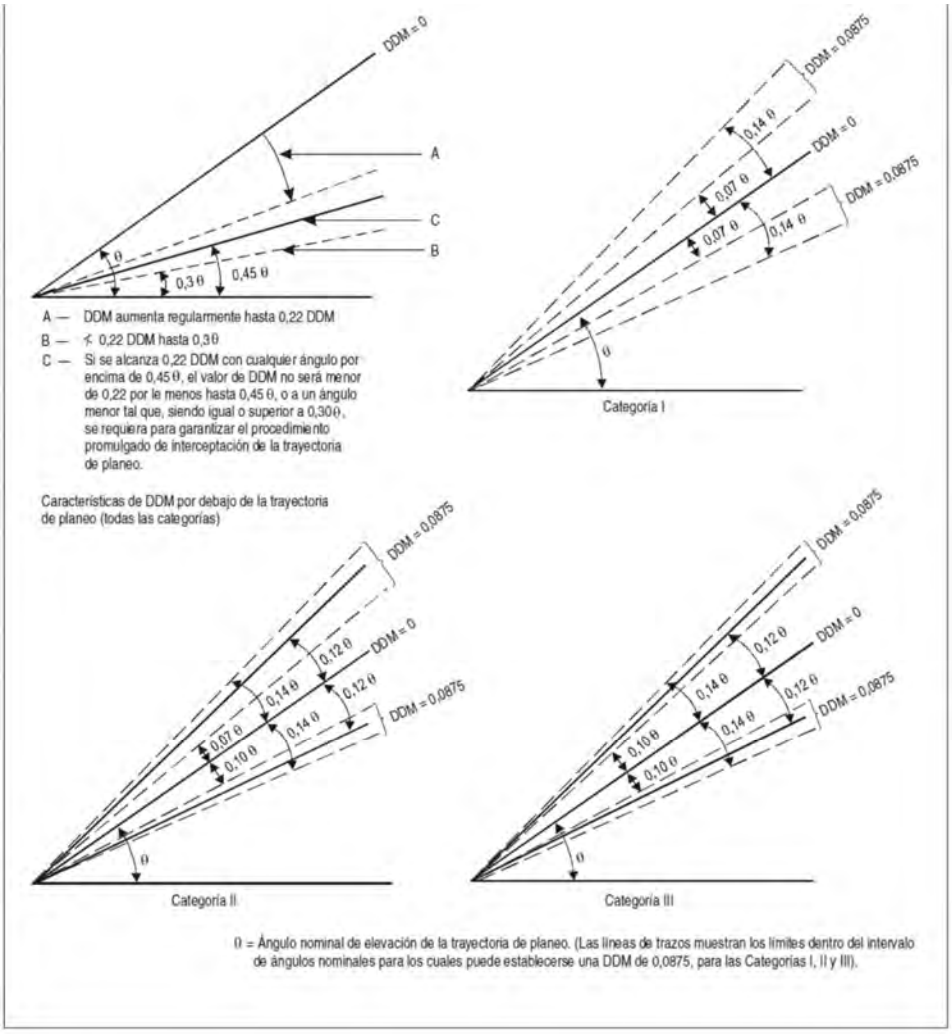


Figura C-11. Trayectoria de planeo — Diferencia en profundidad de modulación

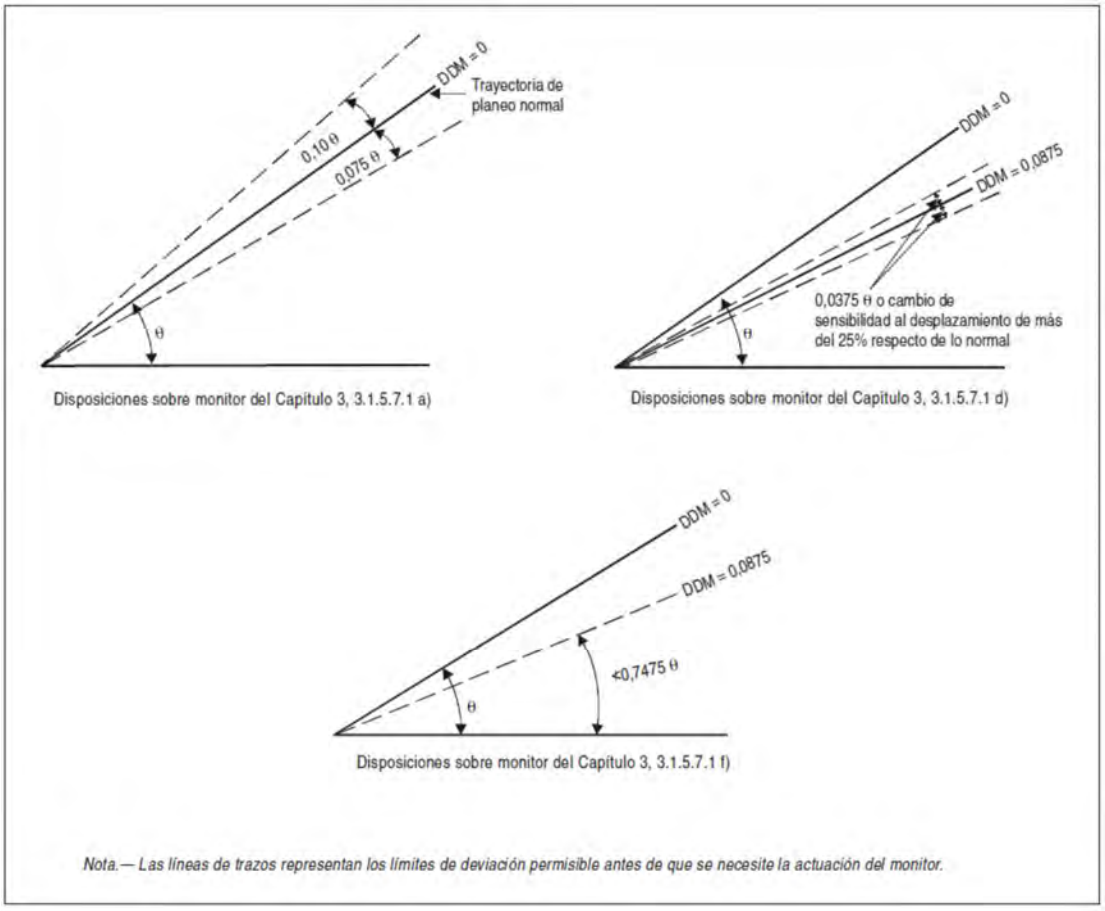


Figura C-12. Disposiciones sobre monitor de trayectoria de planeo

2.6 Distribución geográfica de frecuencias ILS

2.6.1 Al utilizar las cifras enumeradas en la Tabla C-1, conviene tomar nota de que están relacionadas de manera que se logre evitar la interferencia hasta un punto situado en la altura de protección y en el límite de distancia de servicio del ILS en la dirección del haz frontal. Si para las operaciones hubiera que utilizar el haz posterior, también se aplicarían los criterios respecto a un punto similar en la dirección del haz posterior. Por lo tanto, al hacer el planeamiento de frecuencias es necesario tener en cuenta la alineación azimutal del localizador. Ha de señalarse que los criterios deben aplicarse respecto a cada instalación de localizador, en el sentido de que si bien de dos localizadores, el primero puede no producir interferencia en el uso del segundo, el segundo puede causar interferencia en el uso del primero.

2.6.2 Las cifras enumeradas en la Tabla C-1 se basan en la existencia de un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar correctamente.

Tabla C-I. Dimensiones típicas de las áreas críticas y sensibles del localizador

Altura de la aeronave vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre			6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana			14 m < U≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase la Nota 3)	Pequeño	Mediano	Grande	Pequeño	Mediana	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT I Xc	180 m	65 m	45 m	360 m	200 m	150 m	500 m	410 m	660 m	580 m
Zc	10 m	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	50	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Yc	50 m	20 m	20 m	110 m	25 m	50 m	50 m	30 m	55 m	40 m
Área sensible CAT I X s	200 m	No hay área sensible		500 m	No hay área sensible		No hay área sensible		1 300 m	1 100 m
Y_1	40 m			90 m					90 m	50 m
Y_2	40 m			90 m					90 m	50 m
Z_{S1}	15 m			35 m					60 m	60 m
(Véase la Nota 7) Zs	15 m			35 m					60 m	60 m

Altura de la aeronave vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre		6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana		14 m < U≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase la Nota 3)	Mediano	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT II	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m
Xc								
Zc	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Yc	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Área sensible CAT II X s	75 m	No hay área sensible	500 m	No hay área sensible	2 100 m	1 400 m	Distanci del localizador al umbral	Distancia del localizador
Y_1	15 m		50 m		125 m x K	60 m x K	180 m x K	100 m x K
Y_2	15 m		50 m		125 m x K	60 m x K	180 m x K	125 m x K
Z_{S1}	15 m	15 m	35 m	35 m	60 m	60 m	70 m	70 m
(Véase la Nota 7) Zs	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

Altura de la aeronave vehículo	H ≤ 6 m (véase la Nota 1) Vehículo terrestre		6 m < H ≤ 14 m Aeronave mediana		14 m < U≤ 20 m Aeronave grande		20 m < H ≤ 25 m Aeronave muy grande	
Apertura de antena (véase Nota 3)	Mediano	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande	Mediana	Grande
Área crítica CAT III X_c	75 m	55 m	200 m	200 m	500 m	475 m	750 m	675 m

Z_c	10 m	10 m	35 m	35 m	50 m	50 m	60 m	60 m
(Véase la Nota 10) Y_c	15 m	20 m	25 m	25 m	50 m	30 m	70 m	50 m
Área sensible CAT III X_a	100 m	No hay área sensible	900 m	No hay área sensible	3 100 m	3 100m	Distancia del localizador al umbral	Distancia del localizador al umbral
Y_1	15 m		50 m		140 m x K	120 m x K	180 m x K	150 m x K
Y_2	15 m		50 m		160 m x K	120 m x K	260 m x K	180 m x K
Z_{a1}	15 m	15 m	35 m	35 m	60 m	60 m	70 m	70 m
(Véase la Nota 7) Z_a	15 m	15 m	45 m	45 m	160 m	160 m	250 m	250 m

Notas:

1. En el caso de vehículos de menos de 2.5 m de altura, Zc=3 m, suponiendo una relación anterior posterior de 23 dB para la antena transmisora para las señales de curso y de margen
2. En el caso de sistemas como antenas de comprobación del campo cercano, los vehículos no deben transitar entre las antenas de comprobación y la antena transmisora.
3. Apertura pequeña, 11 elementos o menos. Apertura mediana 12 a 13 elementos. Apertura grande: 16 elementos o más. Las simulaciones se realizaron utilizando un sistema de 12 elementos, instalados normalmente para casos de apertura media y menos de 20 elementos, instalado normalmente para casos de apertura grande. Se supone que las operaciones de Categoría II/II no se realizan en pistas equipadas con localizadores de apertura pequeña y que en dichas pistas no operan aeronaves tan grandes como las 747.
4. Para sistemas de antenas de localizador que tienen una altura muy baja, se necesitará un área crítica adicional en virtud de la mayor atenuación de la señal directa a bajas ángulos verticales.
5. Con un estudio específico para un aeropuerto en particular, que considere orientaciones realistas, e entorno de mutitrayectos estáticos. La topografía del aeropuerto y el tipo de antenas ILS, pueden definirse diferentes áreas críticas.
6. $K = \sqrt{\frac{\text{Distancia del locaalizador al umbral}}{3\,300\ m}}$
7. Las dimensiones posteriores de las áreas sensibles pueden cambiarse según los resultados del e estudio específico considerando las características del diagrama de antena disponible. Se parte del supuesto de que se trata de un sistema direccional con una relación anterior /posterior de 23 dB para las señales de curso y de margen.
8. El rodaje a o la espera de una sola aeronave paralela da la pista no genera señales fuera de tolerancia.
9. Los límites de las áreas citicas o de las áreas sensibles posteriores se aplican a todo el eje longitudinal (cola y fuselaje) de las aeronaves interferentes. Los límites de las áreas sensibles se aplican sólo a la cola de las aeronaves interferentes.
10. La semianchura de las áreas críticas, Yc, debería exceder lateralmente (a ambos lados) la dimensión física real del sistema de antenas del localizador n por lo menos l sistema d antenas del localizador en por lo menos 10 m en su posición entre el sisea de antenas del localizador y el extremo de parada de la pista

Tabla C-1. Tabla de separaciones de distancia requeridas

	Separación de frecuencias	Separación mínima entre la segunda instalación y el punto de protección de la primera instalación km (NM)		
		Lista A	Lista B	Lista C
Localizador	Canal común	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 kHz	—	37 (20)	9 (5)
	100 kHz	65 (35)	9 (5)	0
	150 kHz	—	0	0
	200 kHz	11 (6)	0	0
Trayectoria de planeo	Canal común	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 kHz	—	20 (11)	2 (1)
	300 kHz	46 (25)	2 (1)	0
	450 kHz	—	0	0
	600 kHz	9 (5)	0	0

La lista se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de canales de 200 kHz conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 600 kHz entre canales y solamente aplicables en regiones donde la densidad de instalaciones es baja.
La lista B se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 100 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 300 kHz entre canales.
La Lista C se refiere al uso de receptores de localizador proyectados para separación de 50 kHz entre canales, conjuntamente con receptores de trayectoria de planeo proyectados para separación de 150 kHz entre canales.

Nota 1.-Las cifras anteriores se basan en la suposición de que los puntos de protección para el localizador se hallan a 46 km (25 NM) de distancia y a 1 900 m (6 250 ft) de altura, y para la trayectoria de planeo ILS a 18,5 km (10 NM) de distancia y 760 m (2 500 ft de altura.
Nota 2.-Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deben reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones ILS y VOR de modo que se excluya la posibilidad de error en el receptor de a bordo, debido a sobrecarga por niveles elevados de señales no deseadas, cuando la aeronave se halle en las fases inicial y final de la aproximación.
Nota 3.-Al aplicar las separaciones indicadas en la tabla, los Estados deben reconocer la necesidad de emplazar las instalaciones de la trayectoria de planeo ILS de modo que se excluya la posibilidad de indicaciones de trayectoria de planeo erróneas debido a la recepción de señales de canales adyacentes cuando la señal deseada cese de radiarse por cualquier razón mientras la aeronave se encuentre en la fase final de la aproximación.

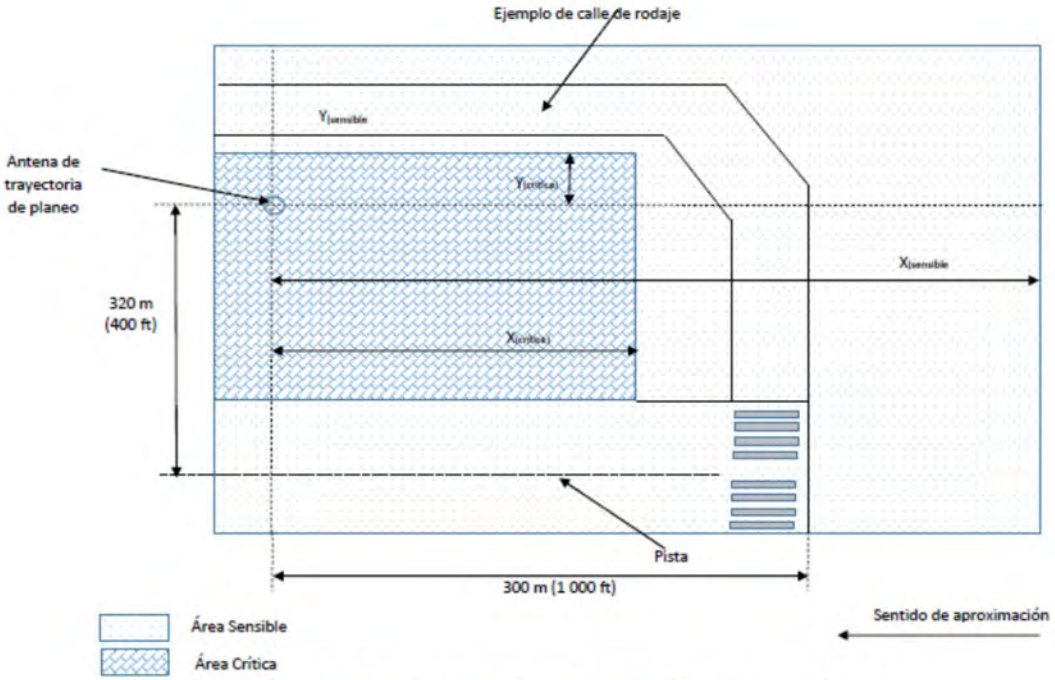


Figura C-4 Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles de la trayectoria de planeo (los valores figuran a continuación en la Tabla C-2ª conexa)

Tabla C-2A Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles de la trayectoria de planeo para orientaciones paralelas y perpendiculares

Altura de la aeronave/vehículo	Vehículo terrestre H < 6 m		Aeronave mediana 6 m < H < 14 m		Aeronave grande 14 m < H < 20 m		Aeronave muy grande 20 m < H < 25 m	
Tipo de trayectoria de planeo	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero
Área crítica CAT I								
X	299 m	191 m	329 m	829 m	467 m	1 117 m	610 m	1 360 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
Área sensible CAT I								
X	299 m	399 m	279 m	529 m	417 m	717 m	510 m	760 m
Y	29 m	15 m	20 m	20 m	22m	16 m	15 m	15 m
Área crítica CAT II/III								
X	299 m	449 m	329 m	829 m	567 m	1 267 m	660 m	1 410 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m
Área sensible CAT II/III								
X	299 m	449 m	429 m	629 m	517 m	767 m	560 m	1 010 m
Y	29 m	29 m	20 m	20 m	22 m	22 m	15 m	15 m

Tabla C-2B Ejemplo de dimensiones de las áreas críticas y sensibles de la trayectoria de planeo para orientaciones paralelas y perpendiculares

Altura de la aeronave/vehículo	Vehículo terrestre H < 6 m		Aeronave mediana 6 m < H < 14 m		Aeronave grande 14 m < H < 20 m		Aeronave muy grande 20 m < H < 25 m	
Tipo de trayectoria de planeo	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero	Arreglo M	Referencia cero
Área crítica CAT I								
X	298 m	191 m	297 m	829 m	444 m	1 167 m	591 m	1 360 m
Y	24 m	29 m	39 m	39 m	35 m	55 m	34 m	55 m
Área sensible CAT I								
X	298 m	394 m	297 m	537 m	444 m	717 m	541 m	710 m
Y	24 m	24 m	39 m	39 m	25 m	18 m	24 m	24 m
Área crítica CAT II/III								
X	298 m	443 m	347 m	829 m	544 m	1 267 m	672 m	1 410 m
Y	24 m	25 m	39 m	39 m	35 m	55 m	34 m	55 m
Área sensible CAT II/III								
X	298 m	445 m	297 m	829 m	528 m	817 m	610 m	1 010 m
Y	24m	24 m	39 m	39 m	25 m	25 m	24 m	24 m

Notas:

1. *Xb = 50 m se aplica a las áreas críticas y sensibles sólo para las categorías de aeronaves grandes y muy grandes. En los demás casos, Xb = 0 m.*
2. *La categoría de vehículos terrestres también se aplica a las aeronaves pequeñas. En las simulaciones, se aproximaron estas aeronaves o los vehículos terrestres grandes utilizando un rectángulo (4 m de altura □ 12 m de longitud □ 3 m de anchura). Dependiendo de las condiciones locales, es posible reducir especialmente las dimensiones de las áreas críticas de Categoría I, de manera que pueda permitirse rodar o circular en la calle de rodaje directamente enfrente de la antena de trayectoria de planeo.*
3. *Se proporcionan tablas por separado (C-2A y C-2B) para orientaciones paralelas/perpendiculares y para otras orientaciones con la finalidad de no penalizar las operaciones paralelas de rodaje. Para derivar las áreas restringidas para el peor de los casos, debe utilizarse el número más grande de entre las dos tablas. Los valores de la Tabla C-2B ("otras orientaciones") que son más grandes que los correspondientes de la Tabla C-2ª ("orientaciones paralelas y perpendiculares") se destacan con negritas. Las orientaciones perpendiculares comprendidas en la Tabla C-2A incluyen sólo la orientación en el caso de que la proa de la aeronave apunte hacia la pista. Las orientaciones perpendiculares con la cola de la aeronave apuntando hacia la pista se cubren en la Tabla C-2B. En la Tabla C-2B también se consideran las aeronaves que giran hacia la pista para alinearse a ángulos de 15°, 30°, 45°, 60° y 75°. Las orientaciones que ocasionan las áreas restringidas más grandes (es decir, las peores orientaciones de aeronave entre todas las orientaciones que ocasionan señales fuera de tolerancia) se derivaron basándose en un A380 que utiliza un arreglo M del sistema de antena. Ya que sería excesivo el número de simulaciones que se requiere para cubrir todas las orientaciones posibles para todas las categorías de vehículos para un área grande, es posible que sea necesario verificar el impacto que tienen las orientaciones para el peor de los casos en las áreas críticas y sensibles, teniendo en cuenta la configuración particular de la calle de rodaje.*
4. *Las simulaciones hacen referencia al mástil de la antena de trayectoria de planeo utilizando una distancia perpendicular típica de 120 m con respecto al eje de la pista y una distancia paralela nominal de 300 m a partir del umbral de la pista. Para diferentes desplazamientos antena-pista, es necesario cambiar las áreas críticas y sensibles en consecuencia.*
5. *El borde de la pista más próximo a la antena de trayectoria de planeo define el límite interior del área crítica. El borde de la pista más alejado define el límite interior del área sensible. Es necesario ampliar este límite del área sensible 50 m adicionales en el lado opuesto de la pista (comenzando a partir del eje de la pista) para categorías de aeronaves grandes y muy grandes al utilizar una antena de referencia cero.*
6. *Dependiendo de las opciones de simulación (punto de transición), el área crítica puede ser más grande que el área sensible y ejercer un impacto en los procedimientos de gestión conexos.*
7. *De acuerdo con la lógica operacional descrita en 2.1.9.4 (no se requiere una protección de la trayectoria de planeo de Categoría I por debajo de la altura de decisión) y según la observación de que en las Tablas C-1, C-2A y C-2B el área crítica de Categoría I es normalmente igual o mayor que el área sensible, es posible que no sea necesario proteger el área sensible de Categoría I.*
8. *Los límites de las áreas críticas y sensibles se aplican a la aeronave completa (la totalidad del fuselaje y las alas).*

Nota editorial.— Fin del texto nuevo. *Vuélvanse a numerar* las actuales Tablas C-1 a C-9 como Tablas C-3 a C-11.

2.6.2.1 *Receptores de localizador*

2.6.2.1.1 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 50 KHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

a) la señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) una señal no deseada separada en 50 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 34 dB;
c) una señal no deseada separada en 100 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;
d) una señal no deseada, separada en 150 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.1.2 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación entre canales de 100 KHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) la señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) una señal no deseada, separada en 50 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 7 dB;
c) una señal no deseada, separada en 100 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;
d) una señal no deseada, separada en 150 KHz o más, de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

2.6.2.2 *Receptores de trayectoria de planeo ILS*

2.6.2.2.1 A fin de proteger a los receptores calculados para una separación de 150 KHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) una señal deseada excede una señal deseada de canal común en 20 dB o más;
b) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 150 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 20 dB;
c) una señal no deseada de trayectoria de planeo separada en 300 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 40 dB.

2.6.2.2.2 A fin de proteger a los receptores calculados para separaciones de 300 KHz, se escogen separaciones mínimas con el fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas entre señales dentro del espacio servido:

a) una señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 150 KHz de la señal deseada, no excede esta última (relación de señal de 0 dB);
c) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 300 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 20 dB;
d) una señal no deseada de trayectoria de planeo, separada en 450 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 40 dB.

2.6.3 Los cálculos se basan en la suposición de que la protección contra la interferencia que se da a la señal no deseada es de 20 dB. Esto corresponde a una perturbación que no excede de 15 μA en el límite de distancia de servicio del ILS.

2.6.4 Siempre que las portadoras deseadas y no deseadas puedan producir una nota heterodina, la relación de protección garantiza que no afecte a los instrumentos. Sin embargo, en los casos en que se use una instalación radiotelefónica, la nota heterodina puede interferir con esta instalación.

2.6.5 En general, cuando el uso internacional de los sistemas ILS se confina a los pares de frecuencia enumerados en la Subparte3, 3.1.6.1.1, los criterios son tales que, a condición de que se satisfagan en cuanto a los elementos del localizador, el elemento de la trayectoria de planeo está automáticamente incluido. En ciertos lugares en que existan problemas de congestión, donde es necesario hacer asignaciones tanto en los 10 primeros como en los 10 segundos pares de frecuencias, tal vez sea necesario escoger algunos pares de frecuencias sin seguir el orden consecutivo a fin de satisfacer la separación geográfica mínima a que se refiere

2.6.6. *Ejemplo:* Con referencia a 3.1.6.1.1, cabe notar que en el número de orden 2 del ILS parea la frecuencia del localizador de 109,9 MHz con la frecuencia de la trayectoria de planeo de 333,8 MHz. Sin embargo, aunque los números de orden 12 y 19 prevén una separación de frecuencia bastante amplia con respecto al número de orden 2 en el caso del localizador, asignan frecuencias de 334,1 y 333,5 MHz, respectivamente, a las trayectorias de planeo tratándose en ambos casos de canales adyacentes (300 KHz de espaciado) con respecto al canal correspondiente a la trayectoria de planeo del número 2. Si la selección de canales ILS se limita, ya sea a los primeros o a los segundos 10 pares, entonces la separación mínima de frecuencia de trayectoria de planeo será de 600 KHz.

2.6.6 *Tabla de separaciones de distancia requerida (*véase la Tabla C-1)

2.6.7 El empleo de las cifras dadas en la Tabla C-1 será correcto únicamente dentro de las limitaciones establecidas por las hipótesis que incluyen la de que las instalaciones son fundamentalmente de carácter no direccional, que tienen potencias radiadas semejantes, que la intensidad del campo es aproximadamente proporcional al ángulo de elevación para ángulos hasta de 10° y que la antena de la aeronave es esencialmente de carácter omnidireccional. Si es necesaria una determinación más precisa de las distancias de separación en las áreas de aglomeración de las frecuencias, esto se puede determinar, para cada instalación, por las curvas de propagación apropiadas, teniendo en cuenta los aspectos particulares de directividad, las características de la potencia radiada y los requisitos operacionales respecto a la cobertura. En los casos en que se determinen distancias de separación reducidas al tomar en consideración la directividad, etc., deben hacerse, siempre que sea posible, las mediciones relativas al vuelo en el punto de protección ILS y en todos los puntos que figuren en la trayectoria de aproximación, a fin de asegurarse de que se obtenga, en la práctica, una proporción de protección de por lo menos 20 dB.

2.7 Localizadores y trayectoria de planeo que obtienen cobertura con dos radiofrecuencias portadoras

2.7.1 Las instalaciones del localizador y de la trayectoria de planeo pueden satisfacer los requisitos de cobertura utilizando dos diagramas de campo de radiación, comúnmente denominados diagramas de “rumbo” y de “margen”, que se transmiten en frecuencias portadoras separadas, espaciadas dentro del canal de frecuencias. El diagrama de campo de rumbo proporciona indicaciones precisas del rumbo y desplazamiento; el diagrama de campo de margen suministra indicaciones de desplazamiento a ángulos que sobrepasan los límites del diagrama de campo de rumbo. En los receptores de a bordo, la discriminación entre las señales se obtiene mediante la señal más fuerte que captura el receptor. La efectividad de la captura depende del tipo de detector usado, pero, en general, si la relación de las dos señales es del orden de 10 dB o más, la señal más pequeña no causa errores demasiado importantes en la salida desmodulada. Para obtener una actuación óptima dentro del sector de rumbo frontal, se debe aplicar el siguiente texto de orientación en la operación del sistema localizador de dos frecuencias portadoras.

2.7.2 El localizador debe calcularse y mantenerse de manera que la relación de las dos señales en el espacio, radiadas dentro del sector de rumbo frontal, no descienda por debajo de 10 dB. Se debe prestar atención especial a la estructura del lóbulo vertical producida por los sistemas de dos

antenas, que puedan ser diferentes en altura y estar separadas en distancia, dando así, como resultado, cambios en la relación de las intensidades de la señal durante la aproximación.

2.7.3 Debido a que se permiten 6 dB para la ondulación en el filtro de pasabanda del receptor, pueden registrarse variaciones en la respuesta del receptor del localizador porque la frecuencia de señal de margen está desplazada respecto a la frecuencia de rumbo. Para reducir este efecto, especialmente en las operaciones de Categoría III, se requiere aumentar la relación de señal de rumbo/margen de 10 dB a 16 dB.

2.7.4 Para reducir aún más al mínimo el riesgo de errores, si la relación de las dos señales radiadas cae por debajo de 10 dB, dentro del sector de rumbo frontal, la diferencia de alineación de las configuraciones de cambo de radiación de las dos señales debe ser la mínima posible.

2.7.5 La trayectoria de planeo que emplean dos portadoras se usan para formar un diagrama compuesto de cambo de radiación en el mismo canal de radiofrecuencia. Las configuraciones especiales de las antenas y la distribución de las corrientes y puesta en fase de las antenas pueden permitir el emplazamiento de las instalaciones de trayectoria de planeo en lugares con condiciones particulares del terreno que, de otra manera, pueden causar dificultades a un sistema de frecuencia única. En tales emplazamientos, se puede lograr una mejora reduciendo el bajo ángulo de radiación. La segunda portadora se emplea para proporcionar cobertura en la región situada debajo de la trayectoria de planeo.
2.7.6 supervisión de sistema de dos frecuencias. En los requisitos de supervisión de frecuencias dobles de la Subparte 3, 3.1.3.11.2 e) y 3.1.5.7.7 c) se especifica la acción del monitor para una potencia de salida menos del 80% de lo normal, salvo que pueden aceptarse reducciones del 50% de lo normal si se satisfacen ciertos requisitos de actuación.

2.7.6.1 Supervisar los transmisores de rumbo y de margen para una reducción del 20% en la potencia (alrededor de -1dB) puede requerir mucho trabajo si en el sitio existen efectos ambientales y de otra índole, como variaciones en la temperatura. Por ejemplo, las variaciones en la temperatura hacen que la potencia de salida normal del transmisor varíe y que las pérdidas por inserción del cable coaxial cambien. Incluso, suponiendo que no se produzca falla en el sistema de transmisión, ocasionalmente puede sobrepasarse el límite de alarma y esto, a su vez, comprometería la continuidad.

2.7.6.2 La alternativa de supervisar reducciones de la potencia de hasta el 50% parece ser muy atractiva, pero debe aplicarse con cuidado. Supervisar en forma independiente cada transmisor a 50% de reducción puede dar margen a un gran cambio en la relación de potencia nominal entre los dos transmisores de ocurrir fallas sin correlación. Esto, a su vez, puede comprometer el efecto de captura del receptor, aumentando los errores de estructura o reduciendo las indicaciones de franqueamiento.

2.7.6.3 Una solución es usar un esquema de supervisión que limite la diferencia entre la potencia de salida de los transmisores a aproximadamente 1 dB (es decir, 80%), permitiendo a los dos, al mismo tiempo, disminuir hasta 3 dB (es decir, 50%) si cambian la temperatura, y, por lo tanto, aumenta la continuidad del servicio.

2.8 Integridad y continuidad de servicio – equipo ILS terrestre

2.8.1 Introducción

2.8.1.1 El presente texto está dirigido a proporcionar aclaración con respecto a los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo ILS, localizador y trayectoria de planeo, así como a suministrar orientación con respecto al diseño de ingeniería y las características de sistema de dicho equipo. Se requiere integridad para garantizar que una aeronave que realiza una aproximación tenga poca probabilidad de recibir guía falsa; se necesita continuidad de servicio para garantizar que una aeronave que se encuentra en las últimas etapas de la aproximación tenga poca

probabilidad de carecer de señal de guía. La integridad y la continuidad de servicio constituyen factores clave en la fase crítica de aproximación y aterrizaje. La integridad y la continuidad de servicio deben conocerse, necesariamente, desde el punto de vista operacional a los efectos de determinar las operaciones que podría apoyar el ILS.

2.8.1.2 Generalmente se acepta, independientemente del objetivo operacional en cuestión, que la probabilidad media de que ocurra un accidente fatal durante el aterrizaje, debido a fallas o deficiencias del sistema total, incluyendo el equipo terrestre, a la aeronave y al piloto, no debe exceder de 1×10^{-7}. Dicho criterio se conoce, normalmente, como factor de riesgo total.

2.8.1.3 En el caso de las operaciones de Categoría I, la responsabilidad de lograr que no se exceda del objetivo señalado anteriormente incumbe por completo, o casi por completo, al piloto. En las operaciones de la Categoría III, se exige el mismo objetivo, pero en este caso, debe ser inherente al sistema total. En este contexto resulta de fundamental importancia tratar de lograr el máximo nivel de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre.

2.8.1.4 Para que haya integridad y alta continuidad de servicio, se requieren sistemas altamente fiables que minimicen la probabilidad de que se produzcan fallas que puedan afectar a alguna de las características de la señal en el espacio total. Se sugiere que los Estados procuren lograr el mayor grado de fiabilidad que resulte razonable desde los puntos de vista técnico y económico. La fiabilidad del equipo se rige por una construcción básica y un entorno operacional. En el diseño del equipo deben emplearse las técnicas de ingeniería, los materiales y los componentes más idóneos, y debe aplicarse una rigurosa inspección en la fabricación. El equipo debe operarse en condiciones ambientales que se ajusten a los criterios de diseño de los fabricantes.

2.8.2 Logro y conservación de los niveles de integridad del servicio

2.8.2.1 Una falla de integridad puede ocurrir si la radiación de una señal, que se encuentra fuera de las tolerancias especificadas, no es reconocida por el equipo monitor o si los circuitos de control no logran eliminar dicha señal errónea. Una falla de este tipo puede constituir un peligro si de ella se sigue un error craso.

2.8.2.2 Obviamente, no todas las fallas de integridad son peligrosas en todas las fases de la aproximación. Por ejemplo, durante las etapas críticas de la aproximación las fallas no detectadas que producen errores crasos en la anchura del rumbo o en los cambios de eje del rumbo tienen importancia especial, mientras que una reducción no detectada del margen lateral de la profundidad de modulación, o la pérdida del localizador y de la pendiente de planeo o de la identificación del localizador, no dan lugar, necesariamente, a una situación peligros. El criterio para estimar que tipos de falla resultan de importancia debe incluir, no obstante, todas aquellas condiciones de falla que no son incuestionablemente obvias para el sistema automático de vuelo o para el piloto.

2.8.2.3 Se requiere el mayor grado de protección contra el riesgo de ocurrencia de fallas no detectadas en el sistema monitor y en el sistema de control asociado. Lo anterior podía lograrse mediante diseño cuidadoso para reducir la probabilidad de tales ocurrencias a bajo nivel y para lograr operaciones a prueba de fallas de conformidad con las normas de la Subparte 3, 3.1.3.11.4 y 3.1.5.7.4, y mediante la realización de verificaciones de mantenimiento de la performance del sistema monitor a intervalos que se determinaran en un análisis de diseño.

2.8.2.4 puede utilizarse un análisis de diseño para calcular el nivel de integridad del sistema en todo aterrizaje. A continuación se presenta una formula aplicable a ciertos tipos de ILS, que proporcionan un ejemplo de la determinación de la integridad, I , del sistema a partir del cálculo de la probabilidad, P, de transmisión de radiaciones erróneas no detectadas.

1)

$$I = 1 - P$$

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2} \; para\, T_1 > T_2$$

donde:

I = integridad
P = probabilidad de falla simultánea en los sistemas transmisor y monitor que pueda originar radiaciones erróneas no detectadas.
M_1 = tiempo medio entre fallas (MTBF) del transmisor.
M_2 = MTBF del sistema y del sistema de control asociado.
$1/\alpha_1$ = relación entre el régimen de fallas de los transmisores que lleven a la radiación de señales erróneas y el régimen total de fallas de los transmisores.
$1/\alpha_2$ = r elación entre el régimen de fallas del sistema monitor y del sistema de control asociado que imposibiliten la detección de señales erróneas y el régimen total de fallas del sistema monitor y del sistema de control asociado.
T_1 = periodo de tiempo (en horas) entre las verificaciones del transmisor
T_2 = periodo de tiempo (en horas) entre las verificaciones del sistema monitor y del sistema de control asociado.

Si $T_1 \geq T_2$ la verificación del sistema de control puede considerarse, también como verificación del transmisor. Por consiguiente, en este caso $T_1 = T_2$ y la formula se transforma en la siguiente:

2)

$$P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

2.8.2.5 Dado que la probabilidad de ocurrencia de fallas peligrosas dentro del equipo monitor o de control es extremadamente remota, para establecer con un alto grado de confianza el nivel de integridad requerido habría que disponer de un periodo de evaluación varias veces más extenso que el necesario para establecer el MTBF del equipo. Dicho periodo prolongado resulta inaceptable y, por lo tanto, el nivel de integridad requerido solo puede predecirse mediante un riguroso análisis de diseño del equipo.

2.8.2.6 También debe considerarse la protección de la integridad de las señales del espacio con respecto al deterioro que pueda originarse por radiointerferencias extrañas en la banda de frecuencias del ILS o en nuevas radiaciones de señales ILS. En 2.1.9 se proporcionan, en términos generales, algunas medidas para evitar la ocurrencia de este último caso mediante el suministro de protección en las zonas críticas y sensibles. Con respecto a las interferencias puede ser necesario confirmar periódicamente que el nivel de dicha interferencia no constituye una situación de peligro.

2.8.2.7 En general, el diseño del equipo monitor se basa en el principio de supervisión continua de las señales en el espacio radiadas en puntos determinados dentro del volumen de cobertura, a los efectos de garantizar el cumplimiento de las normas especificadas en la Subparte 3, 3.1.3.11 y 3.1.5.7. Aunque dicha supervisión proporciona, en cierta medida, una indicación de que la señal en el espacio en todos los demás puntos del espacio de cobertura se encuentra también dentro de los límites de tolerancia, dicha indicación constituye fundamentalmente una mera especulación. Por lo tanto, es esencial llevar a cabo rigurosas inspecciones en vuelo y en tierra, a intervalos periódicos, a los efectos de garantizar la integridad de la señal en el espacio en todo el volumen de cobertura.

2.8.3 logro y conservación de los niveles de continuidad de servicio

2.8.3.1 Mediante un análisis de diseño debe calcularse el MTBF y la continuidad de servicio del equipo ILS. No obstante, antes de poder asignar un nivel de continuidad de servicio y de introducir servicio de Categoría II o III, el tiempo medio entre interrupciones (MTBO) del ILS debe confirmarse

mediante evaluación en un entorno operacional. En esta evaluación, interrupción se define como suspensión no prevista de la señal en el espacio. En la evaluación se tiene en cuenta la repercusión de los factores operacionales, es decir, el entorno del aeropuerto, las condiciones meteorológicas inclementes, la disponibilidad de energía, la calidad y frecuencia del mantenimiento. El MTBO y MTBF están relacionados pero no son equivalentes, ya que algunas fallas de equipo, como la falla de un transmisor que resulta en la transferencia inmediata al transmisor de reserva, no necesariamente producen una interrupción. Para los niveles 2, 3 o 4 de continuidad de servicio, el periodo de evaluación debe ser suficiente extenso como para poder determinar con un alto grado de confianza el logro del nivel requerido. El método de prueba secuencial es uno de los métodos que sirve para demostrar que se cumplen las normas de continuidad. Si se emplea este método secuencial, se aplican las siguientes consideraciones:

a) El nivel mínimo de confianza aceptable es del 60 %. Para obtener un nivel de confianza de 60%, el periodo de evaluación tiene que ser más prolongado que el de las horas MTBO requeridas, indicadas en la Tabla C-2. Normalmente, estos periodos de evaluación mínimos para instalaciones nuevas y subsiguientes son, para el nivel 2, 1 600 horas de funcionamiento, para el nivel 3, 3 200 horas y para el nivel 4, 6 400 horas. Para evaluar la influencia según las estaciones que tiene el entorno, se requiere un periodo de evaluación mínimo de un año para un nuevo tipo de instalación en un entorno en particular. Es posible reducir este periodo cuando el entorno operacional está bien controlado o es similar al observado en otras instalaciones. Cuando varios sistemas idénticos están funcionando en condiciones similares, es posible basar la evaluación en las horas de funcionamiento acumuladas de todos los sistemas; esto dará como resultado un periodo de evaluación reducido. Una vez que se obtenga un nivel de confianza más elevado para un tipo de instalación, la instalación subsiguiente del mismo tipo de equipo en condiciones operacionales y ambientales similares puede hacerse en periodos de evaluación más reducidos; y

b) Durante el período de evaluación, habría que decidir respecto de cada interrupción si la causa es una falla de diseño o la falla de uno de los componentes debido a su índice normal de fallas. Las fallas de diseño se producen, por ejemplo, cuando los componentes funcionan por encima de sus especificaciones (condiciones de sobrecalentamiento, sobrecorriente, sobrevoltaje, etc.). Estas fallas de diseño deben resolverse haciendo que la condición de funcionamiento del componente vuelva a ser normal o remplazando el componente con un repuesto adecuado para las condiciones de funcionamiento. Si la falla de diseño se resuelve de este modo, la evaluación puede proseguir y esa interrupción no se cuenta, siempre que exista una elevada probabilidad de que la falla de diseño no se produzca de nuevo. Esto mismo se aplica a interrupciones por causas que pueden ser mitigadas mediante modificaciones permanentes en las condiciones de funcionamiento.

2.8.3.2 Un nivel asignado de continuidad del servicio no debe estar sujeto a cambios frecuentes. Un método adecuado para evaluar el comportamiento de una instalación en particular es mantener los registros y calcular el MTBO promedio durante las últimas cinco a ocho fallas del equipo. Con esto se considera que, para fines de continuidad de servicio, el MTBO es más pertinente para la siguiente aproximación, en lugar de calcular el MTBO durante toda la vida del equipo. Si la continuidad del servicio se deteriora, la designación debe reducirse hasta llevar a cabo mejoras en la actuación.

2.8.3.3 Orientación adicional detallada. Varios Estados han publicado políticas y procedimientos en materia de continuidad de servicio. Los siguientes documentos pueden consultarse para obtener orientación y detalles adicionales:

a) European Guidance Material on Country of Service Evaluation in Support of the Certification of ILS & MLS Ground Systems, EUR DOC 012; y
b) Instrument Landing System Continuity of Service Requirements and Procedures, Orden 6750.57, Administration Federal de Aviacion de los Estados Unidos.

2.8.4 La configuración siguiente constituye un ejemplo de equipo dispuesto en forma redundante, que podría satisfacer los objetivos en materia de niveles de integridad y continuidad de servicio de niveles 3 y 4. Las instalaciones del localizador y la trayectoria de planeo están integradas por dos transmisores de operación continua, uno de ellos conectado a la antena y el otro, de reserva, conectado a una carga ficticia. A estos transmisores se asocia un sistema monitor que lleva a cabo las funciones siguientes:

a) Confirmación de la operación adecuada dentro de los limites especificados del sistema principal de transmisor y antena utilizando los valores, que sean comunes a la mayoría de los monitores redundantes;
b) Confirmación de la operación del equipo de reserva.

2.8.4.1 Cuando el sistema rechace a uno de los equipos, el nivel de continuidad de servicio de la instalación se reducirá debido a que aumentara la probabilidad de cese de la señal, originada por la falla eventual del otro equipo. Este cambio de actuación debe indicarse automáticamente en emplazamientos distantes.

2.8.4.2 Para la instalación de trayectoria de planeo se utiliza un sistema de supervisión similar a la del localizador.

2.8.4.3 a los efectos de reducir la interferencia mutua entre los transmisores principal y de reserva, toda radiación parasita de estos últimos tiene un valor inferior en por lo menos 50 dB al nivel de la portadora del transmisor principal, medido en el sistema de antenas.

2.8.4.4 En el ejemplo anterior, el equipo debe poder facilitar las verificaciones del sistema monitor a intervalos especificados por el fabricante, coherentes con el análisis de diseño, para asegurar el logro del nivel de integridad requerido. Dichas verificaciones, que pueden ser manuales o automáticas, proporcionan el medio de comprobar la operación correcta del sistema monitor, incluso los circuitos de control y el sistema de conmutación de transferencia. La ventaja de adoptar un “ensayo de integridad del monitor” automático consiste en que no es necesario interrumpir el servicio operacional del localizador o de la trayectoria de planeo. Al utilizar esta técnica es importante asegurar que la duración total del ciclo de la verificación sea lo suficientemente breve como para no exceder el periodo total especificado en la Subparte3, 3.1.3.11.3 o 3.1.5.7.3.

2.8.4.5 Se evita la interrupción de la operación de la instalación, debida a fallas en el sistema de alimentación principal, mediante fuentes energéticas de reserva adecuadas, tales como baterías o generadores a prueba de fallas. En estas condiciones, la instalación debe ser capaz de continuar operando durante el periodo en que la aeronave puede encontrarse en las etapas críticas de la aproximación. Por lo tanto, la fuente de alimentación de reserva debe tener capacidad adecuada para mantener el servicio durante 2 minutos, por lo menos.

2.8.4.6 Las advertencias de falla de partes críticas del sistema, tales como falla de la fuente de alimentación principal, deben proporcionarse en los puntos de control designados.

2.8.4.7 A los efectos de reducir las fallas del equipo que pueda estar funcionando en las cercanías de los límites de tolerancia de su monitor, es útil que el sistema monitor tenga la capacidad de generar una señal de advertencia anterior a la alarma concreta y enviarla al punto de control designado cuando los parámetros que están siendo supervisados llegan a un límite igual a un valor del orden del 75% del límite de alarma del equipo monitor.

2.8.4.8 Una disposición del equipo similar a la señalada en 2.8.4, pero sin redundancia de transmisores, podría satisfacer, normalmente, los objetivos de continuidad de servicio en el nivel 2.

2.8.5 Seguidamente se proporciona orientación relativa a monitores de campo lejano de localizador.

2.8.5.1 Se suministran monitores de campo lejano para vigilar la alineación del rumbo pero también pueden utilizarse para vigilar la sensibilidad del rumbo. Un monitor de campo lejano funciona independiente de los monitores integrales y de campo cercano. Su finalidad primordial es proteger contra el riesgo de reglaje erróneo del localizador, o las fallas de los monitores de campo cercano o integrales y algunos casos de interferencia de radio. Además, el sistema monitor de campo lejano realzara la habilidad del sistema monitor combinado para reaccionar ante los efectos de modificaciones físicas de los elementos radiantes o variaciones de las características de reflexión del terreno. Además, los efectos de trayectos múltiples y las perturbaciones en la zona de la pista no percibidos por los monitores de campo cercano e integrales, y algunos casos de interferencia del radio pueden vigilarse en gran parte, utilizando un sistema de vigilancia de campo estructurado en torno a uno o varios receptores adecuados instalados debajo de la trayectoria de aproximación.

2.8.5.2 Se considera esencial un monitor de campo lejano, por lo general, para las operaciones de Categoría III, en tanto que para las de Categoría II se le suele considerar, generalmente, como conveniente. Asimismo, por lo que atañe a las instalaciones de Categoría I, el monitor de cambo lejano ha demostrado ser un instrumento valioso como complemento del sistema monitor tradicional.

2.8.5.3 La señal recibida por el monitor de campo lejano sufrirá los efectos a corto plazo de la interferencia ocasionada por movimientos de las aeronaves sobre la pista o en la proximidad de la misma, y la experiencia ha demostrado que no es práctico utilizar el monitor de campo lejano como monitor directivo. Cuando se utiliza un monitor pasivo deben tomarse medidas para minimizar los efectos de interferencia temporal y reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones; algunos métodos de obtener este resultado se describen en 2.8.5.4. La respuesta del monitor de campo lejano a los efectos de la interferencia ofrece la posibilidad de indicar al punto de control del tránsito aéreo en qué momento se presenta una perturbación temporal de la señal del localizador. Sin embargo, la experiencia ha mostrado que pueden presentarse a lo largo de la pista perturbaciones debidas a los movimientos de aeronaves, inclusive en la zona de toma de contacto, que no siempre son observadas por el monitor de campo lejano. No puede suponerse, por consiguiente, que el monitor de campo lejano puede proporcionar una vigilancia general de los movimientos de las aeronaves sobre la pista.

2.8.5.3.1 Otras posibles aplicaciones del monitor de campo lejano son las siguientes:

a) Puede constituir una ayuda de mantenimiento útil para verificar el rumbo y/o la sensibilidad del rumbo en vez de utilizarse un monitor de campo lejano portátil;
b) Puede utilizarse para proporcionar un registro continuo de la performance de la señal de campo lejano, indicando la calidad de la señal de campo lejano y al grado de perturbación de la señal.

2.8.5.4 Los posibles métodos de reducir la incidencia de indicaciones de degradación por perturbaciones son entre otros los siguientes:

a) Incorporación de un tiempo de retardo dentro del sistema, ajustable de 30 a 140 s;
b) Utilización de una técnica de validación que asegure que se transmitan al sistema de control únicamente las indicaciones que no están afectadas por perturbaciones transitorias;
c) Utilización del filtrado de paso bajo.

2.8.5.5 Un monitor típico de campo lejano comprende una antena, un receptor VHF y los elementos de control conexos que proporcionan indicaciones DDM, suma de modulación, y el nivel de señal RF. La antena receptora suele ser de tipo direccional para reducir al mínimo las interferencias no deseadas y debe hallarse a la mayor altura compatible con los límites de franqueamiento de obstáculos. Para el control del eje de rumbo, la antena se encuentra habitualmente emplazada a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Cuando también se desea vigilar la sensibilidad de desplazamiento, se instala un receptor y un monitor adicionales dotados de una antena adecuadamente colocada a un lado de la prolongación del eje de la pista. Algunos sistemas utilizan varias antenas especialmente separadas.

2.9 Sensibilidades de desplazamiento del localizador y de la trayectoria de planeo

2.9.1 Si bien se especifican ciertas sensibilidades de alineación y desplazamiento del localizador y de la trayectoria de planeo, en relación con la referencia ILS, no se trata de implicar que en dicha referencia deban hacerse mediciones de estos parámetros.

2.9.2 Los límites del sistema monitor del localizador y los límites de ajuste y mantenimiento que se dan en la Subparte 3, 3.1.3.7 y 3.1.3.11 se indican como cambios de porcentaje de la sensibilidad de desplazamiento. Este concepto, que remplaza especificaciones referentes a la anchura angular contenidas en ediciones anteriores, se ha introducido porque la respuesta de los sistemas de guía de aeronaves está relacionada directamente con la sensibilidad de desplazamiento. Se observara que la anchura angular es inversamente proporcional a la sensibilidad de desplazamiento.

2.10 Emplazamiento de radiobalizas ILS

2.10.1 Consideraciones de interferencias entre las radiobalizas interna e intermedia, y el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza interna e intermedia, limitaran la altura máxima señalada por la radiobaliza intermedia hasta una altura en la trayectoria de planeo del orden de 37 m (120 ft) sobre el umbral, para radiobalizas emplazadas dentro de las tolerancias actuales de la RAB 69. El estudio de cada emplazamiento determinara la altura máxima que pude señalarse, observando que con un reflector típico de radiobaliza de a bordo un periodo de separación de unos 3 s a una velocidad de aeronave de 140 kt entre las indicaciones luminosas de la radiobaliza externa a intermedia es el intervalo de tiempo mínimo aceptable en las operaciones.

2.10.2 En el caso de las instalaciones ILS que sirven pistas paralelas poco espaciadas, por ejemplo, separadas 500 m (1 650 ft), se requieren medidas especiales para asegurar el funcionamiento satisfactorio de las radiobalizas. Algunos Estados han considerado práctico emplear una radiobaliza común para ambas instalaciones ILS. Sin embargo, se necesitan disposiciones especiales, por ejemplo, diagramas de radiación modificados, en el caso de radiobalizas intermedias, si ha de evitarse la interferencia mutua, y especialmente en casos en que los umbrales están desplazados longitudinalmente entre sí.

2.11 Utilización del DME en sustitución de las radiobalizas del ILS

2.11.1 Cuando se utilice el DME en sustitución de las radiobalizas del ILS, el DME debe emplazarse en el aeropuerto de manera que la indicación de distancia cero corresponda a un punto próximo a la pista. Si el DME correspondiente al ILS usa una distancia desplazada, esa instalación debe excluirse de las soluciones RNAV.

2.11.2 A fin de reducir el error de triangulación, el DME debe emplazarse de manera que sea pequeño (es decir, inferior a 20º) el ángulo entre la trayectoria de aproximación y la dirección hacia el DME en los puntos en que la indicación de distancia se necesite.

2.11.3 La utilización del DME en sustitución de la radiobaliza intermedia supone que la precisión del sistema DME es por lo menos de 0,37 km (0,2 NM) y que la resolución de los instrumentos de a bordo permite obtener esta precisión.

2.11.4 Aunque no se exige concretamente que la frecuencia del DME este pareada con la del localizador cuando se utilice en sustitución de la radiobaliza exterior, el apareamiento de frecuencias es preferible siempre que el DME se utilice con el ILS a fin de simplificar la tarea del piloto y de permitir a las aeronaves equipadas con dos receptores ILS que utilicen ambos en el canal ILS.

2.11.5 Cuando la frecuencia del DME este apareada con la del localizador, la identificación del transpondedor del DME debe obtenerse mediante la señal “asociada”, emitida por el localizador cuya frecuencia esta apareada.

2.12 Utilización de fuentes suplementarias de guía de orientación junto con el ILS

2.12.1 Las aeronaves que comiencen una aproximación ILS pueden ser ayudadas por la información de guía que facilite otras instalaciones de referencia a tierra, tales como el VOR, radar de vigilancia o, cuando estas instalaciones no puedan proporcionarse, por un radiofaro de localización.

2.12.1 Cuando la transición no quede asegurada por las instalaciones existentes en ruta o en el área terminal, un VOR convenientemente situado garantizara una transición eficiente hacia el ILS. Para este fin, el VOR puede emplazarse en el rumbo del localizador o en un punto situado a cierta distancia del rumbo del localizador, con tal que un radial coarte el rumbo del localizador bajo un ángulo que permita una transición suave en caso de autoacoplamiento. Habrá que tener en cuenta la distancia entre el emplazamiento del VOR y el punto de interceptación deseado cuando se determine la precisión de la interceptación y el espacio aéreo disponible para prever errores de alineación.

2.12.3 Cuando resulte prácticamente imposible proporcionar un VOR convenientemente emplazado, la transición hacia el ILS puede facilitarse mediante un radiofaro de localización o un radiofaro no direccional (NDB). Para asegurar la transición optima, esta instalación debe montarse en el rumbo del localizador a una distancia conveniente del umbral.

2.13 La utilización de instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, para hacer automáticamente aproximaciones y aterrizajes en condiciones de visibilidad que permitan al piloto controlar visualmente la maniobra.

2.13.1 Pueden utilizarse instalaciones ILS de la Categoría de actuación I, de calidad apropiada, en combinación con sistemas de control de vuelo de a bordo y que no dependan exclusivamente de la información de guía derivada de los sensores ILS, para hacer automáticamente aproximaciones y aterrizajes en condiciones de visibilidad que permitan al piloto controlar visualmente la maniobra.

2.13.2 Para facilitar a las empresas explotadoras de aeronaves la evaluación inicial de la idoneidad de cada instalación ILS para realizar las citadas maniobras, se recomienda a los Estados proveedores que publiquen:

a) Cualquier diferencia con respecto a la Subparte 3, 3.1;
b) El grado de acatamiento de las disposiciones de la Subparte 3, 3.1.3.4 y 3.1.5.4, en lo relativo al localizador y a la estructura del haz de la trayectoria de planeo; y
c) La altura de la referencia ILS sobre el umbral.

2.13.3 Para evitar interferencias que pudieran impedir la realización de una aproximación y aterrizaje automáticos, es necesario concertar arreglos locales para proteger, en lo posible, las áreas críticas y sensibles ILS.

2.14 Clasificación del ILS – Método suplementario de descripción del ILS para facilitar su utilización operacional

2.14.1 el sistema de clasificación que se presenta a continuación, junto con las actuales categorías de actuación de las instalaciones, tiene por objeto proporcionar un método más completo de describir un ILS.

2.14.2 La clasificación del ILS se define utilizando los tres caracteres siguientes:

a) I, II o III: este carácter indica que el sistema se ajusta a la categoría de actuación de instalación señalada en la Subparte 3, 3.1.3 y 3.1.5.
b) A, B, C, T, D o E: este carácter define los puntos del ILS en los cuales el localizador se ajusta a los criterios de estructura de rumbo indicados en la Subparte 3, 3.1.3.4.2, salvo que con la letra T se designa el umbral de la pista. Los puntos están definidos en la Subparte 3, 3.1.1.
c) 1, 2, 3 o 4; este número indica el nivel de integridad y continuidad de servicio señalado en la Tabla C-2.

Nota.- Con relación a las operaciones ILS específicas, se tiene la intención de que el nivel de integridad y continuidad de servicio corresponda, normalmente, a lo siguiente:

1) El nivel 2 es el objetico de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar las operaciones en condiciones de poca visibilidad cuando la guía ILS con información de posición para la etapa de aterrizaje esta completada por referencias visuales. Este nivel constituye el objetivo recomendado para los equipos que apoyan a las operaciones de la Categoría I.
2) El nivel 3 es el objetivo de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar las operaciones que exigen un alto grado de fiabilidad de la guía ILS desde el establecimiento de la posición hasta el momento de toma de contacto. Este nivel constituye el objetivo requerido para los equipos que apoyan a las operaciones de Categoría II y IIIA; y
3) El nivel 4 es el objetivo de actuación del equipo ILS utilizado para apoyar operaciones que exigen un alto grado de fiabilidad de la guía ILS incluso durante la toma de contacto y el recorrido en tierra. Este nivel se relaciona, básicamente, con las necesidades de la gama completa de operaciones de la Categoría III.

Tabla C – 2. Nivel de integridad y continuidad de servicio

Nivel	Localizador o Trayectoria de planeo		
	Integridad	Continuidad de servicio	MTBO (horas)
1		No demostrada, o inferior a la requerida para el nivel 2	
2	$1 – 10^{-7}$ en todo aterrizaje	$1 – 4 \times 10^{x6}$ en todo período de 15 s	1 000
3	$1 – 0,5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 – 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 15 s	2 000
4	$1 – 0,5 \times 10^{-9}$ en todo aterrizaje	$1 – 2 \times 10^{-6}$ en todo período de 30 s (localizador) 15 s (trayectoria de planeo)	4 000 (localizador) 2 000 (trayectoria de planeo

Nota.- Para los sistemas instalados en el caso de que no se disponga o no pueda calcularse rápidamente el valor de integridad de nivel 2, es necesario realizar, por lo menos, un análisis detallado de la integridad para asegurar un funcionamiento adecuado, a prueba de fallas, del monitor.

2.14.3 Por ejemplo, una instalación ILS de Categoría de actuación II, que satisfaga los criterios de estructura de rumbo del localizador correspondientes a una instalación ILS de Categoría de actuación III hasta el punto "D" del ILS y se ajusta a los objetivos del nivel 3 de integridad y continuidad de servicio, debe indicarse como clase II/D/3.

2.14.4 Las clases ILS son solamente adecuadas al elemente terrestre del ILS. La consideración de categorías operacionales debe incluir, además, factores complementarios tales como la capacidad del explotador, la protección de las áreas críticas y sensibles, criterios de procedimiento y ayudas auxiliares tales como los transmisómetros, la iluminación, etc.

2.15 Modulación de frecuencia y de fase de la portadora ILS

2.15.1 Además de la modulación AM de 90 Hz y 150 Hz deseada de las portadoras RF ILS, puede existir modulación de frecuencia (FM) interferente y modulación de fase (PM) interferente. Esta modulación interferente puede ocasionar errores de centrado en los receptores ILS debido a la detección de la pendiente por la ondulación en la banda de paso de filtro de frecuencia intermedia (IF).

2.15.2 Para que esto ocurra, la frecuencia de la portadora RF traducida debe caer en una frecuencia IF en que la banda de paso tiene una pendiente elevada. La pendiente convierte los cambios de frecuencia de 90 Hz y 150 Hz interferencia a AM de las mismas frecuencias. Similarmente, cualquier diferencia en la desviación FM entre los componentes no deseados de 90 Hz y 150 H se convierte en DDM, lo que a su vez produce un desplazamiento en el receptor. El mecanismo es idéntico para PM y FM, ya que la PM produce un cambio de frecuencia igual al cambio de fase (radiantes) multiplicado por la frecuencia moduladora.

2.15.3 El efecto de la FM o PM interferente se suma vectorialmente a la AM deseada. La FM detectada está en fase o bien en contrafase con la AM, conforme la pendiente de banda de paso en la IF de la portadora sea positiva o negativa. La PM detectada está en cuadratura con la AM, y también puede ser positiva o negativa dependiendo de la pendiente de banda de paso.

2.15.4 La FM o PM interferente procedente de frecuencias distintas de 90 Hz y 150 Hz, pero que pasa por los filtros de tono de 90 Hz y 150 Hz del receptor, también puede producir cambios en la modulación AM de 90 Hz y 150 Hz deseada de la portadora RF ILS, lo que se traduce en un error de desplazamiento DDM en el receptor. En consecuencia, al medir los niveles de FM y PM interferentes, es esencial utilizar filtros de banda de paso audio con una banda de paso de una anchura como mínimo igual a la de los filtros de tono de los receptores ILS. Normalmente estos filtros se insertan en el equipo comercial de ensayo de medición de modulación entre los circuitos de modulación y de medición, para garantizar la medición únicamente de los componentes espectrales de interés para las aplicaciones ILS. A fin de normalizar estas mediciones, se recomienda que el filtro tenga las características siguientes:

Frecuencia (Hz)	Atenuación del Filtro de banda de paso de 90 Hz, dB	Atenuación del Filtro de banda de paso de 150 Hz, dB
≤ 45	-10	-16
85	-0,5	(sin especificación)
90	0	-14
95	-0,5	(sin especificación)
142	(sin especificación)	-0,5
150	-14	0
158	(sin especificación)	-0,5
≤ 300	-16	'10

2.15.5 Los límites máximos preferidos, a continuación, se obtienen de los límites de error de centrado del receptor ILS que se especifican en los documentos ED-46B y ED-47B EUROCAE, basándose en el peor caso observado hasta la fecha de correlación entre los niveles de modulación interferente y errores de centrado:

Tipo de instalación	*Desviación máxima de 90 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 1)*	*Desviación máxima de 150 Hz, FM Hz/PM radianes (Nota 2)*	*Diferencia de desviación, H (Nota 3)*
Localizador, Cat I	135/1,5	135/0,9	45
Localizador, Cat II	60/0,66	60/0,4	20
Localizador, Cat III	45/0,5	45/0,3	15
Trayectoria de planeo, Cat I	150/1,66	150/1,0	50
Trayectoria de planeo, Cat II o III	90/1,0	90/0,6	30

Nota 1.- Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de 90 Hz prescrito en 2.15.4.
Nota 2.- Esta columna se aplica a la desviación máxima de frecuencia o de fase medida con el filtro de tono de 150 Hz prescrito en 2.15.4.

Nota 3.- Esta columna se aplica a la diferencia en la desviación de frecuencia máxima entre mediciones separadas de la FM interferente de 90 Hz (o PM equivalente) y la FM de 150 Hz (o PM equivalente) que se obtiene con los filtros prescritos en la tabla de 2.15.4. La desviación equivalente para los valores PM medidos con 90 Hz y 150 Hz se calcula multiplicando cada medición de PM máxima en radianes por la frecuencia moduladora correspondiente en Hz.

3 TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL VOR/DVOR

3.1 Orientación relativa a la potencia isótropa radiada equivalente (PIRE) y cobertura del VOR/DVOR

Nota.- A menos que se especifique otra cosa, todos los textos de orientación que se citan a continuación se aplican a las señales VOR y DVOR.

3.1.1 La intensidad de campo especificada en la Subparte 3, 3.3.4.2 se basa en la siguiente consideración:

Sensibilidad del receptor de a bordo	- 117 dBW
Pérdidas de la línea de transmisión, pérdidas por desacuerdo, variación de diagrama polar de la antena con respecto a una antena isotrópica	+ 7 dB
	- 110 Dbw

Potencia requerida en la antena

La potencia requerida de -100 dBW se obtiene, a 118 MHz, con una densidad de potencia de -107 dBW/m^2. El valor de -107 dBW/m^2 es equivalente a 90 µV/m, es decir a + 39 dB referidos a 1 µV/m.

Nota.- La densidad de potencia en el caso de una antena isotrópica puede calcularse de la manera siguiente:

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi}$$

donde:

P_d = densidad de potencia, en dBW/m^2,
P_a = potencia en el punto de recepción, en dBW;

λ = longitud de onda en metros.

3.1.2 La PIRE necesaria para obtener una intensidad de campo de 90 µV/m (-107 dBW/m^2) aparecen en la Figura C-13. La intensidad de campo es directamente proporcional al diagrama de elevación de la antena. Los diagramas reales de radiación de las antenas dependen de varios factores, como la altura del centro de fase de la antena por encima del nivel del terreno (AGL), las irregularidades de la superficie, la forma del terreno y la conductividad del suelo y del contrapeso. Sin embargo, se ha dado un valor conservador para tener en cuenta una PIRE más baja en las muescas que están entre los lóbulos de un diagrama de antena de elevación real. En los casos en los que se dispone de datos del sistema más exactos, se permite un cálculo aproximado más preciso del alcance. En el Manual relativo a las necesidades de la aviación civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaración de las políticas aprobadas por la OACI (Doc 9718), puede encontrarse orientación adicional.

3.2 Orientación referente al emplazamiento del VOR

3.2.1 El VOR es susceptible de interferencia por trayectos múltiples a causa del terreno, los edificios, los árboles y las líneas de transmisión de energía circundantes. Por consiguiente, debe tenerse en cuenta el efecto de esto al seleccionar el emplazamiento para una nueva instalación y cuando se examine si los desarrollos propuestos son aceptables en las inmediaciones de los emplazamientos establecidos. El VOR Doppler es más resistente a la interferencia por trayectos múltiples que el VOR convencional y puede usarse para ofrecer una actuación aceptable en emplazamientos con trayectos múltiples que planteen más desafíos.

Nota.- En los documentos EUROCAE ED-52 (comprendida la Enmienda núm. 1), la Orden 6820.10 de la Administración Federal de Aviación de los Estados Unidos y el EUR DOC 015 (primera edición), se proporciona orientación sobre el emplazamiento del VOR.

3.2.2 El impacto de los parques eólicos en el VOR es un problema creciente en muchos Estados debido a un aumento en el interés por fuentes alternativas de energía. Es difícil evaluar el impacto de los parques eólicos en le VOR por diferentes motivos, entre ellos:

a) El efecto acumulativo de un grupo de turbinas puede ser inadmisible, aun cuando el efecto de cada una de ellas pueda aceptarse por separado;
b) Los peores errores pueden experimentarse cuando los álabes de la turbina están en estado estacionario (debido a la alta o baja velocidad del viento). El error real es función de la orientación de la turbina y de la posición de sus álabes en estado estacionario;

c) Es posible que se tengan mayores en el límite de cobertura y a ángulos de baja elevación; y
d) Es improbable que los peores errores puedan confirmarse mediante una inspección de vuelo debido a los factores ya enumerados.

3.2.3 Pueden utilizarse simulaciones por computadora para evaluar el efecto que producen los parques eólicos en el VOR usando la hipótesis del peor de los casos descritas más arriba.

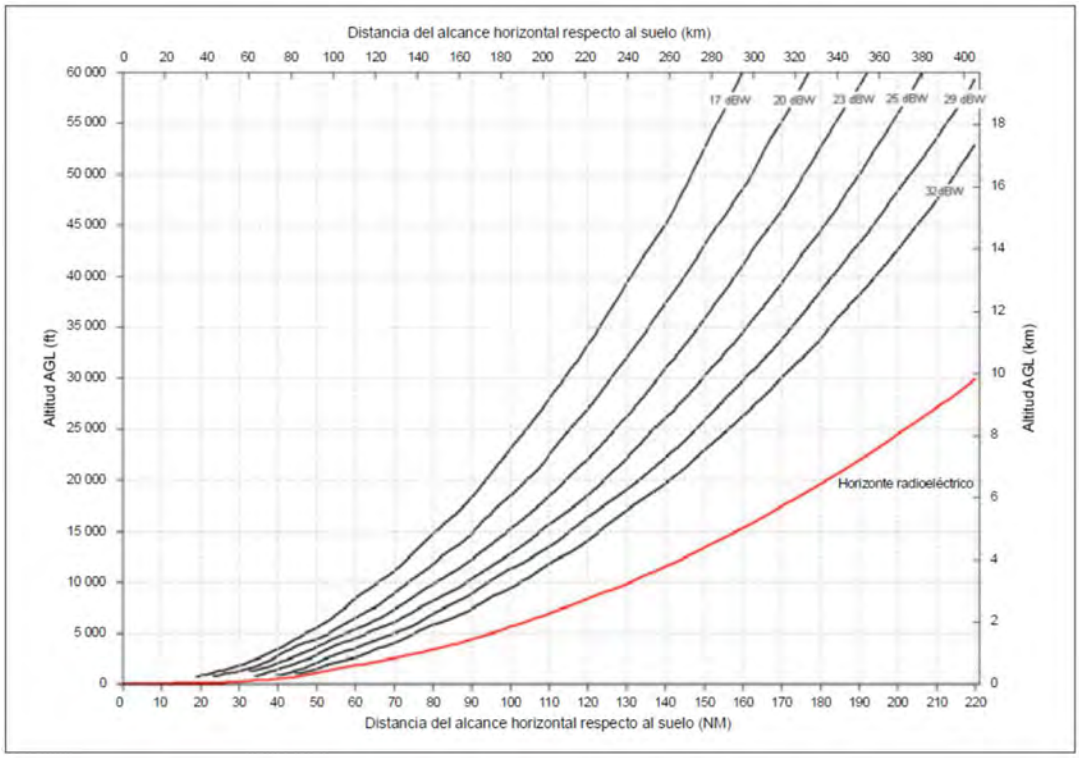


Figura C-13 PIRE necesaria para lograr una intensidad de campo de 90 microvoltios por metro (−107 dBW/m²) como función de la altura sobre el VOR/DVOR y de la distancia desde el VOR/DVOR.

Nota 1.- Las curvas se basan en el modelo de propagación IF -77 con un radio de 4/3 el radio de la Tierra, que se confirmó por medio de mediciones.

Nota 2.- En la orientación que se proporciona se supone que la altura del contrapeso VOR/DVOR por encima del nivel del terreno (AGL) que define el diagrama de antena está a 3 m (10 ft) AGL en un terreno plano. El apantallamiento del terreno reducirá el alcance que puede lograrse.

Nota 3.- La potencia transmitida que se requiere para lograr el valor PIRE indicado depende de la ganancia de la antena transmisora y las pérdidas de cable. Por ejemplo, una PIRE de 25 dBW puede obtenerse con un VOR con una potencia de salida de 100 W, una pérdida de cable de 1 dB y una ganancia de antena de 6dBi.

3.3 (Reservado)

3.4 Criterios relativos a la separación geográfica de las instalaciones VOR

3.4.1 Al utilizar cifras enumeradas en la Tabla C-3, ha de observarse que estas proceden de las formulas convenidas respecto a altitudes específicas. Al aplicar las cifras, las conferencias regionales solo darían protección hasta la altitud y distancia requeridas operacionalmente; valiéndose de las formulas, pueden calcularse criterios respecto a la cualquier a distancia o altitud.

3.4.2 Las cifras enumeradas se han calculado en la hipótesis de que el rechazo eficaz de canal adyacente en el receptor de a bordo sea superior a 60 dB por debajo en el próximo canal asignable.

3.4.3 Los cálculos están basados en la hipótesis de que la protección contra interferencia que se da a la señal deseada contra la señal no deseada es de 20 dB, que corresponde a un error de marcación de menos de 1º, debido a la señal no deseada.

3.4.4 Se reconoce que en el caso de operación en canal adyacente hay una pequeña región en la proximidad de una instalación VOR en la cual puede producirse interferencia a una aeronave que utilice otra instalación VOR. Sin embargo, la extensión de esta región es tan pequeña que la duración de la interferencia seria despreciable, y en todo caso es probable que la aeronave deje de utilizar una instalación para emplear la otra.

3.4.5 Las formulas convenidas para calcular las separaciones geográficas son las siguientes (se podrán sustituir los kilómetros por millas marinas):

A – Separación geográfica mínima (canal común):

ya sea $2\,D_1 + \frac{20 - K}{S}\,km$

en que $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

o $2\,D_1 + \frac{20 - K}{S}\,km$

en que $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

B – Separación geográfica (canal adyacente):

Caso de emplazamiento común

$$< \frac{40 - K}{S}$$

Caso de emplazamiento no común

$$> 2\,D_1 - \frac{40 + K}{S}\,km$$

en que $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

o $2\,D_2 - \frac{40 - K}{S}\,km$

en que $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

Tabla C-3. Valores de distancias de separación geográfica para la operación en canal común

		Instalaciones VOR de igual potencia efectiva radiada		Instalaciones VOR cuya potencia efectiva radiada difiere en 6 dB				Instalaciones VOR cuya potencia efectiva radiada difiere en 12 dB			
		Separación geográfica mínima entre instalaciones es $2D_1 + \frac{20}{S}$ *si* $D_1 > D_2$ o $2D_2 + \frac{20}{S}$ *si* $D_2 > D_1$		Separación geográfica mínima entre instalaciones es $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ *si* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ o $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ *si* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				Separación geográfica mínima entre instalaciones es $2D_1 + \frac{20-K}{S}$ *si* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$ o $2D_2 + \frac{20+K}{S}$ *si* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$			
Altitud m (ft)	S dB/km (NM)	K dB	$\frac{20}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)	K dB	$\frac{K}{S}$ km (NM)	$\frac{20-K}{S}$ km (NM)	$\frac{20+K}{S}$ km (NM)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1 200 (4 000)	0,32 (0,60)	0	61 (33)	6	19 (10)	43 (23)	80 (43)	12	37 (20)	24 (13)	98 (53)
3 000 (10 000)	0,23 (0,43)	0	87 (47)	6	26 (14)	61 (33)	113 (61)	12	52 (28)	35 (19)	137 (74)
4 500 (15 000)	0,18 (0,34)	0	109 (59)	6	33 (18)	76 (41)	143 (77)	12	67 (36)	44 (24)	174 (94)
6 000 (20 000)	0,15 (0,29)	0	128 (69)	6	39 (21)	89 (48)	167 (90)	12	78 (42)	52 (28)	206 (110)
7 500 (25 000)	0,13 (0,25)	0	148 (80)	6	44 (24)	104 (56)	193 (104)	12	89 (48)	59 (32)	237 (128)
9 000 (30 000)	0,12 (0,23)	0	161 (87)	6	48 (26)	113 (61)	209 (113)	12	96 (52)	65 (35)	258 (139)
12 000 (40 000)	0,10 (0,19)	0	195 (105)	6	59 (32)	135 (73)	254 (137)	12	119 (64)	78 (42)	311 (168)
18 000 (60 000)	0,09 (0,17)	0	219 (118)	6	65 (35)	154 (83)	284 (153)	12	130 (70)	87 (47)	348 (188)

Nota.— S, K y el signo de K se definen en 3.4.5.

C – Separación geográfica (canal adyacente) (receptores proyectados para la separación de 100 KHz entre canales en un medio ambiente de 50 KHz de separación entre canales).

Cuando se usen receptores que tengan un rechazo efectivo total de canal adyacente de no más de 26 dB (por ejemplo, cuando se use un receptor de 100 KHz en un ambiente de 50 KHz), la cifra de 40 se sustituirá por 6 en las formulas anteriores de canal adyacente. En ese caso, no debe usarse la fórmula de emplazamiento geográfico común ya que la protección dada puede ser marginal.

Esto conduce a la siguiente fórmula:

$$> 2D_1 + \frac{6+K}{S}\ km$$

en que $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

o $$2D_2 - \frac{6-K}{S}\ km$$

en que $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$

En las formulas anteriores:

D_1D_2 = distancias efectivas requeridas de las dos instalaciones (km).

K = la relación (dB) por lo cual potencia efectiva radiada de la instalación que proporciona cobertura D_1 excede a la instalación que proporciona cobertura D_2.

Nota.- Si la instalación que proporciona cobertura D_2 es la de mayor potencia efectiva radiada, "K" tendrá un valor negativo.

S = pendiente de la curva que indica la intensidad de campo en comparación con la distancia para una altitud constante (dB/km).

3.4.6 las cifras enumeradas en la Tabla C-3 tienen el fin de proporcionar un medio dentro del cual los receptores de a bordo puedan funcionar correctamente.

3.4.6.1 a fin de proteger los receptores VOR calculados para una separación entre canales de 50 KHz, se escogen separaciones mínimas para proporcionar las siguientes relaciones de señal, dentro del espacio servido:

a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) Una señal no deseada separada en 50 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 34 dB;
c) Una señal no deseada separada en 100 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;
d) Una señal no deseada separada en 150 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

3.4.6.2 a fin de proteger los receptores VOR calculados para una separación entre canales de 100 KHz, se escogen separaciones mínimas a fin de proporcionar las siguientes relaciones mínimas de señal, dentro del espacio servido:

a) La señal deseada excede la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) Una señal no deseada separada en 50 KHz de la señal deseada, excede la señal deseada hasta en 46 dB.
c) Una señal no deseada separada en 150 KHz de la señal deseada excede la señal deseada hasta en 50 dB.

3.4.7 El uso de las cifras dadas en 3.4.6 o de otras cifras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis hechas en esta sustitución de un método aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Estas admiten que la variación dela intensidad de la señal en función de la distancia (Factor "S"), a las diversas altitudes de recepción, es válida únicamente dentro del horizonte radioeléctrico y de un ángulo máximo de elevación del VOR de unos 5º. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de gran congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.4.8 El despliegue de la separación de 50 KHz entre canales requiere la conformidad con la Subparte 3, 3.3.2.2 y 3.3.5.7 y la RAB 69, Parte V, Subparte 4, 4.2.4. En aquellos casos en que, debido a circunstancias especiales, sea esencial durante el periodo inicial de conversión de la separación de 100 KHz entre canales a una separación de 50 KHz entre canales, tener en cuenta instalaciones VOR cercanas que no se ajustan a la Subparte 3, 3.3.2.2 y 3.3.5.7 y la RAB 69, Parte V, Subparte 4, 4.2.4 se requerirá una mayor separación geográfica entre estas y las nuevas instalaciones que utilizan la separación de 50 KHz entre canales, para garantizar un error de marcación de menos de un grado, debido a la señal no deseada. En la suposición de que los niveles de banda lateral de la armónica de 9 960 Hz de la señal radiada de dichas instalaciones no excedan los niveles siguientes:

960 HZ	referencia 0 dB
2ª armónica	- 20 dB
3ª armónica	- 30 dB
4ª armónica y siguientes	- 40 dB

Las fórmulas de separación en 3.4.5 deben aplicarse como sigue:

a) Cuando solo sea necesario proteger receptores proyectados para la separación de 50 KHz entre canales, el valor 40 debe remplazarse por el de 20 en la formula B – caso de emplazamiento no común;
b) Cuando sea necesario proteger receptores proyectados para el separación de 100 KHz entre canales, la formula A – caso de canal común – debe aplicarse para la gama de altitudes para las cuales se requiere protección.

3.4.9 Cuando las instalaciones DME/N y las instalaciones VOR funcionan combinadas entre sí, según se describe en la Subparte 3, 3.5.3.3.4 y tienen un volumen de servicio común, las distancias de separación geográfica del canal común y del canal adyacente requeridas por el DME se satisfacen con las distancias de separación del VOR tal como se calculan en esta sección, a condición de que la distancia entre el VOR y el DME no exceda de 600 m (2 000 ft). También existe la posibilidad de interferencia al poner en servicio canales "Y" del DME, ya que entre dos estaciones terrestres DME separadas a 63 MHZ, podría ocurrir interferencia al transmitir y recibir en la misma frecuencia (por ejemplo, las transmisiones del canal 17 Y podrían interferir con la recepción en los canales 80 X y 80 Y). A fin de obviar cualquier insensibilización del receptor terrestre debido a esta interferencia, es necesaria una distancia mínima de separación terrestre de 18,5 km (10 NM) entre instalaciones.

3.5 Criterios respecto a separación geográfica de las instalaciones VOR/ILS

3.5.1 Al usar las cifras de 3.5.3.1 y 3.5.3.2, hay que tener en cuenta que se han hecho las hipótesis siguientes:

a) Que las características del receptor del localizador es la indicada en 2.6.2, y que la del receptor VOR es la que aparece en 3.4.2;
b) Que la relación de protección para el sistema ILS y el sistema VOR es de 20 dB según se indica en 2.6.4 y 3.4.3, respectivamente:
c) Que el punto de protección del ILS se halla a una distancia efectiva de 46,25 km (25 NM), medida a lo largo de la línea de utilización y a una altitud de 1 900 m (6 250ft).

Nota.- Con la introducción de redes de antenas de localizador ILS sumamente direccionales, el punto de protección más crítico no se encontrara a lo largo de la prolongación del eje de la pista. Las antenas direccionales producen puntos de protección critica a distancias máxima, ya sea de ±10º o de ± 35º fuera del eje de la pista. Debe examinarse la protección de esos puntos durante el proceso de asignación de frecuencias.

3.5.2 Aunque las instalaciones VOR e ILS internacionales no aparezcan en la misma frecuencia, puede ocurrir que una instalación VOR internacional comparta provisionalmente la misma frecuencia y, de manera comparable, con una instalación ILS nacional. Por este motivo, se da orientación respecto a la separación geográfica requerida, no solamente para un VOR y una instalación ILS separadas 50 o 100 KHz, sino también respecto a la utilización de un canal común.

3.5.3 Al observar que las características de utilización de los dos equipos difieren, los criterios relativos a la separación geográfica mínima de VOR/ILS, para evitar interferencia perjudicial se expresan separadamente para cada instalación cuando corresponde.

3.5.3.1 Caso de canal común

a) La protección del sistema ILS requiere que el VOR que tiene una ERP de 17 dBW (50 W) este por lo menos a 80 NM del punto de protección del ILS.
b) En el supuesto de un VOR que tenga una ERP de 17 dBW (50) tenga que protegerse para una distancia efectiva de 46,25 km (25 NM) y una altitud de 3000 m (10000 ft), la protección del sistema VOR requiere que el ILS se halle por lo menos a 148 km (80 NM) del VOR.
c) Si se requiere protección del VOR hasta unos 92,5 km (50 NM) y a 6000 m (20000 ft), el ILS debe hallarse a 250 km (135 NM) del VOR, por lo menos.

3.5.3.2 Caso de canales adyacentes. La protección del sistema VOR se obtiene efectivamente sin separación geográfica de las instalaciones. Sin embargo, en el caso de:

a) Un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de 100 KHz y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a 100 KHz, la protección del sistema ILS requiere que un VOR que tenga un ERP de 17 dBW (50) este por lo menos a 9,3 km (5 NM) del punto de protección ILS;
b) Un receptor de localizador proyectado para un espaciado entre canales de 100 KHz y utilizado en un área en que las asignaciones a las ayudas para la navegación estén espaciadas a 50 KHz, la protección del sistema ILS requiere que un VOR que tenga una ERP de 17 dBW (50 W) este por lo menos a 79,6 km (43 NM) del punto de protección ILS.

3.5.4 El uso de las cifras dadas en 3.5.3 o de otras apropiadas a otras distancias y altitudes efectivas, equivale a reconocer las hipótesis básicas hechas en esta sustitución de un método aproximado para calcular la separación, y la aplicación de las cifras solamente será correcta dentro de las limitaciones establecidas por esas hipótesis. Si se necesita una determinación más precisa de las distancias de separación en áreas de congestión de frecuencias, puede hacerse, respecto a cada instalación, a base de las curvas de propagación apropiadas.

3.5.5 Es necesario proteger el sistema ILS contra la interferencia del VOR, cuando la instalación VOR está emplazada cerca de la trayectoria de aproximación ILS. En tales circunstancias, para evitar la perturbación de las señales de salida del receptor ILS debidas a posibles efectos de transmodulacion, conviene utilizar una separación de frecuencias apropiadas entre los canales ILS y VOR. La separación de frecuencias dependerá de la relación entre las densidades de campo del VOR y del ILS, así como de las características de las instalaciones de a bordo.

3.6 Función receptora

3.6.1 Sensibilidad. Después de tener debidamente en cuenta la falta de adaptación de alimentación de la aeronave, la perdida de atenuación y la variación del diagrame polar de la antena, la sensibilidad de la función receptora debe ser tal que proporcione en un gran porcentaje de ocasiones la precisión de la potencia de salida especificada en 3.6.2 con una señal que tenga una intensidad de campo de 90 μV/m o de -107 dBW/m^2.

3.6.2 Precisión. La contribución de error de la instalación de a bordo no excederá ±3º con una probabilidad del 95%.

Nota 1.- La elevación de la contribución de error del receptor tendrá que tomar en consideración:

1) Las tolerancias de las componentes de modulación de la instalación VOR terrestre, como se define en la Subparte 3, 3.3.5;
2) La variación en el nivel de la señal y en la frecuencia de la portadora de la instalación VOR terrestre;
3) Los efectos de las señales VOR e ILS no deseadas.

Nota 2.- La instalación VOR de a bordo no se considera que incluye ninguno de los elementos especiales que pueden ser prescritos para el proceso de la información VOR en la aeronave, y que a su vez puedan introducir errores (por ejemplo, el indicador radiomagnético (RMI)).

3.6.3 Funcionamiento de los banderines de alarma. Idealmente estos banderines deben advertir al piloto de cualquier defecto inaceptable de funcionamiento que pudiera producirse, ya sea en el equipo terrestre o en el de a bordo. A continuación se detalla hasta qué punto pudiera satisfacerse este ideal.

3.6.3.1 El movimiento del banderín se produce por la suma de dos corrientes que se derivan de los elementos de 30 Hz y 9960 Hz de la señal componente de marcación VOR y, por lo tanto, al eliminarse de la portadora radiada estos elementos, aparecen los banderines. Toda vez que el equipo monitor terrestre VOR suprime las componentes de marcación cuando se presenta alguna condición inaceptable en tierra, habrá una indicación inmediata en la aeronave cuando el sistema no se utilizable.

3.6.3.2 La corriente que actúa el banderín depende también de las características AGC del equipo de a bordo y de cualquier ganancia subsecuente al segundo detector del receptor. De este modo, si con un receptor de a bordo ajustado correctamente al banderín de alarma esta justamente fuera de la vista cuando reciba una señal VOR que se ajuste a las características de modulación especificadas en la Subparte3, 3.3.5, el banderín aparecerá nuevamente cuando se produzca una disminución en la característica de ganancia del receptor.

Nota.- Ciertos tipos de receptores utilizan indicaciones nuevamente cuando se produzca una disminución en la característica de ganancia del receptor.

Nota.- Ciertos tipos de receptores utilizan indicaciones de advertencia que no son banderines mecánicos, para cumplir las funciones que aquí se describen.

3.6.4 Susceptibilidad del receptor VOR a señales VOR y de localizador

3.6.4.1 el cálculo del receptor debe permitir su funcionamiento correcto en el medio siguiente:

a) La señal deseada sobrepasa la señal no deseada de canal común en 20 dB o más;
b) Una señal no deseada separada en 50 KHz de la señal deseada, excede a esta última hasta en 34 dB (durante el ensayo en banco del receptor, en el caso de este primer canal adyacente, la señal no deseada se varia sobre la gama de frecuencias de la tolerancia combinada de frecuencias de la estación terrestre (±9 KHz) y del receptor);
c) Una señal no deseada separada en 100 KHz de la señal deseada, excede esta última hasta en 46 dB;
d) Una señal no deseada separada en 150 KHz o más de la señal deseada, excede esta última hasta en 50 dB.

Nota 1.- se reconoce que no todos los receptores cumplen actualmente el requisito b); sin embargo, todos los equipos futuros deben calcularse de modo que satisfagan dicho requisito.

Nota 2.- En algunos Estados, se utiliza una tolerancia menor para la estación terrestre.

3.6.5 Características de inmunidad de los sistemas receptores VOR contra la interferencia causada por señales de radiodifusiones FM en VHF

3.6.5.1 En relación con la Subparte 3, 3.3.8, las características de inmunidad allí definidas deben compararse con una magnitud convenida de supresión del funcionamiento normal del sistema receptor, en presencia de la señal deseada de entrada y en condiciones normales de funcionamiento. Esto es necesario para garantizar que las pruebas del equipo receptor pueden efectuarse en el banco de pruebas en condiciones y con resultados que puedan repetirse y para facilitar la probación consiguiente. Puede obtenerse más información en la Recomendación ITU-R SM.1140 de la UIT, Procedimientos de prueba utilizados en las medidas de las características de los receptores

aeronáuticos que sirven para determinar la compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de unos 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-118 MHz.

Nota.- Los procedimientos de prueba del receptor también figuran en los MOPS (RTCA DO-196 y EUROCAE ED -22B).

3.6.5.2 Las siguientes formulas deben utilizarse para evaluar las posibles incompatibilidades de los receptores que satisfacen los criterios generales de inmunidad a la interferencia especificados en la Subparte 3, 3.3.8. Las formulas proporcionan aclaraciones sobre las características de inmunidad a la interferencia de las emisiones no esenciales (tipo A1), interferencia del canal fuera de banda (tipo A2), interferencia de tercer orden de dos y tres señales (tipo B1) e interferencia por sobrecarga/desensibilización (tipo B2). Puede consultarse más información en la Recomendación ITU-R IS. 1009-1 de la UIT, Compatibilidad entre el servicio de radiodifusión sonora en la banda de aproximadamente 87-108 MHz y los servicios aeronáuticos en la banda 108-137 MHz.

3.7 Precisión del sistema VOR

Nota.- El Anexo 11, Adjunto A, contiene también un texto de orientación sobre la determinación de los valores de performance de los sistemas VOR.

3.7.1 Finalidad. El texto de orientación que sigue trata de proporcionar ayuda en la utilización de los sistemas VOR. No pretende representar normas de separación lateral ni márgenes mínimos sobre los obstáculos, aunque, por supuesto, puede proporcionar un punto inicial para su determinación. El establecimiento de normas de separación o de márgenes mínimos sobre los obstáculos necesariamente habrá que tomar en consideración muchos factores no incluidos en este texto.

3.7.1.1 Explicación de términos. En el texto que sigue se usan términos y expresiones con el significado que a continuación se indica:

a) Error de la señal del radial VOR. La diferencia entre el rumbo magnético nominal hasta un punto de medición respecto a la estación VOR terrestre y la marcación indica por la señal VOR en el mismo punto. El error de la señal del radial VOR se compone de ciertos elementos estables (tales como un error sistemático de alineación de rumbo, y la mayoría de los errores por efecto del emplazamiento y el terreno) y ciertos errores variables de carácter aleatorio. El error de la señal del radial VOR está relacionado únicamente con la estación terrestre y excluye otros factores de error, tales como, errores de equipo de a bordo y elemento de pilotaje.
b) Error de variabilidad del radial VOR. La parte variable del error de la señal del radial VOR que puede esperarse que varíe alrededor del resto, esencialmente constante, del error de la señal del radial VOR. El error de variabilidad del radial es la suma de los errores variables.
c) Error de desplazamiento del radial VOR. La parte del error de señal del radial VOR que es estable y que puede considerarse como fija durante largos periodos de tiempo.
d) Error del equipo VOR de a bordo. El terror atribuible a la incapacidad del equipo instalado en la aeronave para interpretar adecuadamente la información de marcación contenida en la señal del radial. Este error incluye la contribución del receptor de a bordo y de los instrumentos utilizados para presentar la información al piloto.
e) Error VOR compuesto. La diferencia entre la marcación magnética verdadera hasta un punto de medición respecto a la estación VOR terrestre y la marcación indicada por un equipo VOR de a bordo, de precisión establecida. Más sencillamente, este es el error en la información presentada al piloto, teniendo en cuenta, no solamente los errores de la estación terrestre y de la trayectoria de propagación, sino también el error proporcionado por el receptor VOR de a bordo y sus instrumentos. Se emplea el error completo de la señal del radial VOR, tanto fijo como variable.
f) Elemento VOR de pilotaje. El error de la navegación VOR atribuible el hecho de que el piloto no puede mantener o no mantiene la aeronave precisamente en el centro del radial VOR o la marcación que indica el equipo.

g) Error de utilización del sistema VOR. La raíz cuadrada de la suma de los cuadrados del error VOR compuesto y del elemento de pilotaje. Esta combinación puede usarse para determinar la probabilidad de que una aeronave permanezca dentro de límites específicos cuando utilice el VOR.

3.7.3 Calculo de la precisión de utilización del sistema VOR

3.7.3.1 La precisión de utilización del sistema VOR se deduce por la consideración de los siguientes elementos de error:

a) Error de la señal del radial VOR (Eg). Este elemento consta el error del desplazamiento del radial y del error de variabilidad del radial. Se determina por la consideración de factores tales como desplazamiento fijo del radial, supervisión (monitor), efectos de polarización, efectos del terreno y cambios en el medio.
b) Error VOR del equipo de a bordo (Ea). Este elemento engloba todos los factores del sistema VOR de a bordo que introducen errores. (No están incluidos los errores resultantes del uso de la información de brújula en algunas presentaciones VOR).
c) Elemento de pilotaje VOR (Ep). El valor tomado por este elemento es el utilizado en los PANS-OPS (Doc 8168) relativo a la tolerancia de pilotaje.

Nota.- Existe también un error de medición, pero en una discusión generalizada de errores puede considerarse que queda absorbido por los otros valores de error.

3.7.3.2 Como los errores de a), b) y c), cuando se consideran en la totalidad del sistema (no en un radial cualquiera), son variables aleatorias independientes, pueden combinarse a base de la raíz cuadrada de la suma de sus cuadrados, cuando se da a cada elemento el mismo grado de probabilidad. Para fines de este texto se considera que cada elemento tiene una probabilidad del 95%.

Por lo tanto, pueden describirse las siguientes formulas:

Error VOR compuesto = $\sqrt{Eg^2 + Ea^2}$

Error de utilización del sistema VOR = $\sqrt{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}$

3.7.3.3 Los ejemplos que siguen solo se refieren al error de utilización del sistema VOR pero, si se desea, puede determinar asimismo el error VOR compuesto. Mediante estas fórmulas puede evaluarse el efecto sobre el sistema de la mejora o degradación de uno o más elementos del error.

Nota.- Todas las cifras correspondientes al error de la señal del radial VOR se refieren a radiales respecto a los cuales no existe ninguna restricción.

3.7.3.4 Sujeto a las condiciones que se indican en 3.7.1, se considera que una precisión de la utilización del sistema VOR de ±5º, con una probabilidad del 95%, constituye una cifra adecuada que podrán emplear los Estados al planificar la aplicación del sistema VOR (véase, no obstante, 3.7.3.5). Esta cifra corresponde a los siguientes errores de los componentes:
Error de la señal del radial VOR:

±3º (probabilidad del 95%), valor que se alcanza fácilmente en la práctica.

Error del equipo de a bordo del VOR:

±3º (probabilidad del 95%), valor relativo a las características de sistema (véase 3.6.2).

Elemento de pilotaje del VOR:

±2,5º (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

3.7.3.5 Si bien la cifra de ±5º, con una probabilidad del 95%, es una cifra útil que se basa en amplia experiencia y la usan muchos Estados, cabe señalar que solo puede lograrse si los elementos de error que la integran permanecen dentro de ciertas tolerancias. Es evidente que, si los errores que pueden atribuirse a los elementos del sistema VOR son superiores a las cantidades indicadas, el error de utilización del sistema VOR resultante será también superior. Inversamente, en el caso de que algunos o todos los elementos de error del sistema VOR sean inferiores a los que se utilizan en el cálculo anterior, el error de utilización del sistema VOR resultante será también inferior.

3.7.3.6 Los siguientes ejemplos, deducidos también de la práctica, proporcionan a los Estados una orientación suplementaria para fines de planificación:

A Error de la señal del radial VOR:

±3,5º (probabilidad del 95%), utilizado por algunos Estados como error total del sistema terrestre.

Error del equipo de a bordo VOR:

±4º (probabilidad del 95%), reconocida en algunos Estados como la cifra mínima de actuación para algunas clases de operaciones.

Elemento de pilotaje del VOR:

±2,5º (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

Precisión calculada de la utilización del sistema VOR:

±6º (probabilidad del 95%).

B Error de la señal del radial VOR:

±1,7º (probabilidad del 95%), basado en amplias mediciones en vuelo realizadas por un Estado en númerosos VOR.

Error del equipo de a bordo VOR:

±2,7º (probabilidad del 95%), alcanzado en muchas operaciones de las líneas aéreas.

Elemento de pilotaje del VOR:

±2,5º (probabilidad del 95%), de acuerdo con los PANS-OPS (véase también 3.7.3.8).

Precisión calculada de la utilización del sistema VOR:

±4º (probabilidad del 95%),

3.7.3.7 Se puede obtener una aplicación más real del sistema VOR, evaluando los errores tal como de hecho existen en circunstancias particulares, en vez de utilizar generalizaciones que abarquen todo y que pueden dar resultados indebidamente optimistas o pesimistas. En aplicaciones individuales tal vez sea posible emplear un valor de precisión de utilización del sistema inferior a ±5º si uno o más de los elementos de error son más pequeños que los valores usados para calcular la

cifra de ±5º. Por el contrario, un valor de precisión de utilización del sistema mayor que ±5º será necesario cuando se sepa que los radiales son de mala calidad o existen errores de emplazamiento significativos, o debido a otras razones. No obstante, además de ese consejo, también es esencial hacer una advertencia respecto al empleo de valores inferiores de los elementos individuales del sistema (por ejemplo, el error de la señal del radial), dando por sentado que mejorara globalmente la precisión del sistema. Existen pruebas abundantes de que esto quizá no suceda en algunas circunstancias y de que los valores inferiores de la precisión del sistema no deben aplicarse sin más confirmación (por ejemplo, por observación radar) de que se está logrando la mejora de la performance global.

3.7.3.8 Es de notar que en los sistemas angulares tales como el VOR, el error del elemento de pilotaje, expresado como magnitud angular, será mayor a medida que la aeronave se aproxima al origen de la radiación. Así, mientras las contribuciones del error de los sistemas terrestre y de a bordo, expresadas como ángulos, son para todos los propósitos prácticos constantes en todos los alcances, al considerar el sistema global es necesario utilizar cifras precisas que tengan en cuenta la magnitud mayor del error del elemento de pilotaje que ocurre cuando la aeronave se aproxima al VOR. Sin embargo, estos más grandes errores del elemento de pilotaje no dan como resultado grandes desviaciones laterales respecto al rumbo cerca de las instalaciones.

3.8 Puntos de cambio de VOR

El Anexo 11, Adjunto A, contiene el texto de orientación relativo al establecimiento de los puntos de cambio en rutas ATS definidas por le VOR.

4. SISTEMA RADAR DE APROXIMACIÓN DE PRECISIÓN

En las figuras C-14 a C-18 se ilustran algunas de las normas contenidas en la Subparte 3, 3.2.

5. ESPECIFICACIONES PARA RADIOBALIZAS DE 75 MHZ (EN RUTA)

5.1 sistemas de antenas de radiobalizas

5.1.1 Generalidades. El texto siguiente describe los tipos de sistemas de antenas que se utilizan frecuentemente en la práctica actual. Estos tipos constituyen las formas más simples para satisfacer los requisitos normales; en casos especiales pueden ser necesarios sistemas que tengan mejor rendimiento. (Véase la Nota de 5.1.4).

5.1.2 radiobalizas Z

a) Sistema radiante. Consiste en dos bipolos horizontales, perpendiculares entre sí, cada uno de los cuales consta de dos elementos radiantes de media onda, cuyos centros se encuentran espaciados a media longitud de onda aproximadamente, y montados a un cuarto de longitud de onda por encima del contrapeso. Se ajustan las corrientes en los bipolos y sus respectivos elementos de modo que:

    1) La corriente en un grupo de bipolos respecto a la del otro grupo sea igual pero defiera 90º en fase;
    2) Las corrientes en los elementos radiantes de una antena bipolo determinada sean iguales y estén en fase.

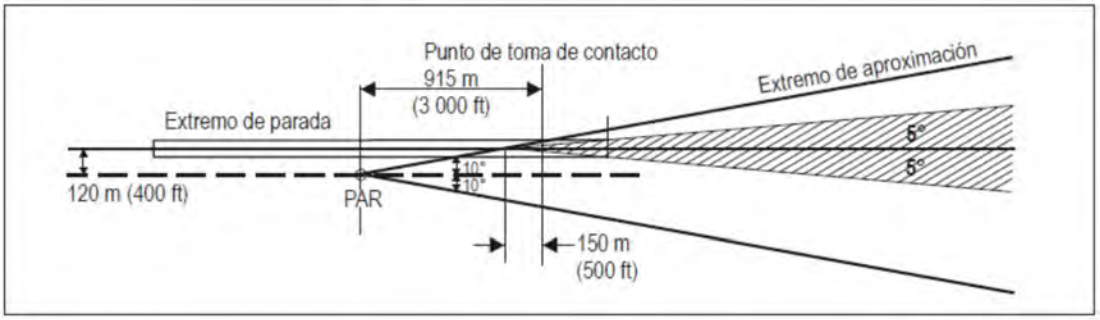


Figura C-14. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 120 m (400 ft), cuando esté alineado para explorar a cada lado del QDR de la pista un ángulo de ±10°

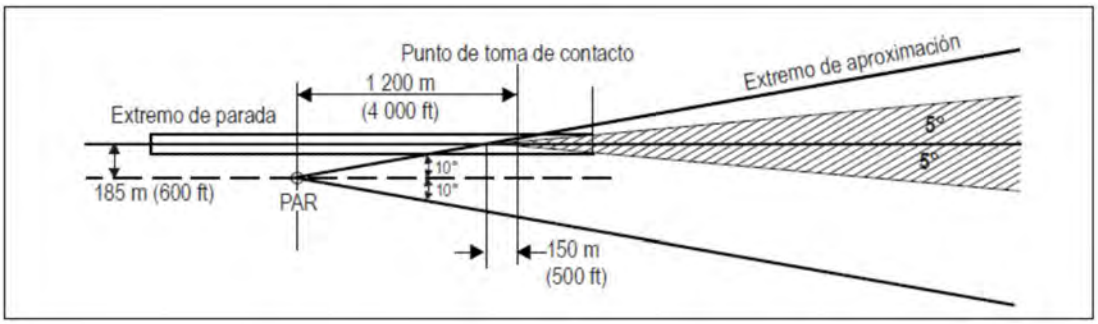


Figura C-15. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 185 m (600 ft), cuando esté alineado para explorar a cada lado del QDR de la pista un ángulo de ±10°

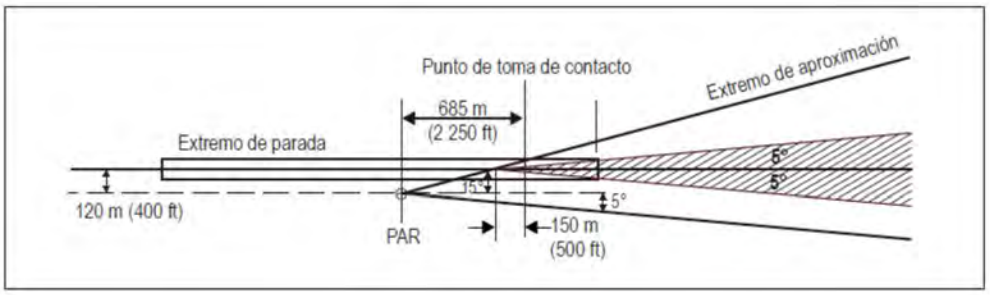


Figura C-16. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 120 m (400 ft), cuando esté alineado para explorar 5 y 15° respecto al QDR de la pista

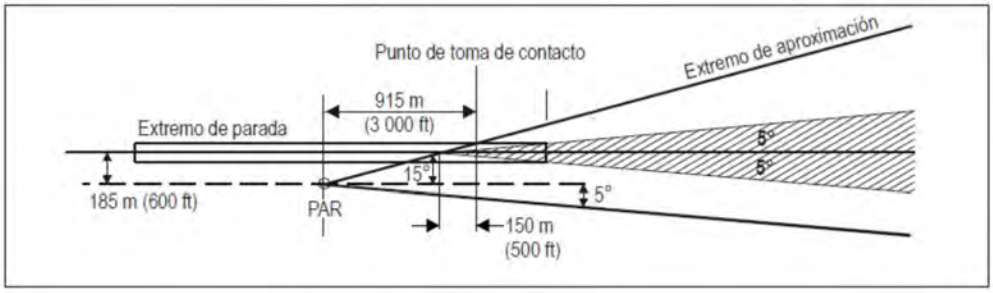


Figura C-17. Retroceso mínimo del PAR respecto al punto de toma de contacto, para una desviación de 185 m (600 ft), cuando esté alineado para explorar 5 y 15° respecto al QDR de la pista

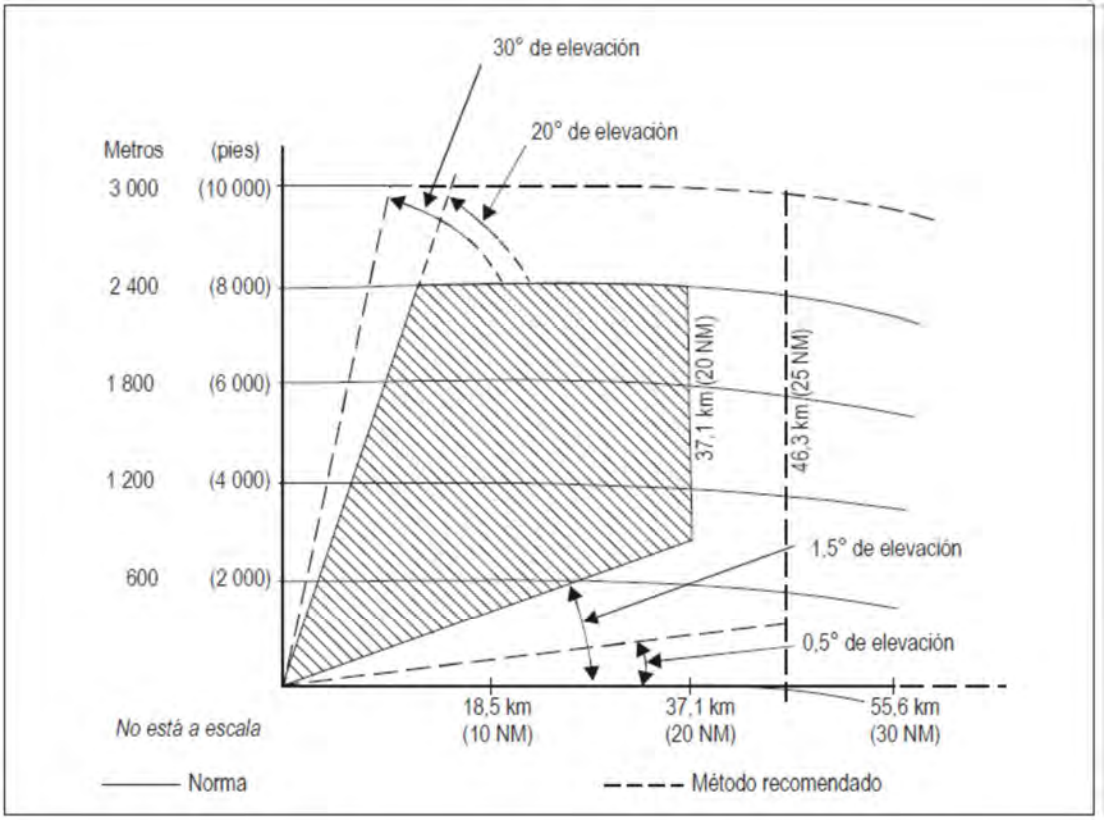


Figura C-18. SRE del sistema radar de aproximación de precisión — Cobertura vertical para una aeronave con 15 m² de área de eco

b) Contrapeso. Contrapeso cuadrado, con dimensiones mínimas de 9m X 9 m, generalmente a una altura de alrededor de 1,8 m (6ft) por encima del terreno, y si de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de 7.5 cm X 75,5 cm.

5.1.3 Radiobalizas de abanico para uso solamente a bajas altitudes (radiobalizas de abanico de poca potencia). Sistema radiante capaz de proporcionar la intensidad de campo indicada en la Subparte 3, 3.1.7.3.2.

5.1.4 Radiobalizas de abanico para uso general (radiobalizas de abanico de gran potencia)

a) Sistema radiante. Un sistema radiante consiste en cuatro elementos radiantes colineales horizontales de media onda (aproximada) montados aproximadamente a un cuarto de longitud de onda por encima del contrapeso. La corriente en casa uno de los elementos de la antena debe estar en fase y debe tener una relación de 1:3:3:1.

   Nota Pueden alterarse la distribución de corriente entre los elementos y la altura de estos por encima del contrapeso, a fin de obtener diagramas que satisfagan requisitos especiales de operación. Pueden obtenerse diagramas verticales mejores para algunas exigencias de operaciones, ajustando la altura de los bipolos sobre el contrapeso a un valor igual a ¼ de la longitud de onda, o mayor; pero menor de ½ longitud de onda.

b) Contrapeso. Contrapeso rectangular, con dimensiones mínimas de 6m X 12m, generalmente a un altura de alrededor de 1,8 m (6 ft) por encima del terreno, y si es de malla de alambre, el tamaño de la malla no excederá de 7,5 cm X 7,5 cm.

5.2 Clave de identificación para radiobalizas de abanico utilizadas con un radiofaro direccional de cuatro rumbos

5.2.1 Las radiobalizas de abanico situadas en los haces de un radiofaro direccional de cuatro rumbos no requieren normalmente una señal de identificación que se refiera a un lugar determinado, sino solamente una señal que indique el haz a que corresponden.

5.2.2 En el caso de un radiofaro direccional de cuatro rumbos que no tenga más que una baliza en cualquiera de los haces, es práctica común identificar la baliza por una raya simple, si se halla en el haz dirigido hacia el norte verdadero o próximo al norte en el sentido de las agujas del reloj (dirección este), e identificar la baliza de los otros haces por medio de dos, tres o cuatro rayas, según correspondan al segundo, tercero o cuarto haz, contado desde el norte en el sentido de las gujas del reloj. Cuando a un haz de radiofaro direccional de cuatro rumbos corresponda más de una radiobaliza de abanico, la baliza más próxima a la estación se identifica solamente por medio de rayas, la siguiente en proximidad por dos puntos que precedan a las rayas, la tercera por tres puntos que precedan a las rayas, y así sucesivamente.

Nota.- En ciertas circunstancias especiales el sistema de clave mencionado puede conducir a ambigüedades cuando dos radiobalizas correspondientes a haces de radiofaros direccionales distintos, pero que se superponen, se encuentren geográficamente cerca uno de otro. En dichos casos es conveniente utilizar una clave de identificación característica a una de las radiobalizas.

6. TEXTO DE ORIENTACIÓN REFERENTE AL NDB

6.1 Texto de orientación relativo a los requisitos de intensidad de campo del NDB en las latitudes comprendidas entre 30ºN y 30ºS

6.1.1 Con el fin de obtener un servicio satisfactorio dentro de la cobertura nominal de un NDB situado en latitudes comprendidas entre 30ºN y 30ºS, se requeriría un valor mínimo, de intensidad de campo de 120 µV/m, excepto cuando la experiencia práctica en la operación de los NDB a lo largo de varios años haya revelado que una intensidad mínima de campo de 70 µV/m, seria adecuada para satisfacer todas las necesidades de las operaciones. En algunas áreas determinadas se requerirían valores de intensidad de campo notablemente superior a 120 µV/m. Tales zonas son:

a) Indonesia y Papua Nueva Guine, Myanmar, Peninsula Malaya, Tailandia, Republica Democratica Popular Lao, Kampuchea Democratica, Viet Nam y Australia septentional;
b) Region del Caribe y partes septentrionales de America del Sur;
c) Africa central y sudcentral.

6.1.2 La intensidad de campo de 120 μV/m se basa en la experiencia práctica obtenida hasta la fecha y supone una transacción entre lo que es conveniente técnicamente y lo que es posible facilitar desde un punto de vista económico.

6.2 Texto de orientación respecto al significado y aplicación de la cobertura nominal y de la cobertura efectiva

6.2.1 Cobertura nominal

6.2.1.1 La cobertura nominal, tal como se define en la Subparte 3, 3.4.1, es un modo de designar la actuación real del NDB, en forma mensurable, que depende de la frecuencia, de la potencia radiada y de la conductividad de la trayectoria entre el NDB y un punto en el límite en que se especifica el valor mínimo de intensidad de campo.

6.2.1.2 Se ha comprobado que la cobertura nominal es un medio útil de facilitar la planificación regional y que, en algunos casos, puede relacionarse con la cobertura efectiva.

6.2.1.3 La aplicación de la asignación de frecuencias se rige por los siguientes criterios:

6.2.1.3.1 Las frecuencias debes distribuirse geográficamente teniendo en cuenta la cobertura nominal de los NDB en cuestión, para que la relación entre la intensidad de la señal de todo NDB en el límite de su cobertura nominal y la intensidad total de campo debida a las estaciones con canal común y de las estaciones con canales adyacentes (con el suficiente margen para las características de selectividad de un receptor típico de a bordo) no sea menor de 15 dB durante el día.

6.2.1.3.2 Las cifras estipuladas en el Adjunto B deben aplicarse, según convenga, al determinar el margen que ha de concederse para la atenuación de las señales de canales adyacentes.

6.2.1.4 De la aplicación de la cobertura nominal al planeamiento de despliegue de frecuencias se desprende que, a menos que se especifique lo contrario, la protección contra interferencia perjudicial solo puede lograrse dentro de la cobertura nominal de un NDB y además únicamente si la potencia radiada del NDB se ajusta para proporcionar, dentro de límites relativamente estrechos, la intensidad de campo que se necesita en el límite de la cobertura nominal. En las zonas en las que hay muchos NDB, todo NDB que suministre una señal cuya intensidad en el límite de su cobertura nominal exceda a la convenida en la región de que se trate, ocasionara en general interferencias perjudiciales dentro de las coberturas nominales de NDB de canal común o de canal adyacente del área interesada, y limitara el número de NDB que puedan instalarse en la región dentro del espectro disponible. Por lo tanto, es importante no aumentar la potencia radiada más de lo necesario, para suministrar la cobertura nominal, especialmente durante la noche, cuando la propagación ionosferica puede dar lugar a interferencia a través de grandes distancias, a menos que se haga en coordinación con las autoridad de las estaciones que probablemente resulten afectadas (véase la Subparte 3, 3.4.3).

6.2.1.5 El planeamiento de frecuencias se facilita considerablemente si se utiliza un valor común de intensidad mínima de campo dentro de la cobertura deseada.

6.2.1.6 La gran experiencia adquirida ha demostrado que en las zonas que tienen un nivel de ruido relativamente bajo como Europa, la cifra de 70 μV/m es satisfactoria.

6.2.1.6.1 La experiencia ha demostrado también que la cifra de 120 μV/m es generalmente satisfactoria para las zonas de alto nivel de ruido, pero que es inadecuada en las zonas donde el nivel del ruido es muy alto. Respecto a tales zonas puede servir de orientación general la información que se da en 6.3.

6.2.2 Relación con la cobertura efectiva

6.2.2.1 La cobertura nominal puede tener una correlación muy estrecha con la cobertura efectiva en las siguientes circunstancias:

a) Cuando la intensidad de campo mínima dentro de los límites de la cobertura nominal es tal que la mayoría del tiempo sobrepasa suficientemente la intensidad de campo correspondiente al ruido atmosférico y de otras clases, para asegurar que este no deformara la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable;
b) Cuando la relación de la intensidad de la señal deseada con la de las interferentes excede del valor mínimo requerido en todos los puntos dentro de la cobertura, con el fin de asegurar que las señales interferentes no deformen la información presentada en la aeronave hasta el punto de hacerla inutilizable.

6.2.2.2 Como normalmente la señal más baja dentro de la cobertura es la que tienen lugar en su límite, tales circunstancias indican que en el límite, la intensidad de campo debe ser tal que su relación con los niveles de ruido atmosférico aseguren la recepción de indicaciones utilizables en la aeronave la mayor parte del tiempo y que, respecto al valor límite, el planeamiento general debe asegurar que la relación de su valor con el de las señales interferentes excede la mayor parte del tiempo del valor requerido.

6.2.2.3 Aunque el valor de 70 µV/m utilizado para el despliegue de frecuencias ha demostrado ser favorable en Europa (es decir, al norte de los 30º de latitud) al proporcionar valores de cobertura que se aproximan mucho a la cobertura efectiva la mayor parte del tiempo, no hay suficiente experiencia para demostrar la conveniencia del valor de 120 µV/m, para aplicación general en áreas de alto nivel de ruido. Se espera que las coberturas nominales donde hay alto nivel de ruido, basadas en un valor límite de 120µV/m, sean, en muchas ocasiones, mucho mayores que la cobertura efectiva lograda. En dichas áreas, con objeto de asegurar una correlación más aproximada entre la cobertura nominal y el promedio de la cobertura efectiva lograda, tal vez sea conveniente elegir un valor límite que se base más estrechamente en la proporción del ruido en esas áreas con el ruido en áreas en las que se ha determinado satisfactoriamente un valor límite (por ejemplo, Europa), o determina un valor apropiado, obtenido de un examen estadístico de coberturas efectivas logradas, respecto a un NDB del área cuyo rendimiento se conozca.

6.2.2.4 Sin embargo, es importante considerar que los valores mínimos de intensidad de campo que se basan en la simple comparación de niveles de ruido en distintas áreas tal vez sean insuficientes, porque factores tales como frecuencia con que se produce el ruido, su carácter y efecto en el receptor de a bordo y la clase de operación área de que se trate pueden en conjunto modificar las relaciones determinadas en esta forma.

6.2.2.5 Los valores de ruido diurno y según la estación en distintas partes del mundo se han publicado en el Informe núm. 322 del antiguo CCIR de la UIT.

6.2.2.5.1 La correlación de esos valores con las condiciones locales reales y la derivación de las relaciones de señal/ruido requeridas para que la operación del equipo ADF sea efectiva, es un problema que requiere más estudio.

6.2.3 Cobertura efectiva

6.2.3.1 La cobertura efectiva, según se define en la Subparte 3, 3.4.1 es la zona que rodea un NDB dentro de la cual puede obtenerse en un momento determinado información útil para la operación de que se trate. Por lo tanto, es la medida de la actuación de un NDB en las condiciones prevalecientes.

6.2.3.2 La cobertura efectiva está limitada por la relación de la intensidad de la señal constante (sin desvanecimientos) recibida del NDB al “ruido” total interceptado por el receptor ADF. Cuando esta relación es menor que el valor límite no se obtienen marcaciones útiles. También debe observarse que la cobertura efectiva de un NDB puede limitarse en algunos casos al alcance de la señal de identificación utilizable.

6.2.3.3 La intensidad de la señal recibida del NDB depende de:

a) La potencia suministrada a la antena del NDB;
b) La eficacia de radiación de la antena, que varis según la altura de la misma y otras características del sistema radiante;
c) La conductividad de la trayectoria entre el NDB y el receptor que puede variar considerablemente entre un sitio y otro, y cuya variación es siempre menor sobre tierra que sobre el mar;
d) La radiofrecuencia de trabajo.

6.2.3.4 El "ruido" admitido por el receptor depende de:

a) El ancho de banda del receptor;
b) El nivel del ruido atmosférico, que varía según la zona geográfica de que se trate, la hora del día y la estación del año y que puede llegar a niveles muy altos durante tormentas locales;
c) El nivel de la interferencia producida por otras emisiones de radio en la misma frecuencia o en frecuencias adyacentes, que depende en gran parte de la cantidad de NDB en la zona de que se trate y de la eficacia del planeamiento regional;
d) El nivel de ruido debido al ruido eléctrico en la aeronave o al ruido industrial (originado por motores eléctricos, etc.), cuando la cobertura del NDB abarca áreas industriales.

6.2.3.4.1 Debe observarse que el efecto del ruido depende de las características del receptor ADF y del equipo relacionado con el mismo y también de la naturaleza del ruido (es decir: ruido continuo, ruido impulsivo).

6.2.3.5 Otro factor que limita la cobertura efectiva del NDB tiene lugar por la noche, cuando actúan en sentido opuesto las componentes de la señal que se propagan respectivamente en el plano horizontal (propagación de onda directa) o por reflexión en la ionosfera (propagación de onda ionosferica). Cuando hay esta acción mutua entre dichos componentes, que llegan al receptor ADF con una diferencia de fase, se producen errores de marcación (efecto nocturno).

6.2.3.6 vemos, por consiguiente, que la "cobertura efectiva" del NDB depende de tantos factores, algunos de los cuales son variables, que es imposible especificar la cobertura efectiva de un NDB de una manera simple. De hecho, la cobertura efectiva de todo NDB varía según la hora del día y la estación del año.

6.2.3.6.1 Por consiguiente, todo intento de especificar una cobertura "efectiva" a cualquier hora del día o del año, da como resultado o bien una cifra de cobertura tan pequeña (ya que sería la cobertura obtenida en las peores condiciones de ruido atmosférico, etc.) que dará una idea errónea de la eficacia del NDB, o bien traerá consigo una instalación de potencia tan elevada y de sistemas de antena tan costosos (para suministrar la cobertura requerida en las peores condiciones) que la instalación de dicho NDB quedaría excluida generalmente al considerar los costos de instalación y operación. No puede darse una formula específica para determinar que cobertura nominal sería equivalente a una cobertura efectiva deseada y la relación debe determinarse regionalmente.

6.2.3.7 Los que están interesados en los aspectos operacionales que tiene la cobertura del NDB, consideraran normalmente los requisitos en función de una "cobertura operacional conveniente" y en la planificación regional será generalmente necesario interpretar dichos requisitos en relación con una cobertura de la que puedan obtenerse las características esenciales del NDB requerido y que definirán también el área que ha de ser protegida contra interferencias perjudiciales. No puede darse ninguna fórmula específica para determinar que cobertura nominal sería equivalente a una cobertura conveniente para las operaciones y la relación debe determinarse regionalmente.

6.2.3.8 Algunos Estados han recopilado datos sobre NDB y su cobertura efectiva, y la recopilación de una información de ese tipo sería un medio práctico para determinar la cobertura efectiva en función de la cobertura nominal de las instalaciones de un área dada: dicha información seria también útil para la futura planificación regional. Con objeto de reducir el número de factores que hay que tener en cuenta al determinar la cobertura efectiva, sería conveniente fijar ciertos criterios para

determinar el límite de la cobertura útil en relación con la reacción del indicador de marcación. Los datos a que se hace referencia más arriba, junto con la medición de la verdadera intensidad de campo dentro de la cobertura del NDB, permitirían también determinar la eficacia de las instalaciones existentes y proporcionarían una orientación para hacer las mejoras que sean necesarias para lograr la cobertura efectiva deseada.

6.3 Cobertura del NDB

6.3.1 Introducción

6.3.1.1 Los estudios siguientes se han basado en los datos más reciente de que dispone la UIT sobre propagación y ruido. Se incluyen en este adjunto como orientación general respecto al planeamiento NDB. Hay que señalar especialmente las hipótesis que se hicieron.

6.3.1.2 Al hacer uso de esta información, debe examinarse detenidamente la validez de la hipótesis respecto a las condiciones particulares que se estén considerando y debe tomarse nota, especialmente, de que las relaciones señal/ruido supuestas requieren mucho más estudio antes de que puedan aceptarse como representativas de las relaciones que limitan la recepción útil.

6.3.2 Hipótesis

1. Frecuencia de trabajo – 300 KHz.

   Sin embargo, cuando se estima apropiado se mencionan frecuencias de 200 y 400 KHz.

2. a) conductividad media del suelo:

$$(\sigma = 10^{-13} \text{ e.m.u.})$$

   b) conductividad media, agua del mar:

$$(\sigma = 4{,}10^{-11} \text{ e.m.u.})$$

3. El nivel de ruido atmosférico (RMS) que es probable que predomine: 1) de día, 2) de noche, sobre masas de tierra, dentro de los márgenes de latitud mencionados. (Los valores de ruido previstos se han extraído de la Recomendación ITU-R P.372-6 y se han tomado como ruido medio, de día y de noche, durante los periodos equinocciales, es decir, los valores que es probable que se excedan durante el 20 al 25% del año).
4. Potencias de entrada a la antena del NDB de:

   a) 5kW
   b) 1kW
   c) 500W
   d) 100W
   e) 50W
   f) 10W

5. Los siguientes valores medios de eficiencia de radiación de la antena, es decir:

$$\left[\frac{\text{Potencia radiada}}{\text{Potencia de entrada a la antena}}\right]$$

Potencia de entrada Eficiencia de radiación

	a la antena	de la antena
a)	5 kW	20%(-7 dB)
b)	5kW	10%(-10dB)
c)	1kW	8%(-11dB)
d)	500W	5%(-13dB)
e)	100W	3%(-15dB)
f)	50W	2%(-17dB)
g)	10W	1%(-20dB)
h)	10W	0,3%(-25dB)

(i) La cifra correspondiente a a) se incluye es posible conseguir esa eficiencia mediante el uso de un sistema de antena más perfeccionado que le que corrientemente emplea.

(ii) La cifra correspondiente a h) se incluye porque ambos NDB de poca potencia utilizan antenas muy ineficientes.

6. Una banda de admision del receptor ADF de 6 KHz.
7. Relaciones requeridas de señal (mediana) a ruido (RMS) de:
   a) 15 dB de día;
   b) 15 dB de noche.

6.3.3 Resultado de los estudios

A- Intensidades minimás de campo requeridas en el limite de la cobertura nominal:

Latitud	*Durante el dia para una relación S/R de 15 dB*	*Durante la noche para una relación S/R de 15 dB*
5°N – 5°S	320 µV/m (+50 dB)	900 µV/m (+59 dB)
5° – 15°N y S	85 µV/m (+39 dB)	700 µV/m (+57 dB)
15° – 25°N y S	40 µV/m (+32 dB)	320 µV/m (+50 dB)
25° – 35°N y S	18★µV/m (+25 dB)	120 µV/m (+42 dB)
>35°N y S	18★µV/m (+25 dB)	50 µV/m (+35 dB)

El asterisco al lado de una cifra indica que puede ser necesario un valor mayor de intensidad de campo – probablemente 2 o 3 veces los valores indicado (+6 a +10 dB) – en presencia de gran ruido de aeronaves o industrial, o ambos.

A. Cobertura de NDB (expresada en funcion del radio de un circulo, en kilometros, en cuyo centro se halla el NDB), que puede preverse de conformidad con las suposiciones hachas:

1) De dia, sobre tierra y para una relaicon S/R de 15 dB en el limite de la cobertua:

	Potencia de entrada a la antena			
	(a)	*(b)*	*(c)*	*(d)*
Latitud	*5 kW*	*5 kW*	*1 kW*	*500 W*
5°N – 5°S	320	300	170	120
5° – 15°N y S	510	470	320	250
15° – 25°N y S	>600	600	450	350
25° – 35°N y S	>600★	>600★	600★	500★
>35°N y S	>600★	>600★	>600★	500★

	Potencia de entrada a la antena			
	(e)	*(f)*	*(g)*	*(h)*
Latitud	*100 W*	*50 W*	*10 W*	*10 W*
5°N – 5°S	50	30	10	<10
5° – 15°N y S	150	90	40	10
15° – 25°N y S	220	160	70	45
25° – 35°N y S	330★	250★	130★	80★
>35°N y S	330★	250★	130★	100★

2) Durante la noche, sobre tierra y para una relacion S/R de 15 dB en el limite de la cobertura:

	Potencia de entrada a la antena			
	(a)	*(b)*	*(c)*	*(d)*
Latitud	*5 kW*	*5 kW*	*1 kW*	*500 W*
5°N – 5°S	190	150	85	50
5° – 15°N y S	210	180	110	70
15° – 25°N y S	320	300	170	120
25° – 35°N y S	390	390	280	200
>35°N y S	390	390	390	310

	Potencia de entrada a la antena			
Latitud	*(e) 100 W*	*(f) 50 W*	*(g) 10 W*	*(h) 10 W*
5°N – 5°S	20	<10	<10	<10
5° – 15°N y S	25	15	<10	<10
15° – 25°N y S	50	30	10	<10
25° – 35°N y S	100	70	25	15
>35°N y S	180	120	50	30

6.3.3.1 En todas las tablas anteriores debe observarse que:

a) Las distancias se indican en kilometros, de conformidad con la practica de la UIT;
b) Las cifras de las ultimás columnas, con encabezamiento de 10 W, estan calculadas sobre la hipotesis de que el NDB de baja potencia emplea una antena muy poco eficiente (vease 6.3.2, hipotesis 5 h);
c) Un asterisco junto a una cifra indica que la cobertura puede reducirse por el ruido de las aeronaves y el industrial.

6.3.3.2 Tambien ha de observarse que:

a) Si se usase una frecuencia de 200 KHz en vez de la de 300 KHz esto no afectaria apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero aumentaria la cobertura de los radiofaros de mayor alcance y mayor potencia (por ejemplo, los que tienen un alcance de 150 km o más), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un 20%;
b) Si se utilizase una frecuencia de 400 KHz en vez de la de 300 KHz esto no afectaria apreciablemente a la cobertura de los NDB de corto alcance y baja potencia, pero disminuira la cobertura de los radiofaros de mayor potencia y alcance (por ejemplo, los que tienen un alcance de 150 km omás), si se comparan con los que aparecen en las tablas, en un 20%;
c) El uso de un receptor ADF con una banda más estrecha proporcionaria, siendo iguales las otras cosas, una cobertura más amplia para la misma potencia radiada del NDB, o para la misma cobertura, una relaicon efectiva señal/ruido mejorada.

Por ejemplo, si se empleara una banda de admision de 1 KHz en lugar de 6 KHz la cobertura podria aumentarse hasta en un 30% para la misma potencia radiada, o alternativamente, la relacion efectiva señal/ruido podria aumentarse hasta en 8 dB;

d) Si un sector de la cobertura de un NDB esta sobre el mar, puede esperarse una mayor cobertura dentro de dicho sector, debido a:
   1) Mejor propagacion de la onda terrestre sobre el mar, que sobre tierra;
   2) El nivel de ruido, que es maximo sobre tierra, a menudo disminuye muy acentuadamente al aumentar la distancia desde tierra. Asi pues, podria suponerse que las distancias que aparecen en las tablas podrian aumentarse en un 30 % de dia y en un 20 % de noche cuando la trayectoria pase sobre el mar;
e) Sin embargo, si el radiofaro esta emplazado en un isla alejada de másas de tierra (por ejemplo, en medio del Pacifico o del Atlantico, pero no en el Caribe), su cobertura es probable que sea mucho mayor, especialmente en lastitudes tropicales, que la que se indica en las tablas; y en tales casos pueden suponerse para la cobertura cifras similares a las que aparecen para las latitudes superiores a los 35ºN y S, para todas las latitudes, debido a que el nivel de ruido atmosferico que predomina en medio del oceano es mucho más bajo si se

compara con el que se experimenta sobre las másas de tierra o en las proximidades de las mismás.

6.3.4 Limitacion de la cobertura de un radiofaro, durante la noche, debido al “efecto nocturno”:

a) Las distancias a que es probable que sean iguales las componentes de la onda terrestre y de la onda ionosferica, del campo recibido, durante la noche, son las siguientes:

Frecuencias	*Sobre tierra*	*Sobre mar*
200 kHz	500 km	550 km
300 kHz	390 km	520 km
400 kHz	310 km	500 km

b) Las distancias a que es probable que la componente de la onda terrestre del campo recibido exceda de la componente de la onda ionosferica en 10 dB, durante la noche, son las siguientes:

Frecuencias	*Sobre tierra*	*Sobre mar*
200 kHz	300 km	320 km
300 kHz	230 km	300 km
400 kHz	200 km	280 km

c) No es probable, por tanto, que puedan obtenerse marcaciones seguras, de noche, debido a la accion mutua de las dos componentes del campo recibido, a distancias mucho mayores que las indicadas en 6.3.4 b). Estas distancias son independientes de la potencia del NDB.
d) Además, ha de observarse que si bien en las trayectorias de buena conductividad sobre tierra el efecto nocturno sera importante solamente a distancias algo mayores que las indicadas, en cambio sobre trayectorias de mala conductividad el efecto nocturno tal vez sea más pronunciado a distancias mucho más cortas. Eso tambien dependera en cierto grado de las caracteristicas del sistema de radiacion.

6.4 Consideraciones que afectan a la operación de los NDB

6.4.1 Profundidad de modulacion

6.4.1.1 al especificar que la profundidad de modulacion debe mantenerse lo más cerca posible del 95 %, debe observarse que en las frecuencias usadas para los NDB las pequeñas antenas generalmente utilizadas pueden afectar la profundidad de modulacion efectiva del sistema NDB debido a la atenuacion de las bandas laterales.

6.4.1.2 en este orden de frecuencia las antenas son normalmente solo una pequeña fraccion de una longitud de onda; por consiguiente son altemente reactivas y tienden a tener un Q elevado.

6.4.1.3 el efecto se ilustra en la Figura C-19 que se compilo a base de las mediciones hechas por un Estado. La frecuencia de modulacion en esas mediciones fue de 1020 Hz. Si se utilizase una frecuencia de modulacion más baja el efecto seria menor.

6.4.1.4 con objeto de deducir la atenuación, deberian hacerse tentativas para reducir el Q de la antena. Eso puede efectuarse de dos maneras, ya sea aumentado su capacidad o su resistenacia.

6.4.1.5 La inserción de resistencia adicional en una antena desperdicia potencia, mientras que el aumento de capacidad no la desperdicia. Además, el efecto de aumentar la capacidad es reducir el voltaje a traves del sistema y por lo tanto disminuir los problemas de aislamiento.

6.4.1.6 Por estas razones, se considera conveniente aumentar la capacidad de la antena mediante el uso de una carga terminal, por ejemplo, la llamada capacidad terminal tipo paraguas.

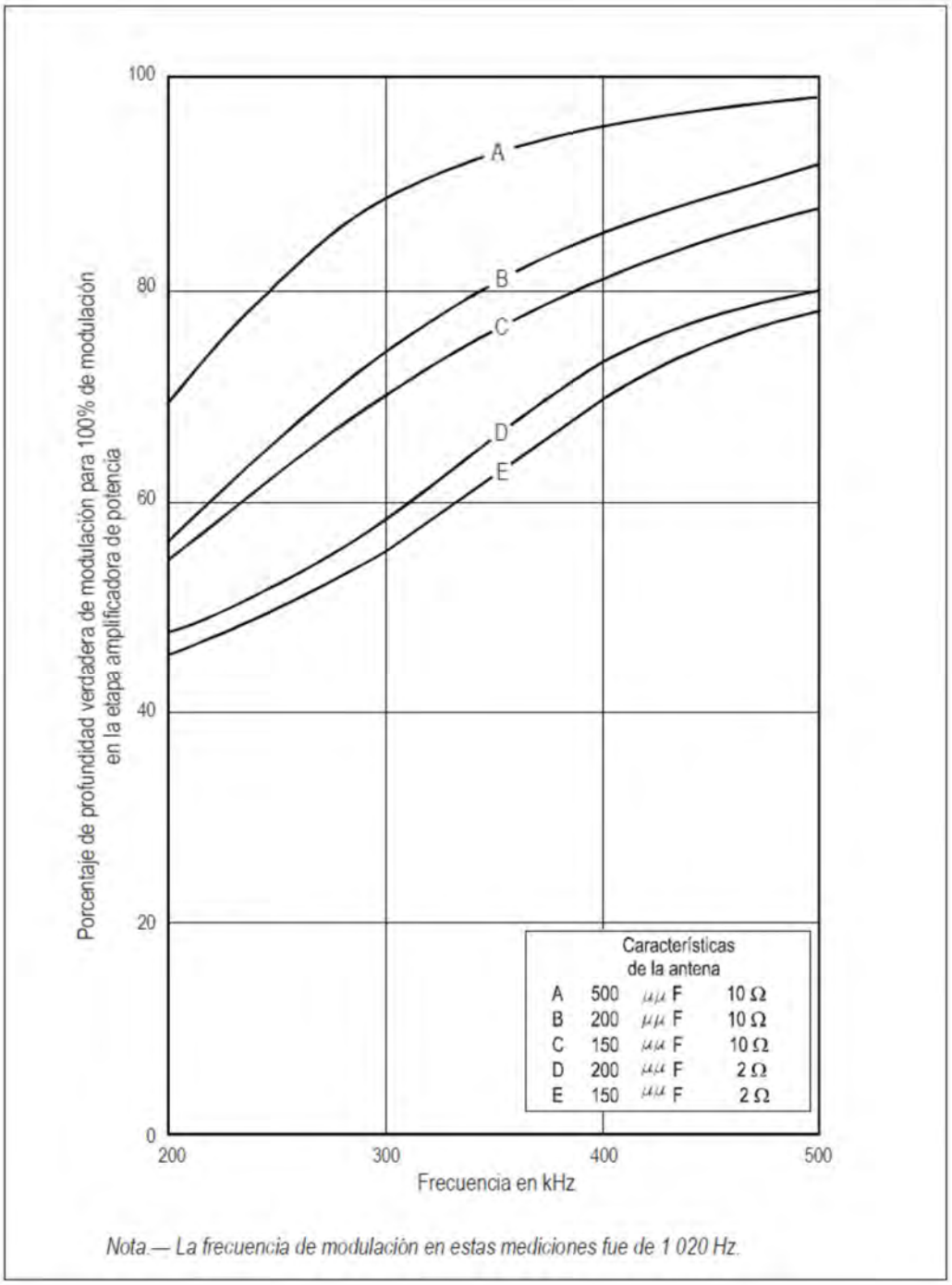


Figura C-19. El efecto del Q de la antena en la profundidad de modulación de la señal radiada

6.4.2 Sistemas de Tierra

El planeamiento de frecuencias se hace partiendo de la hipotesis de que se mantendra en el valor correcto la intensidad de campo. Si la resistencia de tierra es alta (es decir, un sistema de tierra insuficiente) no solo sera baja la frecuencia de radiacion, sino que la potencia radiada sera sensible

a los cambios que se produzcan en las condicioines climatologicas y otros factores que afecten a la perdida de tierra. En todos los casos, el sistema de tierra ha de ser el mejor posible teniendo en cuenta las circunstancias locales.

6.5 Consideraciones que afectan la eleccion de frecuencias de modulaicon para los NDB NON/A2A

El reconocimiento del hecho de que los receptores modernos ADF de banda estrecha tienen caracteristicas de selectividad mejoradas, requiere que se considere que, en la medida que la atenuacion de las bandas laterales de audio de esos receptores da por resultado una reduccion de la profundidad efectiva de modulacion de la señal, se reduce consiguientemente la distancia a que se obtiene identificacion satisfactoria. En tales circunstancias se considera que 400 Hz proporcionarian mejor servicio de identificacion que 1020 Hz. Sin embargo, hay pruebas de que en condiciones de alto ruido atmosferico la frecuencia más alta de 1020 Hz puede proporcionar una señall más facilmente legible.

7. TEXTOS RELATIVOS AL DME

7.1 Texto de orientacion relativo al DME/N y al DME/P

7.1.1 Eficacia del sistema

7.1.1.1 La eficacia del sistema depende conjuntamente de la distorsion de enlace descendente, del tiempo muerto del transpondedor de tierra, de la distorsion de enlace ascendene y de la eficacia del procesador de señales del interrogador. Dado que estos componente de la eficacia son estadisticamente independientes, pueden calcularse por separado y combinarse, despues, para obtener la eficacia total del sistema. El efecto de un solo componente se define como el porcentaje de las respuestas validas procesadas por el interrogador en respuesta a sus porpias interrogaciones, suponiendo que ninguno de los otros componentes esta presente. La eficacia total del sistema es el producto de los factores correspondientes a cada componente.

7.1.1.2 Al calcular la eficacia del sistema, deberia tenerse en cuenta el número de respuestas perdidas asi como la precision de la medicion de distancia efecfuada a base de las respuestas recibidas. La perdida de respuestas puede provenir de la interferencia de la señal debida a distorsion o de que el transpondedor ha recibido interrogaciones durante tiempo muerto. Las respuestas que contienen errores importantes y que, por lo tanto, son rechazadas por el procesador de señales del interrogador, tambien deberian considerarse como respuestas perdidas cuando se calcule el componente de la eficacia.

7.1.1.3 El porcentaje de interferencias por distorsion depende del plan de asignacion de canales, de la carga del trafico, y de las anchuras de banda del transpondedor de tierra y del receptor del interrogador. Debido a que el modo FA tiene una anchura de banda de receptor mayor que el modo IA, es más susceptible a interferencias. Estos factores fueron tenidos en cuenta en la deficion del sistema DME/P y normalmente consideracion especial por parte de las autoridades encargadas de la operación.

7.1.2 Distorsion de enlace descendente

La distorsion de enlace descendente tiene lugar cuando las interrogaciones validas en el transpondedor de tierra son interferidas por interrogaciones simultaneas procedentes de otras aeronaves , lo que da como resultado la perdida de señal o errores en la medicion del tiempo de llegada. Esta carga aire-a-tierra no deseada es funcion del número de aeronaves que interrogan en las cercanias del transpondedor que esta prestando servicios y de la correspondiente distribucion de frecuencias de interrogacion y amplitudes de señal recibidas en el transpondedor.

Nota.- La distorsion de transpondedor a transpondedor es objeto de control por parte de las autoridades encargadas de la asignacion de canales.

7.1.3 Distorsion de enlace ascendente

La distorsion de enlace ascendente tiene lugar cuando las respuesas validas en el interrogador son interferidas por otros transpondedores, lo que da como resultado la perdida de señal o errores en la medicion del tiempo de llegada de los impulsos. Esta distorsion puede deberse a interferencia de cualquier transpondedor cuya frecuencia se encuentre dentro de la anchura de banda del interrogador, incluso de aquellos en la misma frecuencia, pero con una codificacion de impulsos distinta. Esta carga tierra-a-aire no deseada es funcion del número de transpondedores en las cercanias del interrogador y de la correspondiente distribucion de frecuencias de respuesta y amplitudes de señal recibidas en el interrogador.

7.1.4 Eficacia del procesador del interrogador

La eficacia del procesador de señales del interrogador es el cociente entre el número de respuestas procesadas por el interrogador y el número de interrogaciones libres de distorcion y de efectos de tiempo muerto del transpondedor. Esta eficacia depende del nivel de umbral de los impulsos de respuesta y del nivel de ruido del receptor.

7.1.5 Relacion entre el número de aeronaves a las que se presta servicio y la velocidad de transmisión

7.1.5.1 La especificacion de la velocidad maxima de transmision del transpondedor establece el nivel maxiimo de potencia media del transmisor. En la Subparte 3, 3.5.4.1.5.5 se recomienda que el transpondedor tenga una capacidad de velocidad de transmision de 2700 pares de impulsos por segundo, si se ha de prestar servicio a 100 aeronaves. Estos valores representan la carga normal del transpondedor impuesta por el servicio a 100 aeronaves. Para determinar la capacidad de valocidad de transmision real que deberia existir en una instalacion determinada, durante condiciones de transito punta, es necesario calcular el nuemro maximo de interrogadores. Para calcular la carga de interrogacion impuesta al transpondedor, deberia tenerse en cuenta lo siguiente:

a) El número de aeronaves que constituye la carga de transito punta;
b) El número de interrogadores que cada aeronave utiliza;
c) La distribucion de los modos de funcionamiento de los interrogadores utilizados (por ejemplo, busqueda, aproximacion incial, aproximacion final, ensayo desde el suelo);
d) La frecuencia adecuada de repeticion de impulsos, segun lo indicado en la Subparte 3, 3.5.3.4.

7.1.5.2 Dada la carga de interrogacion resultante del transito punta, asi como la eficacia de respuesta del transpondedor en presencia de dicha carga, puede calcularse la velocidad de respuesta resultante estableciendo, por ese medio, la capacidad requerida del transmisor. Esta velocidad de respuesta es el nivel que, cuando se excede del mismo, da como resultado una reduccion de la sensibilidad del receptor (segun se especifico en la Subparte 3, 3.5.4.2.4) a los efectos de mantener la velocidad de respuesta en este valor maximo o por debajo del mismo.

7.1.6 Emplazamiento del DME asociado con el ILS o el MLS

7.1.6.1 Cuando se posible, el DME deberia proporcionar al piloto una indicacion de distancia cero en el punto de toma de contacto para satisfacer las necesidades operacionales actuales.

7.1.6.2 El emplezamiento optimo del transpondedor DME depende de varios factores y operacionales. El DME/N puede instalarse con el ILS o el MLS cuando los requisitos operacionales asi lo permiten. El DME/P, que proporciona más precision y cobertura en toda la region de la pista,

se requiere para apoyar operaciones más flexibles y avanzadas tales como las que se llevan a cabo utilizando el MLS.

7.1.6.3 En el caso del DME/N, la indicacion de distancia cero puede lograrse emplazando el transpondedor tan cerca como sea posible del punto en el cual se requiere dicha indicacion. Alternativemente, el retardo del transpondedor puede ajustarse, a los efectos de permitir que los interrogadores de la aeronave indiquen la distancia cero a una distancia determinada de la antena del DME. Cuando la distancia cero del DME se indica con una referencia que no se la antena del DME, deberia considerarse la publicacion de dicha informacion.

7.1.6.4 En el caso del DME/P y para satisfacer los requisitos de precision y cobertura, particularmente en la region de la pista, se recomienda que dicho equipo se emplace en un punto tan cercano como fuere posible a la instalacion MLS de azimut, en forma compatible con los criterios de franqueamiento de obstaculos. Para las aeronaves con plena capacidad MLS, la indicacion de distancia cero deseada puede obtenerse utilizando los datos basicos MLS. Observese que el retardo del transpondedor DME/P no debe ajustarse a esos efectos.

7.1.6.5 Es conveniente que todos los usuarios obtengan indicacion de distancias cero en el punto de toma de contacto, independientemente del equipo de a bordo que se utilice. Esto exigiria emplazar el DME/P en la transversal a la pista por el punto de toma de contacto. En este caso los requisitos de precision del DME/P no se verian satisfechos sobre la pista. Debe señalarse que la palabra 3 de datos basicos MLS permite solo la codificacion de las coordenadas DME/P denro de ciertos limites.

7.1.6.6 Si un MLS/DME/P y un ILS/DME/N sirieran a la misma pista, una aeronave equipada con una capacidad MLS minima puede obtener una indicacion de distancia cero en el emplazamiento del azimut de aproximacion MLS cuando realice operaciones con el MLS, y una indicacion de distancia cero en el punto de toma de contacto cuando realice operaciones con el ILS. Dado que esta circunstancia es operacionalmente inaceptable, especialmente desde el punto de vista ATC, y si no es posible la agrupacion de tres frecuencias ILS/MLS/DME, para no tener que modificar el emplazamiento del DME/N, ha de aplazarse la implantacion del DME/P hasta que se retire el DME/N.

7.1.6.7 Debe publicarse el emplazamiento nominal de la indicacion de distancia cero suministrada por el interrogador DME/N.

7.1.6.8 Al considerar los posibles emplazamientos del DME, tambien es necesario tener en cuenta factores tecnicos tales como la longitud de la pista, el perfil, terreno local y la altura de la antena del trasnpondedor, para asegurar niveles de señal adecuados en las cercanias del umbra y a lo largo de la pista, y tambien, el volumen de cobertura requerido (circular o sectorial). Tambien debe tenerse cuidado de que, cuando se requiera informacion de distancia en la region de la pista, el emplazamiento escogido no haga que el interrogador pierda seguimiento debido a un excesito regimen de cambios de velocidad (es decir, el desplazamiento lateral de la antena DME debe escogerse con cuidado).

7.1.7 Para poder tener en cuenta los diseños de antena, las caracteristicas del equipo y los volumenes de servico reales, en 7.1.8 y 7.1.9, se proporcionan las relaciones de señales necesarias para garantizar la operacion libre de interferencias de las distintas instalaciones que operan en canales DME. Conocidas estas relaciones, la separacion geografica de las instalaciones puede evaluarse rapidamente teniendo en cuenta las perdidas de potencia a lo largo de los trayectos de propagacion.

7.1.8 Relaciones de señal deseada – señal no deseada (D/U) en el receptor de a bordo

7.1.8.1 En la tabla C-4 se indican las relaciones de señales D/U necesarias para que la señal de respuesta deseada del transpondedor en el receptor de a bordo quede protegida de otras frecuencias compartidas/frecuencias adyacentes, con el mismo codigo/distinto codigo, y de otras combinaciones no deseadas de señales de respuesta del transpondedor que pudieran existir. El prerrequisito de

cualquier calculo en el que intervengan las relaciones proporcionadas es que se mantenga la densidad de pontencia minima que se requiere del DME deseado en todo el volumen de cobertura publicado para fines operacionales. Para las asignaciones iniciales, deberian utilizarse las relaciones D/U necesarias para proteger el equipo de a bordo con rechazo de decodificador de 6µs. Al efectuar una asignacion, cada instalacion deberia tratarse como la fuente de señales deseadas mientras que la otra deberia suponerse como fuente de señales no deseadas. Si ambas instalaciones satisfacen determinados requisitos en materia de D/U, entonces puede efectuarse la asignacion de canales.

Tabla C-4. Relaciones de protección D/U (dB)

Tipo de asignación	A	B
Frecuencia compartida:		
Mismo código de impulso	8	8
Distinto código de impulso	8	−42
Primera frecuencia adyacente:		
Mismo código de impulso	$-(P_u-1)$	−42
Distinto código de impulso	$-(P_u+7)$	−75
Segunda frecuencia adyacente:		
Mismo código de impulso	$-(P_u+19)$	−75
Distinto código de impulso	$-(P_u+27)$	−75

Nota 1.— Las relaciones D/U que aparecen en la columna A protegen a aquellos interrogadores DME/N que funcionen en los canales X o Y. La columna A se aplica al rechazo del decodificador de 6 µs.

Nota 2.— Las relaciones D/U que aparecen en la columna B protegen a aquellos interrogadores DME/N o DME/P que utilicen discriminación con arreglo a 3.5.5.3.4.2 y 3.5.5.3.4.3 del Capítulo 3 y proporcionen rechazo de decodificador con arreglo a 3.5.5.3.5 del Capítulo 3.

Nota 3.— P_u es la potencia de cresta radiada aparente de la señal no deseada, en dBW.

Nota 4.— El requisito de protección de frecuencias depende de los diagramas de antena de la instalación deseada y no deseada y de la PIRE de la instalación no deseada.

Nota 5.— Al evaluar la protección del canal adyacente, el valor de la relación D/U de la columna A no debería ser superior al valor correspondiente de la columna B.

7.1.8.2 Para consiguiente, la asignacion de canales DME depende de lo siguiente:

a) Asignacion de canales compartido: Este caso se da cuando tanto las señales deseadas como las no deseadas funcionan en un canal (W,X,Y o Z) es decir, frecuencias compartidas, mismo codigo. La relacion de señales D/U debe ser por lo menos de 8 dB en todo el volumen de servicio.
b) Asignacion de frecuencias compartidas, distiont codigo: este caso se da cuando una instalacion funciona en el canal X y otra en el canal W. Se aplica tambien a una combinacion analoga del canal Y con el canal Z.
c) Asignacion de la primera frecuencia adyacente, mismo codigo: este caso se da cuando tanto las instalaicones deseadas como las no deseadas son de los tipos W,X,Y o Z.
d) Asignacion de la primera frecuencia adyacente, distinto codigo: este caso se da cuando una instalacion funciona en el canal X y la otra en el canal W, pero con un desplazamiento de

frecuencias de 1 MHz entre las frecuencias de respuesta del transpondedor. Se aplica tambien a una combinacion analoga del canal Y con el canal Z.

e) Asignacion de la segunda frecuencia adyacente, mismo o distinto codigo: en general no es necesario proteger las frecuencias de las combinaciones de frecuencias segundas adyacentes. Sin embargo, debe prestarse especial atencion a la Nota 4 de la Tabla C-4, particularmente si la instalacion no deseada es un transpondedor DME/P.

7.1.9 Consideraciones especiales en materia de asignacion de canales Y y Z del DME

La asignacion de canales para el DME es tal que la frecuencia de respuesta del transpondedor para cada canal Y o X es la misma que la frecuencia de interrogacion de otro canal del DME. Cuando la frecuencia de respuesta de un DME coincida con la frecuencia de interrogacion de un segundo DME, los dos transpondedores deberias estar separados una distancia mayor que la distancia del horizonte radioelectrico que los separa. La distancia del horizonte radioelectrico se calcula teniendo en cuenta las elevaciones de las entenas de los dos transpondedores.

7.1.10 consideraciones especiales para el DME/P asociado con el ILS

7.1.10.2 Cuano se prece utlizar la informacion de distancia del DME/P en toda el ara termina, el transpondedor debe activarse con pares de impulsos de interrogacion con la separacion y la frecuencia nominales correctas, si la densidad de potencia de cresta en la antena del transpondedor es de 93 dB W/M^2 como minimo. Este nivel de sensibilidad se basa en los valores de la Subparte 3, 3.5.4.2.3.1 y se aplica al DME/P en modo IA, cuando se tenga la intencion de que a este nivel el DME/P en modo IA cumpla con la eficacia de respuesta DME/N y cmoo minimo con la precision de DME/N.

7.1.11 Consideraciones relativas al transceptor de acceso universal (UAT)

7.1.11.1 Los criterios de planificacion de frecuencias para asegurar la compatibilidad entre el DME y el UAT figuran en la Parte II del Manual del transceptor de acceso universal (UAT) (Doc 9861)*.

7.2 Texto de orientacion relativo unicamente al DME/N

7.2.1 Cobertura del DME/N

7.2.1.1 Con la Figura C-20 puede determinarse si una instalacion en particular puede proporcionar el volumen de cobertura protegido para la frecuencia requerida. Se emplea el modelo de propagacion IF-77 para la peridda de propagacion en trayectos sin obstrucciones.

7.2.1.2 Cuando un DME proporcione cobertura usando una antena DME direccional o una bidireccional, debe tenerse en cuenta el diagrama de antena en cuanto al azimut y elevacion para obtener todo el beneficio que ofrecen los requisitos de separacion reducida fuera del lobulo principal de las antenas. Los diagramas de radiacion real de las antenas dependen de varios factores, incluida la altura del centro de fase de la entea, la altura del contrapeso del DME por encima del nivel del terreno (AGL), las irregularidades de la superficie, la forma del terreno, la elevacion del emplazamiento por encima del nivel medio del mar (MSL) y la conductividad del suelo y del contrapeso. Para una cobertura en condiciones dificiles de terreno y emplazamiento, puede ser necesario aumentar adecuadamente la potencia isotropa radiada equivalente (PIRE). En cambio, la experiencia practica ha mostrado que, en condiciones favorables de emplazamiento y en aquellas condiciones menos pesimistas que a menudo se encuentran en el servicio real, se logra una operacion satisfactoria del sistema con una PIRE menor. Sin embargo, para tener en cuenta una PIRE menor en las muescas que estan entre los lobulos de un diagrama de antena de elevacion real, se recomienda los valores de la Figura C-20.

Nota.- En el Manual relativo a las necesidades de la aviacion civil en materia de espectro de radiofrecuencias, que incluye la declaracion de las politicas aprobadas por la OACI (Doc 9718), puede encontrarse orientacion adicional.

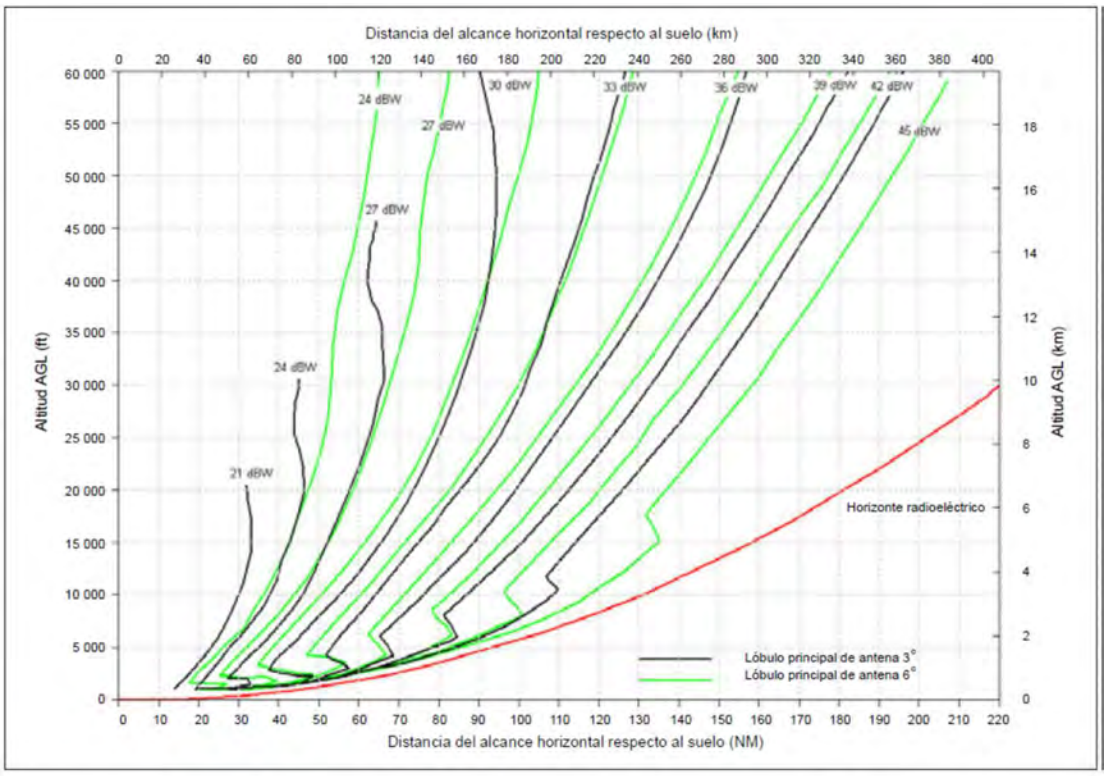


Figura C-20. PIRE necesaria para lograr una densidad de potencia de –89 dBW/m² como función de la altura sobre el DME y de la distancia desde el DME

Nota 1.- Las curvas se basan en el model de propagacion IF-77 con un radio de 4/3 el de la Tierra, que se confirmo por medio de mediciones.

Nota 2.- El horizonte radioelectrico de la Figura C-20 es para una antena DME localizada a 5m (17 ft) AGL en terreno plano. El apantallamiento del terreno reducira el alcance que puede lograrse.

Nota 3.- Si la antena se localiza a una altura significativamente mayor que la antena de referencia hipotetica, el horizonte radioelectrico y la densidad de potencia aumentaran.

7.2.2 PIRE de las instalaciones DME/N

7.2.2.1 La cifra de densidad de potencia prescrita en la Subparte 3, 3.5.4.1.5.2 se basa en el siguiente:

Sensibilidad del receptor de a bordo -120 dBW
Perdidas de la linea de transmision, perdidas por desacuerdo, variacion de diagrama polar de la antena con respecto a una antena isotropica +9 dB.

Potencia requerida en la antena -111 dBW

7.2.2.2 En la Figura C-20 se dan los valores nominales de la PIRE necesaria para lograr una densidad de potencia de -89 dBW/m^2. Cuando se trate de cobertura en condiciones deficiles de

terreno y emplazamiento, pudiera resultar necesario aumentar la PIRE de manera apropiada. Por el contrario, en condiciones de emplazamiento favorables, puede lograrse la densidad de potencia especificada con una PIRE inferior.

7.2.3 DME-DME RNAV

7.2.3.1 El DME se usa cada vez más para apoyar operaciones de navegacion de area (RNAV). Aunque el uso del DEM para apoyar dichas operaciones no impone ningun requisito adicional en el sistema DME, si plantea algunas cuestiones adicionales, en comparaicon con el uso tradicional del DME con el VOR para dar apoyo a operaciones convencionales. Dichas cuestiones se analizan en forma sucinta a continuacion.

7.2.3.2 El posicionamiento DME/DME se basa en la posicion de triangulaicno del sistema RNAV de la aeronave a partir de los alcances de varios DME desde los emplazamientos de las instalaciones DME que se registran en la base de datos de la aeronave. La precision resultante de la solucion de posicion depende del alcance de los DME y de su geometria relativa. Por consiguiente, se necesitan algunas mediciones adicionales para garantizar que la infraestructura DME y de su geometria relativa. Por consiguiente, se necesitan algunas mediciones adicionales DME y que sus emplazamientos proporiconen la geometria adecuada que satisfaga los requisitos de precision. Para procedimientos de aproximacion y salida tambien es necesario confirmar que la intensidad de la señal sea adecuada y que no haya bloqueos o desbloqueos falsos debido a multiples trayectos. Al asegurarse de que se cuente con DME suficientes, tambien es importante identificar cualquier DME critico (es decir, los DME que deben funcionar para que se garantice la actuacion necesaria).

7.2.3.3 Los errores en los emplazamientos de instalaciones DME publicados originaran errores en la posicion RNAV. Por lo tanto, es importante que las posiciones de los DME se levanten correctamente y que se apliquen procedimientos adecuados para garantizar que los datos de los emplazamientos se publiquen en forma correcta. Para las instalaciones DME emplazadas en el mismo lugar que el VOR, la posicion de los DME deberia levantarse por separado y publicarse si la distancia de separacion excede de 30 m (100ft).

Nota.- En los PANS-AIM (Doc 10066),
Apéndice 1, figuran las especificaciones relativas a la calidad de los datos y publicacion de la informacion sobre emplazamiento del DME.

7.2.3.4 Al usar el DME para RNAV, los receptores de aeronave del DME de barrido no verifican, por lo comun, la identificacion del DME. Por lo tanto, eliminar la identificacion de un DME durante operaciones de prueba y mantenimiento no garantiza que las señales no se usaran para fines operacionales. Deben reducirse al minimo las medidad de mantenimiento que puedan proporcionar informacion falsa.

Nota 1 En el Doc 8071 se proporciona orientacion adicional sobre la inspeccionn de vuelo de los procedimientos DME-DME RNAV.

Nota En el documento de EUROCONTROL-GUID-0114 (disponible en http://www.eurocontrol.int/ eatm/public/standard_page/gr_lib.html) y en la pagina correcpondiente a la PBN del sitio web de la OACI http://www.icao.int/pbn figura orientacion adicional sobre la evaluacion de la infraestructura de navegacion para apoyar los procedimientos RNAV.

7.3 Texto de orientacion relativo unicamente al DME/P

7.3.1 Descripcion del sistema DME/P

7.3.1.1 El DME/P es un elemento integrante del sistema de aterrizaje por microondas que se describe en la Subparte 3, 3.11. El formato de señal del DME/P define dos modos de funcionamiento inicial (IA) y aproximacion final (FA).

El modo IA es compatible y puede ser puesto en interfuncionamiento con el DME/N y esta diseñado para proporcionar precisiones mejoradas durante las etapas iniciales de aproximacion y aterrizaje. El modo FA proporciona una precision considerablemente mejorada en la reguion de aproximacion final. Ambos modos se combianan en una unica instalacion terrestre DME/P y las caracteristicas del sistema estan concebidas de modo que las funciones del DME/N y del DME/P pueden combinarse en un unico interrogador. Los modos IA y FA se identifican mediante codigos de impulsos que se especifican en la Subparte 3, 3.5.4.4. En el sector de aproximacion MLS, la cobertura del DME/P alcanza, por lo menos, a 41 km (22NM) a partir del transpondedor de tierra. Se tiene la intencion de que el interrogardor no funcione en le modo FA a distancias mayores de 13km (7NM) a partir del emplazamiento del transpondedor, aunque la transcion desde el modo IA puede iniciarse a una distancia de 15 km (8 NM) del transpondedor. Estas cifras fueron escogidsas en la hipotesis de que el transpondedor se instale más alla del extremo de parada de la pista a una distancia de aproximadamente 3600 m (2NM) del umbral.

7.3.1.2 Una importante causa posible del deterioro de la precision, que sule encontrarse en las fases finales de la operacion de aproximacion y aterrizaje, es al interferencia por trayectos multiples (reflejo de señal). El modo FA del DME/P reduce al minimo estos efectos utilizando un procesamiento de impulsos por la señal de banda ancha con bordes anterioes de rapido tiempo de aumento y midiendo el tiempo de llegada en un punto bajo del impulso recibido, donde este no ha sido aun afectado en forma importante por los trayectos multiples. Lo anterior contrasta con los impulsos de timepo de aumento más lento y de umbral más alto, generalmente en le nivel de 50%, que se utilizan en el DME/N.

7.3.1.3 Debidio a que el modo FA se utiliza a distancias inferiores a 13 km (7 NM) el transmisor puede proporcionar un nivel de señal adecuado para satisfacer la precision requerida sin que el impulso de rapido tiempo de aumento transgreda los requisitos en materia de espectro del impulso del transpondedor. La utilizacion del umbral de 50% y de un receptor de banda estrecha en el modo IA permite lograr una performance adecuada pero menos exigente hasta los limites de cobertura. El transpondedor determina el modo de interrogacion que utiliza el codigo de interrogacion a los efectos de temporizar el retardo de respuesta a partir de la referencia de medicion adecuada. El modo IA puede ponerse en funcionamiento con el DME/N permitiendo que se utilice un interrogador DME/N con un transpondedor DME/P para obtener, por lo menos, la presicion lograda con el transpondedor DME/N. Analogamane, puede utilizarse un interrogador DME/P junto con un transpondedor DME/N.

7.3..2 Presicion del sistema DME/P

7.3.2.1 Requisitos en materia de presicion del DME/P

7.3.2.1.1 Cuando se considera el requisito en mateeria de presicion del DME/P, las operaciones que pueden llevarse a cabo en el volumen de servicio delmodo de aproximacion final tienden a dividirse en dos grupos. Lo anterior ha llevado a la definicion de dos normas de precision para el modo de aproximacion final:

a) Norma de precision 1: Es la menos exigente y esta concebida para la mayoria de las operaciones CTOL.
b) Norma de precision 2: Proporciona más precision que puede resultar necesaria para las operacionies VTOL y STOL, las maniobras de enderezamiento CTOL con guia de elevacion MLS y las salidas de pista CTOL a gran velocidad.

7.3.2.1.2 En la Tabla C-5 se muestran las aplicaciones del DME y los requisitos normales de precisión. Esta inforamacion sera util para seleccionar la norma de precision apropiada a fin de satisfacer el requisito operacional correspondiente. Los calculos se basaron en una distancia de 1768

m (5800 ft) entre la antena del DME y el umbral de la pista. Los parrafos siguientes se refieren a la Tabla C-5.

7.3.2.1.3 Se tiene la intencion de que la precision del DMEP corresponda aproximadamente al PFE de la funcion de azimut a una distancia de 37 km (
NM) del punto de referencia MLS, tanto a lo largo de la prologacion del eje de la pista como a un angulo de azimuy de 40º. El CMN es el equivalente lineal del CMN de 0,1º, especificado para al funcion de angulo de azimut.

7.3.2.1.4 El PFE corresponde a un error angular de azimut; el CMN es aproximadamente el equivalente linela del CMN de ±0,1º, especificado para el sistema de angulo de azimut.

Tabla C-5

Función	Distancia normal desde el umbral	PFE (Probabilidad 95%)	CMN (Probabilidad 95%)
Aproximación (7.3.2.1.3)			
— prolongación del eje de la pista	37 km (20 NM)	±250 m (±820 ft)	±68 m (±223 ft)
— a 40° de azimut	37 km (20 NM)	±375 m (±1 230 ft)	±68 m (±223 ft)
Aproximación (7.3.2.1.4)			
— prolongación del eje de la pista	9 km (5 NM)	±85 m (±279 ft)	±34 m (±111 ft)
— a 40° de azimut	9 km (5 NM)	±127 m (±417 ft)	±34 m (±111 ft)
Sustitución de radiobalizas			
— radiobaliza exterior	9 km (5 NM)	±800 m (±2 625 ft)	NA
— radiobaliza intermedia	1 060 m (0,57 NM)	±400 m (±1 312 ft)	NA
Determinación de la altura de decisión de 30 m (100 ft) (7.3.2.1.5)			
— trayectoria de planeo a 3° (CTOL)	556 m (0,3 NM)	±30 m (±100 ft)	NA
— trayectoria de planeo a 6° (STOL)	556 m (0,3 NM)	±15 m (±50 ft)	NA
Iniciación de enderezamiento sobre terreno desnivelado (7.3.2.1.6)			
— trayectoria de planeo a 3° (CTOL)	0	±30 m (±100 ft)	±18 m (±60 ft)
— trayectoria de planeo a 6° (STOL)	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Modificaciones de la sensibilidad (7.3.2.1.7) (Programa de ganancia de piloto automático)	37 km (20 NM) a 0	±250 m (±820 ft)	NA
Maniobra de enderezamiento con elevación MLS (7.3.2.1.8)			
— CTOL	0	±30 m (±100 ft)	±12 m (±40 ft)
— STOL	0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Alerta de enderezamiento prolongado (7.3.2.1.9)	Región de la pista	±30 m (±100 ft)	NA
Recorrido en tierra/salida de pista a gran velocidad CTOL (7.3.2.1.10)	Región de la pista	±12 m (±40 ft)	±30 m (±100 ft)
Ascenso a la salida y aproximación frustrada	de 0 a 9 km (5 NM)	±100 m (±328 ft)	±68 m (±223 ft)
Aproximaciones VTOL (7.3.2.1.11)	de 925 m (0,5 NM) a 0	±12 m (±40 ft)	±12 m (±40 ft)
Traslación de coordenadas (7.3.2.1.12)	—	de ±12 m a ±30 m (de ±40 ft a ±10 ft)	±12 m (±40 ft)

7.3.2.1.5 El PFE de ± 30m (100 ft) corresponde a un error vertial de ± 1,5 m (5 ft) para un angulo de evaluacion de 3º.

7.3.2.1.6 La iniciacion del enderezamiento comienza en las cercanias del punto de referencia de aproximacion MLS; la elevacion MLS y el DME/P proporcionan guia vertical para el aterrizaje automatico cuando el terreno por delante del umbral de la pista esta desnivelado.

7.3.2.1.7 Los requisitos en materia de modificacion de sensibilidad o de planificacion de la ganancia del piloto automatico no dependen mayormente de la precision.

7.3.2.1.8 Se tiene la intencion de que esta especificacion se aplique cuando la guia vertical y la velicidad de caida para el aterrizaje automatico se obtenga a partir de la elevacion de enderazamiento MLS y del DEM/P.

Nota.- aunque ya se ha elaboradao la noram para tener en cuenta la funcion de elevacion de enderezamiento MLS, esta funcion no se ha implantado y no se preve hacerlo en el futuro.
7.3.2.1.9 Indica al piloto si la aeronave aterrizara más alla de la zona de toma de contacto.

7.3.2.1.10 El requisito en materia de precisioin para el recorrido en tierra refleja las posibilidades de crecimiento del sistema. En esta aplicacion el PFE del recorrido en tierra estaria dictado por al posible necesidad de optimizar la decelaeracion del recorrido en tierra y la salida de pista, a los efectos de reducir el tiempo de utilizacion de la pista.

7.3.2.1.11 Esta dirigida a asegurar al piloto que la aeronave se encuentra por encima de la pista de aterrizaje antes de descender.

7.3.2.1.12 Puede resultar conveniente trasladar las coordenadas MLS de un origen a otro cuando las antenas no esten instaladas con arreglo al Subparte 3, 3.11.5.2.6 o 3.11.5.3.5. Las cifras de la tabla son normales para aplicaciones VTOL y los valores reales dependeran de la geometria de la instalacion.

7.3.3 Presupuesto de error del DME/P

En la Tabla C-6 se muestran algunos ejemplos de presupuesto de error correspondientes a las normas de precision 1 y 2 del DME/P. Si, en la practica, no se exceden separadamente los componentes de error especificados, puede esperarse que se logre la performance total del sistema, segun se especifica en la Subparte 3, 3.5.3.1.4. Puede calcularse el grado en que la distorsion contribuye al error del sistema extrayendo la raiz cuadrada de la suma de los cuadrados (RSS) de los errores obtenidos en el medio descendente y en el medio ascendente espeficiados y restando el error obtenido a base de la RSS, en un medio sin distorsiones.

Tabla C-6. Ejemplo de presupuestos de error del DME/P

		Modo FA Norma 1		Modo FA Norma 2		Modo IA	
Fuente de error	Componente de error	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)	PFE m (ft)	CMN m (ft)
Instrumentos	Transpondedor	±10 (±33)	±8 (±26)	±5 (±16)	±5 (±16)	±15 (±50)	±10 (±33)
	Interrogador	±15 (±50)	±10 (±33)	±7 (±23)	±7 (±23)	±30 (±100)	±15 (±50)
Emplazamiento	Trayectos múltiples especulares del enlace descendente	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Trayectos múltiples especulares del enlace ascendente	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Trayectos múltiples no especulares (difusos)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)
	Confusión	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)

Nota 1.- Las cifras correspondientes a "trayectos multiples no especulares" y "confusion" representan los totales de las componentes del enlace ascendente y del enlace descendente.

Nota 2.- El PFE contiene componentes que varian tanto con el sesgo como con el tiempo. En la tabla anterior las componentes que varian con el tiempo y la mayoria de los errores vinculados con el emplazamiento se suponen esencialmente independientes desde el punto de vista estadistico. Las componentes de sesgo pueden no conformarse a distribucion estadistica particular alguna.

Al examinar estos presupuestos de error, debe procederse con cautela cuando se combinan las componentes individuales en cualquier forma matematica particular.

Nota 3.- Se supone que la forma de la onda del transmisor tiene un tiempo de aumento de 1200 ns.

7.3.4 Implantación del sistema

7.3.4.1 Si bien el DME/P puede implantarse de varias maneras, los errores instrumentales y de propagación supuestos son representativos de los que se obtendrían en diseños de equipos que proponen compensación interna de la deriva del retardo y que establezcan puntos de referencia de temporización colocando el umbral del borde anterior del primer impulso de un par de impulso mediante la utilización de las siguientes técnicas:

a) Modo IA. Una téncia convencional que establece el umbral en el punto de amplitud 50%
b) Modo FA. Una tecnica de atenuación y comparación de retardos (DAC) que coloca el umbral entre los puntos de amplitud 5% y 30%

7.3.4.2 La norma de precisión 1 puede logarse utilzando un retardo de 100 ns y una atenuación de 5 a 6 dB. También es necesario que el punto del umbral, tanto para el impulso en retardo como para el impulso atenuado, se establezca en la región de tiempo de aumento parcial.

7.3.4.3 El ejemplo no excluye la palicación de técnicas de medición de tiemp de llegada distintas de la DAC, pero es necesario, en todo caso, que las medicones de umbral se lleven a cabo durante el tiempo de aumento parcial del impulso.

7.3.5 Procesamiento de la señal del interrogador del DME/P

7.3.5.1 Durante la adquisición

a) El interrogador adquiere y valida la señal en los 2 s anteriores al modo de seguimiento, aun en presencia de de pares de impulsos erráticos o aleatorios procedentes de canales adyacentes,lo ue da como resultado una eficacia de sistema del 50%
b) Después de la pérdida de la señal adquirida, em modo IA o en modo FA, el interrogador proporciona una advertencia dentro del segundo siguiente, y la información de guñia contínua presentándose en la pantalla en el modo IA a los efectos de restablece el seguimiento.

7.3.5.2 Durante el seguimiento

Cuando se ha establecido el seguimiento, el receptor proporcionaraá información de guía válida antes de cancelar la advertencia. El proceso de validación continúa funcionando mientras el interrogador se encuentre en seguimiento. El interrogador permanece en modo de seguimiento mientras la eficacia del sistema sea del 50% o mayor. Durante el seguimiento, el receptor proporcionará protección contra las señales errónea de corta duración y gran amplitd.

7.3.5.3 Filtro de datos de distancia

Las especificaciones en materia de precision de la Subparte 3, 3.5.3.1.4, asi como los presupuestos de error que se analizaron en 7.3.3, suponen que las contribuciones al ruido de alta frecuencia se limitan mediante un filtro de paso bajo con una frecuencia de vertice de w_2, segun se indica en la Figura C-21. Dependiendo de la aplicacion particular del usuario, puede utilizarse un filtrado

complementario para la reduccion del ruido siempre que el retardo de fase y la variacion de amplitud inducios no afecten negativamente a la respuesta dinamica del sistema de mando de vuelo de la aeronave. En las secciones que siguen se recomiendan algunas caracteristicas adicionales que deberian incorporarse al filtro de datos.

7.3.5.4 Memoria de velocidad

Puede ser necesario que el filtro de datos cuente con una memoria de velocidad para lograr las precisiones especificadas en la Subparte 3, 3.5.3.1.4 con una eficacia de sistema del orden del 50%. Cabe destacar que pueden darse bajos rendimientos del sistema en el modo IA durante las transmisiones de identificacion.

7.3.5.5 Rechazo de valores que no son estadisiticamente homogeneos.

Las estimaciones de distancia que difieren considerablemente de otras estimaciones de distancia filtradas previamente, debido a que no pueden ser resultado del movimiento de la aeronave, deben suponerse erróneas. Dichos datos deben rechazarse a la entrada del filtro de datos.

7.3.6 Métodos de medición de errores en el DME/P

7.3.6.1 Errores sistemáticos

7.3.6.1.1 Las precisiones del sistema DME/P se especifican en la Subparte 3, 3.5.4.1.4 en función del error a lo largo de la trayectoria (PFE) y ruido de mandos (CMN). Estos parámetros describen la interacción de la señal de guía del DME/P con la aeronave en términos que están directamente relacionados con los errores de posición de la aeronave y con el diseño del sistema de mando de vuelo.

7.3.6.1.2 A los efectos de determinar el cumplimiento de las normas de precisión, los componentes del PFE y CMN se evalúan en todos los intervalos de T s (siendo T=40s en el modo IA y T=10 s en el modo FA) del registro de errores de vuelo tomado dentro de los límites de la cobertura del DME/P. El requisito que estipula una probabilidad del 95% se considera satisfactorio si los componentes de PFE y CMN no exceden de los límites de error especificados para un periodo total que resulte superior al 5% del intervalo de tiempo de evaluación y según se ilustra en la Figura C-21. Para evaluar los componentes PFE y CMN de los datos de guía del DME/P, la posición verdadera de la aeronave, determinada mediante una referencia de posición adecuada, se sustrae de los datos de guía para formar una señal de error. Posteriormente, esta señal de error se filtra por los filtros del PFE y CMN, cuyas salidas proporcionan estimaciones adecuadas de los componentes PFE y CMN, respectivamente. Estos filtros se definen en la Figura C-21.

7.3.6.1.3 Los filtros en cuestión pueden utilizarse para determinar los componentes de los errores instrumentales del transpondedor que se especifican en la Subparte 3, 3.5.4.5.3 y 3.5.4.5.4. Análogamente, pueden determinarse los componentes del error instrumental del interrogador, especificados en la Subparte 3, 3.5.5.4.

7.3.7 Efectos de los trayectos múltiples

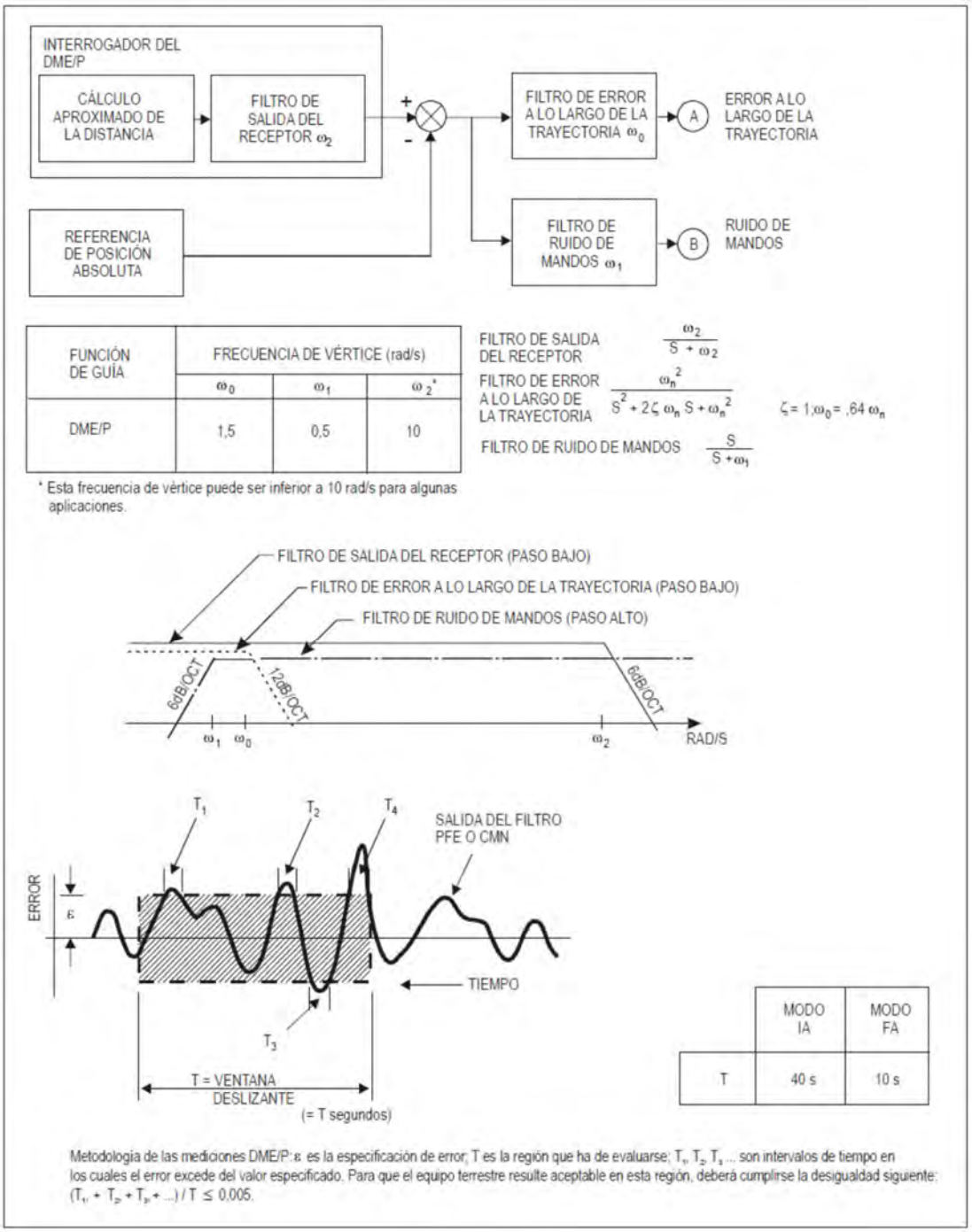
7.3.7.1 En el marco de las condiciones probables de trayectos múltiples, las especificaciones de precisión del DME/P suponen que la actuación del sistema no se deteriora más allá de un cierto límite y que dicho deterioro se aplica igualmente al interrogador y al receptor del transpondedor.

7.3.7.2 Para asegurar que el equipo funciona de acuerdo con las especificaciones, debe aplicarse a la operación del sistema en modo FA lo siguiente:

a) Si se aplica a los receptores una señal de potencia suficiente como para que resulten insignificantes las contribuciones de ruido térmico, una segunda señal con un retardo de

entre 0 a 350 ns con respecto a la primera, con una amplitud de 3 dB o más por debajo de la primera y con una frecuencia de festones de entre 0,05 y 200 Hz, no debe producir en la salida del receptor errores superiores a ± 100 ns (15m).

b) Para los retardos de más de 350 ns, la contribución de error se reducirá considerablemente. Una valor normal será de ±7 ns (1m).



FUNCIÓN DE GUÍA	FRECUENCIA DE VÉRTICE (rad/s)		
	ω_0	ω_1	ω_2*
DME/P	1,5	0,5	10

* Esta frecuencia de vértice puede ser inferior a 10 rad/s para algunas aplicaciones.

	MODO IA	MODO FA
T	40 s	10 s

Figura C-21

7.3.7.3 La antena DME de a bordo debe estar situada de modo que impida la reducción de la ganancia de antena cuando la dirección es hacia adelante y la aeronave se halla en configuración de aterrizaje. Cualquier reducción de este tipo en la ganancia de la antena podría intensificar el componente de error de los trayectos múltiples cuando la aeronave se halla en las fases de aproximación y aterrizaje en las que se necesita la mayor precisión posible del DME.

7.3.8 Presupuesto de potencia del DME/P

7.3.8.1 En las Tablas C-7 y C-8 se muestran ejemplos de presupuestos de potencia de los enlaces aire-a-tierra y tierra-a-aire para aeronaves CTOL. El valor de PARA de cresta admisibles se basa en una forma de impulso que satisface las limitaciones del espectro indicadas en la Suporte 3, 3.5.3.1.3 e).

7.3.8.2 En los cálculos del presupuesto de potencia se supone que la antena de la aeronave no sufre efectos de pantalla debidos a la estructura de la aeronave, incluso cuando se despliega el tren de aterrizaje.

7.3.8.3 La relación señal-ruido de la potencia video está vinculada a la relación señal-ruido de la potencia de frecuencia intermedia (IF), con arreglo a la formula siguiente:

$$S/N\ (\text{vídeo}) = S/N\ (IF) + 10 \log \frac{\text{Anchura de banda de ruido IF}}{\text{anchura de banda de ruido vídeo}}$$

Nota 1 Las distancias se miden a partir de la antena del transponedor.

Nota 2 Los parámetros que dependen de la frecuencia se calcularon para 1088 MHz.

Tabla C-7. Presupuesto de potencia tierra-a-aire para aeronaves CTOL

Componentes del presupuesto de potencia	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Punto de referencia	Recorrido en tierra
Potencia radiada aparente de cresta, dBm	55	55	55	55
Pérdida por trayectos múltiples en tierra, dB	−5	−3	−4	−17
Pérdida de diagrama de antena, dB	−4	−2	−5	−5
Pérdida de trayecto, dB	−125	−115	−107	−103
Pérdida del monitor, dB	−1	−1	−1	−1
Pérdida por polarización y lluvia, dB	−1	−1	0	0
Señal recibida en la aeronave, dBm	−81	−67	−62	−71
Densidad de potencia en la aeronave, dBW/m^2	−89	−75	−70	−79
Ganancia de la antena de la aeronave, dB	0	0	0	0
Pérdida de cable de la aeronave, dB	−4	−4	−4	−4
Señal recibida en el interrogador, dBm	−85	−71	−66	−75
Ruido vídeo en el receptor, dBm				
[Factor de ruido (NF) = 9 dB]				
Anchura de la banda de frecuencia intermedia: 3,5 MHz		−103	−103	−103
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 0,8 MHz	−109			
Relación señal-ruido (vídeo), dB	24	32	37	28

Tabla C-8. Presupuesto de potencia aire-a-tierra para aeronaves CTOL

Componentes del presupuesto de potencia	41 km (22 NM)	13 km (7 NM)	Punto de referencia	Recorrido en tierra
Potencia del transmisor del interrogador, dBm	57	57	57	57
Ganancia de la antena de la aeronave, dB	0	0	0	0
Pérdida de cable de la aeronave, dB	−4	−4	−4	−4
Potencia radiada aparente de cresta, dBm	53	53	53	53
Pérdida por trayectos múltiples en tierra, dB	−5	−3	−4	−17
Pérdida de trayecto, dB	−125	−115	−107	−103
Pérdida por polarización y lluvia, dB	−1	−1	0	0
Señal recibida en la antena del transpondedor, dBm	−78	−66	−58	−67
Ganancia de la antena de tierra, dB	8	8	8	8
Pérdida de diagrama, dB	−4	−2	−5	−5
Pérdida de cable, dB	−3	−3	−3	−3
Señal recibida en el transpondedor, dBm	−77	−63	−58	−67
Ruido vídeo en el receptor, dBm				
[Factor de ruido (NF) = 9 dB]				
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 3,5 MHz		−106	−106	−106
Anchura de banda de frecuencia intermedia: 0,8 MHz	−112			
Relación señal-ruido (vídeo), dB	35	43	48	39

7.3.9 Medición del retardo del equipo monitor DME/P

La medición del retardo requerido puede llevarse a cabo midiendo la salida de un filtro PFE y efectuando una decisión de control en el lapso de 1s. No obstante, dado que el PFE del transponedor constituye un componente de error de lenta variación, puede obtenerse una medición equivalente promediando las muestras de retardo no filtrado correspondiente a 1s.

8. TEXTO REFERENTE A LOS TIEMPOS DE CONEXIÓN DE LA FUENTE DE ENERGÍA

8.1. Tiempos de conexión de la fuente de energía para las radio ayudas utilizadas en las proximidades de los aeródromos

8.1.1 Los tiempos de conexión de la fuente secundaria de energía necesaria para las radio ayudas para la navegación y para los elementos terrestres de los sistemas de comunicación, dependen del tipo de pista y de las operaciones de aeronave que en ella se ejecuten. La Tabla C-9 indica valores típicos, que pueden satisfacerse mediante sistemas de suministro de energía de que actualmente se dispone.

Tabla C-9. Tiempos de conexión de la fuente de energía para radioayudas basadas en tierra y utilizadas en las proximidades de los aeródromos

Tipo de pista	Ayudas que requieren energía	Tiempo máximo de conexión (segundos)
Aproximación por instrumentos	SRE	15
	VOR	15
	NDB	15
	Instalación D/F	15
Aproximación de precisión, Categoría I	ILS, localizador	10
	ILS, trayectoria de planeo	10
	ILS, baliza intermedia	10
	ILS, baliza exterior	10
	PAR	10
Aproximación de precisión, Categoría II	ILS, localizador	0
	ILS, trayectoria de planeo	0
	ILS, baliza interna	1
	ILS, baliza intermedia	1
	ILS, baliza exterior	10
Aproximación de precisión, Categoría III	(como para la Categoría II)	

ADJUNTO D. INFORMACIÓN Y TEXTOS DE ORIENTACIÓN PARA LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS DEL GNSS

1. DEFINICIONES

Bi-binario. Bi-binario se conoce como "codificación Manchester". A veces se menciona como codificación "Manchester diferencial".
Al utilizar este sistema es la transición del borde lo que determina el bit.
Código áureo. Una clase de códigos exclusivos utilizados por el GPS, que ostenta una correlación cruzada limitada y valores de auto correlación fuera del máximo.
Disponibilidad selectiva (SA). Un conjunto de técnicas para denegar la exactitud completa y para seleccionar el nivel de determinación de posición, la velocidad y la exactitud horaria del GPS de que disponen los usuarios de la señal normal del servicio de determinación de la posición.

Nota.- La SA del GPS se interrumpió a partir de la medianoche del 1 de mayo de 2000.

Elemento. Un solo bit digital de la salida de una secuencia de bits seudoaleatorios.

2. GENERALIDADES

En las normas y métodos recomendados del GNSS figuran las disposiciones correspondientes a los elementos indicados en la Subparte 3, 3.7.2.2. En el *Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS)* (Doc 9849) figura orientación adicional sobre su aplicación.

Nota.- Excepto cuando se especifique de otro modo, los textos de orientación sobre GBAS se aplican al GRAS.

3. REQUISITOS DE ACTUACIÓN DEL SISTEMA DE NAVEGACIÓN

3.1 Introducción

3.1.1 Los requisitos de actuación del sistema de navegación se definen en el *Manual sobre la navegación basada en la performance (PBN)* (Doc 9613) de una sola aeronave y para el sistema total que incluye la señal en el espacio, el equipo de a bordo y la capacidad de la aeronave para volar a lo largo de la trayectoria deseada. Se utilizan estos requisitos del sistema total como punto de partida para obtener los requisitos de actuación de la señal en el espacio del GNSS. En el caso del GNSS, deben tenerse en cuenta configuraciones degradadas que pueden influir en múltiples aeronaves. Por consiguiente, determinados requisitos de actuación de la señal en el espacio son más rigurosos para tener en cuenta el uso del sistema con múltiples aeronaves.

3.1.2 Dos tipos de operaciones de aproximación y de aterrizaje con guía vertical (APV), AVP-I y APV-II, utilizan la guía vertical relativa a la trayectoria de planeo, aunque la instalación o el sistema de navegación podrían no satisfacer todos los requisitos correspondientes a las aproximaciones de precisión. Estas operaciones combinan la actuación lateral de igual manera que un localizador ILS de Categoría I con diferentes niveles de guía vertical. Tanto el APV-I como el APV-II proporcionan beneficios de acceso relativos a una aproximación que no es de precisión, y los servicios proporcionados dependen de los requisitos operacionales y de la infraestructura SBAS. El APV-I y el APV-II exceden de los requisitos (lateral y vertical) para las actuales aproximaciones RNAV que utilizan altimetría barométrica; por consiguiente, el equipo de a bordo correspondiente será apropiado para llevar a cabo aproximaciones APV VNAV barométrica y RNAV que no son de precisión.

3.2 Exactitud

3.2.1 El error de posición GNSS es la diferencia entre la posición estimada y la posición real. Para una posición estimada en determinado lugar, la probabilidad del error de posición que esté dentro de los requisitos de exactitud debe ser por lo menos del 95%.

3.2.2 Los sistemas estacionarios de base terrestre tales como el VOR y el ILS tienen características relativamente repetitivas de error, de forma que la actuación puede medirse por un período breve de tiempo (p. ej., durante inspecciones en vuelo) y se supone que la exactitud del sistema no cambia después de la prueba. Sin embargo, los errores del GNSS cambian en el transcurso del tiempo.

La órbita de los satélites y las características de error del GNSS llevan a errores de posición que pueden cambiar en el transcurso de varias horas. Además, la exactitud propiamente dicha, (el error limitado por el 95% de probabilidad) cambia debido a distintas geometrías de los satélites. Puesto que no es posible medir continuamente la exactitud del sistema, la implantación del GNSS exige confiar más en el análisis y en la caracterización de los errores. La evaluación que se base en mediciones de una ventana de tiempo deslizante no puede adaptarse al GNSS.

3.2.3 El error para muchas arquitecturas GNSS cambia lentamente a lo largo del tiempo, debido al filtraje en los sistemas de aumentación y en el receptor del usuario. Esto lleva a un número pequeño de muestras independientes en períodos de varios minutos. Este asunto es muy importante para aplicaciones de aproximación de precisión porque implica que existe un 5% de probabilidad de que el error de posición pueda exceder de la exactitud requerida para la totalidad de la aproximación. Sin embargo, debido a la modificación de la exactitud descrita en 3.2.2, esta probabilidad es habitualmente mucho más baja.

3.2.4 Se define el requisito de exactitud del 95% para asegurar la aceptación por parte del piloto, puesto que representa los errores que ordinariamente se encontrarán en la experiencia. Se satisface el requisito de exactitud del GNSS para la geometría del peor de los casos en virtud de la cual se declara que el sistema está disponible. El crédito estadístico o probabilístico no se toma para la probabilidad subyacente de una geometría particular de señales telemétricas.

3.2.5 Por consiguiente, se especifica la exactitud del GNSS como la probabilidad de cada una y de todas las muestras, en lugar de un porcentaje de muestras en un intervalo particular de medición. Para un conjunto grande de muestras independientes, por lo menos el 95% de las muestras deben estar dentro de los requisitos de exactitud indicados en la Subparte3, Tabla 3.7.2.4-1. La escala de los datos corresponde a la geometría del peor de los casos para eliminar la variabilidad en la exactitud del sistema causada por la geometría de los satélites en órbita.

3.2.6 Un ejemplo de la forma en que puede aplicarse ese concepto es la utilización del GPS en apoyo de la actuación requerida para aproximaciones que no son de precisión. Se supone que el sistema está destinado a prestar apoyo a aproximaciones que no son de precisión cuando la dilución horizontal de la precisión (HDOP) es inferior o igual a 6. Para demostrar esta actuación, deben obtenerse muestras a lo largo de un período prolongado de tiempo (p. ej., 24 horas). El error de la posición *g* medido para cada muestra *i* se denota por *gi*. Este error se hace corresponder a escala con la geometría del peor de los casos en la forma de 6 × *gi*/HDOP. El 95% de los errores a escala debe ser inferior a 220 m para que el sistema cumpla con el requisito de exactitud para operaciones que no son de precisión, en condiciones de geometría del peor de los casos. El número total de muestras recopiladas debe ser suficiente para que el resultado sea estadísticamente representativo, teniendo en cuenta el tiempo en el que los errores no están correlacionados.

3.2.7 Se especifica una gama de valores de exactitud en sentido vertical para operaciones de aproximación de precisión de Categoría I que limita los diversos valores que pueden ser apoyados para una operación equivalente al ILS. Diversos grupos han obtenido una serie de valores, utilizando distintas interpretaciones de las normas ILS. Se adoptó el valor más bajo de estos cálculos como valor prudente para el GNSS; este es el valor mínimo dado para la gama de valores. Puesto que

este valor es prudente, y porque las características de error del GNSS son distintas a las del ILS, quizás sea posible lograr operaciones de Categoría I utilizando valores superiores de exactitud dentro de esta gama de valores. Los valores superiores llevarían a una disponibilidad mayor para esta operación. El valor máximo en la gama ha sido propuesto como valor conveniente, a reserva de su convalidación.

3.2.7.1 Los requisitos de exactitud del dominio de posición en apoyo de operaciones de aproximación de precisión por debajo de la Categoría I no están definidos en los SARPS. Los tipos de servicio GBAS previstos para dar apoyo a operaciones con mínimos inferiores a los de la Categoría I deben satisfacer como mínimo los requisitos de exactitud de SIS para la Categoría 1. Además, se aplican requisitos de exactitud de seudodistancia específicos que se utilizan para evaluar si la actuación es adecuada durante la certificación de aeronaves. Los requisitos adicionales de exactitud de seudodistancia pueden combinarse con el cribado de la geometría con el fin de garantizar que la exactitud del dominio de posición resultante sea la que corresponde para lograr la actuación adecuada de aterrizaje de un diseño de avión determinado. Véase el Adjunto D, 7.5.12.2.

3.2.8 El error de posición del SPS del GPS (Subparte 3, 3.7.3.1.1.1) solamente incluye la contribución a los errores de posición (errores del reloj de satélite y de efemérides) en el segmento espacial y de control; no se incluyen las contribuciones de los errores del modelo de retardo ionosférico y troposférico, ni aquéllas de los errores debidos a efectos de multitrayectos, ni las de los errores de ruido de medición del receptor (Adjunto D, 4.1.2). Estos errores se analizan en las normas del receptor. El error de determinación de la posición del usuario a la salida del equipo con capacidad ABAS depende principalmente del receptor GNSS utilizado.

3.2.8.1 Para los receptores GNSS básicos, las normas para calificar al receptor exigen demostrar que la exactitud en la determinación de la posición del usuario en presencia de interferencia y un modelo de disponibilidad selectiva (SA) es inferior a 100 m (95% del tiempo) en sentido horizontal e inferior a 156 m (95% del tiempo) en sentido vertical. Las normas sobre receptores no requieren que el receptor GNSS básico aplique la corrección ionosférica descrita en el Apéndice B, 3.1.2.4.

Nota.- La expresión "receptor GNSS básico" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para receptores GPS descritos en la RAB 69, Parte I y las especificaciones de RTCA/DO-208, enmendadas por TSO-C129A de la Administración Federal de Aviación (FAA) de los Estados Unidos, o de EUROCAE ED-72A (o equivalentes).

3.2.8.2 Después de que cesara la disponibilidad SA, se ha estimado prudentemente que la exactitud de determinación de la posición de un usuario representativo del GPS es la indicada en la Tabla D-0. En los números proporcionados se supone que los dos satélites en peores condiciones de una constelación nominal de satélites GPS de 24 están fuera de servicio. Además, se supone un error el modelo de retardo ionosférico de 7 m (1 σ), un error de retardo troposférico residual de 0,25 m (1 σ), y un error de ruido del receptor de 0,80 m (1 σ). Después de cesar la disponibilidad SA (Adjunto D, 1.) el error predominante de seudodistancia para usuarios del servicio normal de determinación de la posición GPS es el error ionosférico que continúa después de aplicarse las correcciones ionosféricas. Este error es extremadamente variable y depende de condiciones tales como la latitud geomagnética del usuario, el nivel de actividad solar (es decir, el punto del ciclo solar que se aplique), el nivel de actividad ionosférica (es decir, si hay una tormenta magnética o no), el ángulo de elevación de la medición de seudodistancia, la estación del año y la hora del día. La hipótesis de error del modelo de retardo ionosférico a la que se atiende en la Tabla D-0 es en general prudente, aunque pueden ocurrir condiciones en virtud de las cuales sería inadecuado el error supuesto de 7 m (1 σ) durante el período de máxima actividad solar.

Tabla D-0. Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS

	Exactitud de determinación de la posición del usuario del GPS el 95% del tiempo, promedio mundial
Error de posición horizontal	33 m (108 ft)
Error de posición vertical	73 m (240 ft)

3.2.9 Los receptores SBAS y GBAS serán más exactos, y su exactitud estará caracterizada en tiempo real mediante receptores que utilizan los modelos de error normal descritos en la Subparte3, 3.5, para SBAS y en la Subparte3, 3.6, para GBAS.

Nota 1.- La expresión "receptor SBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para un receptor SBAS descritos en la RAB 69, Parte I y las especificaciones de RTCA/DO-229C, enmendadas por TSO-C145A/TSO-C146A de la FAA de los Estados Unidos (o equivalentes).

Nota 2.- La expresión "receptor GBAS" designa el equipo de aviónica GNSS que satisface como mínimo los requisitos para un receptor GBAS descritos en la RAB 69, Parte I y las especificaciones de, los documentos de RTCA que abarcan los tipos de actuación aplicables, enmendadas por las TSO de la FAA de los Estados Unidos (o equivalentes).

3.3 Integridad

3.3.1 La integridad es una medición de la confianza que puede tenerse en que la información proporcionada por el sistema total es correcta. En la integridad se incluye la capacidad del sistema de proporcionar avisos oportunos y válidos al usuario (alerta) cuando el sistema no deba ser utilizado para la operación prevista (o para la fase del vuelo).

3.3.2 Para asegurar que el error de posición es aceptable, se define un límite de alerta que representa el error máximo de posición que permite una operación segura. El error de posición no puede exceder de este límite de alerta sin ser anunciado. Esto es análogo al ILS en cuanto que el sistema puede degradarse de forma que el error sea superior a percentil 95 pero dentro del límite de dispositivo monitor.

3.3.3 El requisito de integridad para el sistema de navegación de una sola aeronave en apoyo de operaciones en ruta, de terminal, aproximación inicial, aproximación que no es de precisión y salida se supone ser de 1 - 1 × 10-5 por hora.

3.3.4 Para sistemas de navegación por satélite, la señal en el espacio en el entorno en ruta presta servicio simultáneamente a un número elevado de aeronaves en una amplia área, y el impacto de un fallo de la integridad del sistema en el sistema de gestión de tránsito aéreo será superior al de las ayudas tradicionales para la navegación. Por consiguiente, los requisitos de actuación en la Subparte 3, Tabla 3.7.2.4-1, son más exigentes.

3.3.5 Para operaciones de aproximación APV y de precisión, se seleccionaron los requisitos de integridad para la señal en el espacio del GNSS según lo indicado en los requisitos de la Subparte3, Tabla 3.7.2.4-1, que están en armonía con los requisitos ILS.

3.3.6 Los límites de alerta para las operaciones típicas figuran en la Nota 2 de la Tabla 3.7.2.4-1. Para las operaciones de aproximación de precisión, se especifica una gama de límites de alerta que refleja las diferencias potenciales en el diseño de sistemas que pueden afectar a la operación. En ILS, los umbrales del monitor para los parámetros de la señal clave están normalizados y los monitores mismos tienen un ruido de medición muy bajo para el parámetro que se está controlando.

Con el GNSS diferencial, algunos monitores del sistema presentan una incertidumbre de ruido de medición comparativamente elevada, cuya repercusión debe considerarse con respecto a la operación prevista. En todos los casos, el efecto del límite de alerta consiste en restringir la geometría del usuario de satélites a una en que la actuación del monitor (típicamente, en el dominio de seudodistancia) sea aceptable al ser traducida al dominio de posición.

3.3.7 El valor mínimo del límite de alerta vertical (VAL) de aproximación de precisión [10 m (33 ft)] se obtuvo basándose en la actuación del monitor del ILS, en cuanto podía afectar a la pendiente de planeo a una altitud de decisión nominal de 60 m (200 ft) sobre el umbral de la pista. Al aplicar este límite de alerta, el error GNSS, en condiciones con falla, puede compararse directamente con un error ILS en condiciones con falla, de manera tal que los errores GNSS resulten inferiores o iguales a los errores ILS. Para las condiciones de falla GNSS en que el ruido de medición es comparablemente elevado, estos umbrales del monitor resultan más rigurosos que en el ILS.

3.3.8 El valor máximo [35 m (115 ft)] del límite de alerta vertical de aproximación de precisión se obtuvo para asegurar un margen de franqueamiento de obstáculos equivalente al del ILS para las condiciones de error que pueden presentarse como error sistemático en la aproximación final, teniendo en cuenta que la altitud de decisión de la aeronave se obtiene independientemente a partir de la presión barométrica. Una evaluación del efecto, en el peor de los casos, de un error sistemático latente igual al límite de alerta de 35 m (115 ft) demuestra que se obtiene protección adecuada del margen de franqueamiento de obstáculos en la aproximación y la aproximación frustrada (considerando que la altitud de decisión se alcanza tarde o temprano, mediante un altímetro barométrico independiente). Es importante reconocer que esta evaluación se aplica únicamente al franqueamiento de obstáculos y que se limita a las condiciones de error que pueden presentarse como errores sistemáticos. El análisis ha demostrado que pueden tolerarse errores sistemáticos de 35 m (115 ft), hacia arriba o hacia abajo, hasta los límites del ángulo de trayectoria de planeo definidos en los *Procedimientos para los servicios de navegación aérea — Operación de aeronaves* (PANS-OPS, Doc 8168) para las categorías de velocidad de aproximación (categorías A a D) sin repercusiones en las superficies de franqueamiento de obstáculos del ILS.

3.3.9 Dado que el alcance del análisis del VAL de 35 m (115 ft) es limitado, debe completarse un análisis de seguridad operacional a nivel de sistemas antes de utilizar valores superiores a 10 m (33 ft) para un diseño específico del sistema. El análisis de seguridad operacional debe considerar criterios de franqueamiento de obstáculos y el riesgo de colisión debido a error de navegación, además del riesgo de aterrizaje poco seguro debido a error de navegación, dadas las características de diseño del sistema y el entorno operacional (como el tipo de aeronave que realiza la aproximación y la infraestructura aeroportuaria de apoyo). Con respecto al riesgo de colisión, es suficiente confirmar que los supuestos descritos en 3.3.8 son válidos para la utilización del VAL de 35 m (115 ft). Con respecto a aterrizaje poco seguro, la mejor manera de atenuar un error de navegación es la intervención del piloto durante el tramo visual. Pruebas operacionales limitadas, a las que se suma la experiencia operacional, han señalado que los errores de navegación inferiores a 15 m (50 ft) dan sistemáticamente como resultado una actuación aceptable en la toma de contacto. En el caso de errores de más de 15 m (50 ft), puede producirse un aumento importante en el volumen de trabajo de la tripulación de vuelo y, potencialmente, una reducción considerable en el margen de seguridad operacional, en particular cuando se trata de errores en que el punto donde la aeronave alcanza la altitud de decisión se desplaza para quedar más cerca del umbral de la pista, caso en que la tripulación de vuelo puede intentar el aterrizaje a una velocidad vertical de descenso excepcionalmente elevada. La gravedad del riesgo que representa este suceso es importante [véase el *Manual de gestión de la seguridad operacional (*Doc 9859)]. Un medio aceptable para gestionar los riesgos en el tramo visual consiste en que el sistema cumpla con los criterios siguientes:

a) la exactitud sin fallas es equivalente a la del ILS. Esto incluye un error del sistema de navegación (NSE) vertical de 95% inferior a 4 m (13 ft) y un NSE vertical del sistema sin fallas superior a 10 m (33 ft) con una probabilidad de menos de 10-7 para cada emplazamiento en que ha de aprobarse la operación. Esta evaluación se lleva a cabo en

todas las condiciones ambientales y operacionales en las cuales el servicio se declara disponible;

b) en condiciones con falla del sistema, el diseño del sistema es tal que la probabilidad de un error superior a 15 m (50 ft) es menor que 10-5, de modo que la probabilidad de que se produzca un suceso es remota. Las condiciones de falla que deben tenerse en cuenta son las que afectan a las constelaciones principales o a la aumentación GNSS que se está considerando.

Esta probabilidad debe entenderse como la combinación de la probabilidad de que ocurra una falla determinada con la probabilidad de detección de los monitores pertinentes. Típicamente, la probabilidad de que ocurra una sola falla es lo suficientemente importante como para que se requiera un monitor para cumplir esta condición.

3.3.10 Para el GBAS, se ha elaborado una disposición técnica para difundir el límite de alerta a la aeronave. Para SBAS, se han elaborado disposiciones técnicas para especificar el límite de alerta mediante una base de datos que se puede actualizar (Véase el Adjunto C).

3.3.10.1 Para el tipo D de servicio de aproximación GBAS (véase la sección 7.1.2.1), se introducen requisitos adicionales de actuación y funcionales de nivel inferior para llegar a contar con un sistema total capaz de dar apoyo a operaciones de aterrizaje de aeronaves. Este tipo de servicio da apoyo también a operaciones de despegue con guía

3.3.11 Los requisitos de integridad de la aproximación se aplican a cualquier aterrizaje y necesitan un diseño contra fallas. Si se sabe que el riesgo específico en una aproximación dada excede el especificado en este requisito, la operación no debe realizarse.

Uno de los objetivos del proceso de diseño es identificar riesgos específicos que puedan dar origen a información errónea y reducir esos riesgos mediante redundancia o vigilancia para lograr un diseño contra fallas. Por ejemplo, el sistema terrestre puede requerir procesadores de corrección redundantes y ser capaz de apagarse automáticamente si no está disponible dicha redundancia debido a una falla en el procesador.

3.3.12 Un aspecto único del GNSS es que su eficiencia varía con el tiempo a causa de cambios en la geometría del satélite principal. Para tener en cuenta esta variación, se incluyen ecuaciones de nivel de protección en los protocolos SBAS y GBAS, lo que proporciona un medio de inhibir el uso del sistema si es demasiado alto el riesgo específico que amenaza su integridad.

3.3.13 La eficiencia del GNSS también puede variar respecto del volumen de servicio a causa de la geometría de satélites visibles de la constelación principal. Las variaciones espaciales en la eficiencia del sistema pueden acentuarse aún más cuando el sistema terrestre opera en un modo degradado luego de una falla de los componentes del sistema, como estaciones de vigilancia o enlaces de comunicaciones. El riesgo debido a variaciones espaciales en la eficiencia del sistema también debe reflejarse en las ecuaciones de nivel de protección, es decir, con las correcciones de radiodifusión.

3.3.14 Las aumentaciones GNSS también están sujetas a diversos efectos atmosféricos, en particular debido a la ionosfera. Las variaciones espaciales y temporales en la ionosfera pueden producir errores de demora ionosférica a escalas local y regional que no pueden corregirse con las arquitecturas SBAS o GBAS debido a la definición de los protocolos de mensajes. Dichos sucesos son raros y su probabilidad varía de una región a otra, pero no se espera que sean despreciables. Los errores resultantes pueden ser de suficiente magnitud como para producir información errónea y deben reducirse en el diseño del sistema al tener en cuenta sus efectos en los parámetros de radiodifusión (p. ej., σ_{iono_vert} en el GBAS) y vigilando las condiciones excesivas en las que dichos parámetros no sean apropiados. Debe considerarse la probabilidad de que se produzcan esos sucesos al desarrollar cualquier monitor del sistema.

3.3.15 Otro efecto ambiental que debe tenerse en cuenta en el diseño del sistema terrestre es el de los errores debido al multitrayecto en los receptores terrestres de referencia, lo cual depende del

ambiente físico de las antenas de la estación de monitorización, así como de las elevaciones y los tiempos de rastreo de los satélites.

3.3.16 El SBAS debe garantizar la integridad de sus correcciones de radiodifusión como se establece en 3.7.2.4 en la totalidad de su área de cobertura. Este requisito se aplica igualmente fuera del área de servicio prevista, donde los receptores de usuario podrían navegar valiéndose de una función de navegación SBAS, si se dispone de una, o de una función de navegación por detección y exclusión de fallas (FDE). Las contribuciones del SBAS a una solución de navegación FDE se limitan a garantizar la integridad de las correcciones transmitidas. Los sistemas del SBAS deben cumplir todos los requisitos de integridad para todas las operaciones ordinarias, desde las operaciones en ruta hasta las de Categoría I, que se definen en la Tabla 3.7.2.4-1 en el área de cobertura cuando, para una operación dada, los niveles de protección horizontal y vertical sean inferiores a los correspondientes límites de alerta. Esto reviste particular importancia en las operaciones con guía vertical asistida por el SBAS que no están controladas por el bloque de datos del FAS.

3.4 Continuidad de servicio

3.4.1 La continuidad de servicio del sistema es la capacidad de que el sistema realice su función sin interrupciones no programadas durante la operación prevista.

3.4.2 En ruta

3.4.2.1 Para operaciones en ruta, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de salida para la navegación con una precisión e integridad especificadas en toda la operación prevista, suponiéndose que se dispone del sistema al principio de la operación. La incidencia de alertas del sistema de navegación, ya sea debida a una actuación libre de fallas raras o de averías, constituye un fallo de la continuidad. Puesto que la duración de estas operaciones es variable, se especifica el requisito de continuidad como probabilidad por hora de vuelo.

3.4.2.2 El requisito de continuidad del sistema de navegación para una sola aeronave es de 1 -1 × 10^{-4} por hora. Sin embargo, para sistemas por satélite, la señal en el espacio puede prestar servicio a un número grande de aeronaves en un área extensa. Los requisitos de continuidad presentados en la Subparte3, Tabla 3.7.2.4-1, representan los requisitos de fiabilidad de la señal en el espacio GNSS, es decir, llevan, para los elementos del GNSS, a requisitos de tiempo medio entre interrupciones (MTBO).

3.4.2.3 En la Subparte3, Tabla 3.7.2.4-1, se presenta una serie de valores para el requisito de continuidad de la señal en el espacio relativo a las operaciones en ruta. El valor inferior es la continuidad mínima según la cual se considera que el sistema puede aplicarse en la práctica. Es adecuado para zonas de escasa densidad de tránsito y de escasa complejidad del espacio aéreo. En tales zonas, el impacto de una falla del sistema de navegación se limita a un número pequeño de aeronaves y, por consiguiente, no es necesario aumentar significativamente el requisito de continuidad más allá del correspondiente a una sola aeronave (1 −1 × 10^{-4} por hora). El valor máximo presentado (o sea 1 −1 × 10−8 por hora) se adapta a zonas de elevada densidad de tránsito y de elevada complejidad del espacio aéreo, en las que una falla influirá en un número grande de aeronaves. Este valor es adecuado para sistemas de navegación en los cuales se tiene un grado elevado de fiabilidad en el sistema para la navegación y posiblemente para la vigilancia dependiente. El valor es suficientemente elevado para la situación basada en una escasa probabilidad de falla del sistema durante la vida útil del mismo. Se considera que los valores intermedios de continuidad (p.ej., 1 −1 × 10^{-6} por hora) son apropiados para zonas de elevada densidad de tránsito y elevada complejidad en las que hay un elevado grado de confianza en el sistema de navegación, pero en los cuales es posible mitigar las fallas del sistema de navegación. Tal mitigación puede aplicarse utilizando medios de navegación de alternativa o la vigilancia o intervención del ATC para mantener las normas de separación. Los valores de actuación de la continuidad se determinan en virtud de las necesidades del espacio aéreo en apoyo de la navegación cuando el GNSS haya sustituido a una

infraestructura existente de ayudas para la navegación o cuando no hubiera existido previamente tal infraestructura.

3.4.3 *Aproximación y aterrizaje*

3.4.3.1 En operaciones de aproximación y aterrizaje, la continuidad de servicio está relacionada con la capacidad del sistema de navegación de proporcionar datos de navegaciones con una precisión e integridad especificadas durante la aproximación y el aterrizaje, dado que se disponía del sistema desde el principio de la operación. En particular, esto significa que los casos de pérdida de continuidad que pueden predecirse y para los cuales se han expedido NOTAM no tienen que considerarse al establecer si un determinado diseño de sistema cumple los requisitos de continuidad de los SARPS. La influencia de alertas del sistema de navegación ya sea debido a actuación libre de fallas raras o a averías, constituye un suceso de pérdida de la continuidad. En este caso, el requisito de continuidad se indica como probabilidad para un corto período de exposición.

3.4.3.2 Los requisitos de continuidad para las operaciones de aproximación y aterrizaje representan solamente la asignación del requisito entre el receptor de la aeronave y elementos del sistema ajenos a la aeronave. En este caso, ningún aumento del requisito se considera necesario para atender al uso del sistema con aeronaves múltiples. El valor de la continuidad está normalmente relacionado solamente con el riesgo correspondiente a una aproximación frustrada y cada aeronave puede ser considerada como independiente. Sin embargo, en algunos casos, podría ser necesario aumentar los valores de continuidad puesto que una falla del sistema debe estar correlacionada entre ambas pistas (p. ej., el uso de un sistema común para aproximaciones a pistas paralelas poco distantes entre sí).

3.4.3.3 Para el APV basado en GNSS y aproximaciones de Categoría I, una aproximación frustrada se considera una operación normal ya que sucede cuando una aeronave desciende a la altitud de decisión para realizar la aproximación y el piloto no puede continuar con la referencia visual. El requisito de continuidad para estas operaciones se aplica al riesgo promedio (respecto del tiempo) de la pérdida de servicio, normalizado a 15 segundos de tiempo de exposición. Por consiguiente, el riesgo específico de pérdida de continuidad en una aproximación dada podría exceder el promedio requerido sin necesariamente comprometer la seguridad operacional del servicio proporcionado o de la aproximación. Una evaluación de la seguridad efectuada para un sistema llevó a la conclusión de que, en las circunstancias enunciadas en la evaluación, era más operacionalmente seguro continuar proporcionando el servicio que interrumpirlo.

3.4.3.4 Para las áreas en las que el diseño del sistema no cumpla con el riesgo promedio de continuidad que se especifica en los SARPS, sigue siendo posible publicar los procedimientos. Sin embargo, deben aplicarse medidas específicas de mitigación operacional para hacer frente a una reducción prevista de la continuidad. Por ejemplo, puede no autorizarse la planificación del vuelo basándose únicamente en un medio de navegación GNSS que posea un alto riesgo que amenace la continuidad promedio.

3.5 Disponibilidad

3.5.1 La disponibilidad del GNSS se caracteriza por la parte del tiempo en que el sistema ha de utilizarse para la navegación mientras se presenta información fiable de navegación a la tripulación, al piloto automático u a otro sistema de gestión de vuelo de la aeronave.

3.5.2 Al establecer los requisitos de disponibilidad del GNSS, debe tenerse en cuenta el nivel deseado de servicios al que ha de prestarse apoyo. Si el objetivo del servicio de navegación por satélite es sustituir una infraestructura existente de ayudas para la navegación en ruta, la disponibilidad del GNSS debe ser comparable a la disponibilidad que proporciona la infraestructura existente. Debe realizarse una evaluación del impacto en las operaciones de una degradación del servicio.

3.5.3 Cuando la disponibilidad del GNSS es baja, todavía es posible utilizar el sistema de navegación por satélite restringiendo las horas de funcionamiento para la navegación a aquellos períodos en los que se prevé que esté disponible. Esto es posible en el caso del GNSS puesto que la falta de disponibilidad debida a una geometría de satélites insuficiente puede ser repetida. En tales restricciones, permanecería todavía el riesgo de continuidad correspondiente al fallo de los componentes necesarios del sistema entre el momento en que se hace la predicción y aquél en que se realiza la operación.

3.5.4 *En ruta*

3.5.4.1 Los requisitos específicos de disponibilidad en una zona o para una operación deben basarse en:

a) densidad y complejidad del tránsito;
b) ayudas para la navegación de alternativa;
c) cobertura de vigilancia primaria/secundaria;
d) procedimientos de tránsito aéreo y del piloto; y
e) duración de las interrupciones.

3.5.4.2 Por este motivo, los SARPS del GNSS especifican una serie de valores para los requisitos de disponibilidad. Los requisitos prestan apoyo a operaciones con el GNSS como único medio en el espacio aéreo con diversos niveles de tránsito y de complejidad.

El extremo inferior de la gama es solamente suficiente para proporcionar el sistema como medio único de navegación, en un espacio aéreo de escasa densidad de tránsito y sin complejidad.

3.5.4.3 Aunque las aumentaciones pueden hacer que disminuya la dependencia del GNSS de un elemento central particular, no proporcionan un servicio útil sin los elementos centrales. El requisito de disponibilidad de una aumentación particular en una zona debe considerarse teniendo en cuenta la posible degradación de los elementos centrales del GNSS [es decir, la constelación mínima de elementos centrales (número y diversidad de satélites) que se prevé]. Deben prepararse procedimientos operacionales para el caso en que ocurra tal configuración degradada.

3.5.5 *Aproximación*

3.5.5.1 Los requisitos específicos para una zona deben basarse en:

a) densidad y complejidad de tránsito;
b) procedimientos para presentar y realizar una aproximación a un aeropuerto de alternativa;
c) sistema de navegación por utilizar en un aeropuerto de alternativa;
d) procedimientos de tránsito aéreo y del piloto;
e) duración de interrupciones; y
f) extensión geográfica de las interrupciones.

3.5.5.2 Al prepararse los procedimientos operacionales para sistemas de aproximación GNSS, deben tenerse en cuenta la duración de una interrupción del servicio y su impacto en el aeropuerto de alternativa. Aunque pueden ocurrir interrupciones del GNSS que influyan en muchas aproximaciones, puede restaurarse el servicio de aproximación sin ningún mantenimiento, debido a la órbita de los satélites.

3.5.6 *Determinación de la disponibilidad del GNSS*

Se complica la disponibilidad del GNSS por el movimiento de los satélites respecto a determinada zona de cobertura y por la posibilidad de requerirse largo tiempo para restaurar un satélite en caso de falla. La medición precisa de la disponibilidad requeriría muchos años para permitir que el período de mediciones sea superior al MTBF y a los períodos necesarios para la reparación. Debe determinarse la disponibilidad del GNSS mediante diseño, análisis y modelos en lugar de depender

de mediciones. En el modelo de disponibilidad deben tenerse en cuenta los modelos de errores ionosférico, troposférico y del receptor utilizados por el receptor para verificar la integridad (p. ej., cálculos de HPL, LPL, VPL). La disponibilidad especificada en la Subparte3, 3.7.2.4, se aplica a la disponibilidad de diseño.

Nota.- En el Adjunto F figura un texto de orientación adicional relativo a confiabilidad y disponibilidad de radiocomunicaciones y de radioayudas para la navegación.

4. ELEMENTOS DEL GNSS

4.1 GPS

Nota.- Puede consultarse información adicional relativa al GPS en la publicación Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance*, septiembre de 2008, y Especificación de interfaz (IS)-GPS-200E.*

4.1.1 La norma de performance se basa en la suposición de que se utiliza un receptor representativo del servicio de determinación de la posición normalizado (SPS). Un receptor representativo tiene las siguientes características:

a) su diseño es acorde con IS-GPS-200E;
b) emplea un ángulo de enmáscaramiento de 5º;
c) efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del Sistema geodésico mundial 1984 (WGS-84) según su sistema de coordenadas geocéntrico y fijado en la tierra (ECEF);
d) genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista,
e) compensa los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica SPS y código C/A;
f) excluye los satélites marginales y disfuncionales de la solución de posición;
g) emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando al respecto; y
h) pierde el rastro en caso de que un satélite GPS deje de transmitir una señal rastreable.

La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a los datos en el mensaje de navegación radiodifundido en que el tiempo SPS de GPS se relaciona a UTC, según lo mantenido por el Observatorio Naval de los Estados Unidos. Un receptor de 12 canales cumplirá con la performance especificada en la Subparte3, 3.7.3.1.1.1 y 3.7.3.1.2. Si un receptor sólo tiene capacidad para seguir a cuatro satélites (Apéndice B, 3.1.3.1.2), no podrá obtener la plena performance de exactitud y disponibilidad.

Nota.- Las condiciones que indican que un satélite es "funcional", "marginal" o "disfuncional" figuran en el documento "Servicio normalizado de determinación de la posición del sistema mundial de determinación de la posición — Norma de performance" *del Departamento de Defensa de los Estados Unidos, 4a edición, septiembre de 2008, sección 2.3.2.*

4.1.2 *Exactitud del dominio de posición.* La exactitud del dominio de posición se mide mediante un receptor representativo y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio (SIS) y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples.
4.1.3 *Exactitud del dominio de distancia.* La norma de exactitud del dominio de distancia se aplica a las operaciones normales, lo que supone que se transmiten regularmente a los satélites datos de

navegación actualizados. La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código C/A, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. El límite de error en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. En condiciones nominales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera que todos los satélites tienen un error telemétrico de usuario (URE) de la media cuadrática de SIS de 4 m. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuidos a los segmentos del espacio y de control.

4.1.4 *Disponibilidad.* La norma de disponibilidad se aplica a las operaciones normales, lo que supone que se transmiten regularmente a los satélites datos de navegación actualizados. La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 17 m horizontal al 95% y un umbral de 37 m vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor representativo que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio supone una constelación que satisfaga los criterios en 4.1.4.2.

4.1.4.1 *Relación con la disponibilidad de aumentación.* La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no está directamente relacionada con la disponibilidad GPS definida en la Subparte3, 3.7.3.1.2. Los Estados y explotadores deben evaluar la disponibilidad del sistema aumentado comparando la performance aumentada con los requisitos. El análisis de disponibilidad se basa en una constelación de satélites supuesta y la probabilidad de contar con un determinado número de satélites.

4.1.4.2 *Disponibilidad de satélites o constelaciones.* Se mantendrán en órbita 24 satélites operacionales con probabilidad de 0,95 (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir, aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos 21 satélites situados en las 24 posiciones nominales de intervalo deben ponerse en condiciones funcionales y transmitir una señal de navegación con 0,98 de probabilidad (normalizada anualmente). Al menos 20 satélites situados en las 24 posiciones nominales de intervalo deben ponerse en condiciones funcionales y transmitir una señal de navegación con 0,99999 de probabilidad (normalizada anualmente).

4.1.5 *Fiabilidad.* La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el URE SPS SIS instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites GPS funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La peor fiabilidad media en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en 18 horas, se concentrará en un punto en particular (tres fallas de seis horas cada una).

4.1.6 *Falla importante de servicio.* Se define una falla importante de servicio como aquella situación durante un período de tiempo en el que el error de la señal telemétrica de un satélite GPS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede del límite del error telemétrico de 4,42 veces el límite superior de la exactitud telemétrica del usuario (URA) radiodifundida por un satélite durante un tiempo más largo que el asignado para la alerta (10 segundos. La probabilidad de 1×10^{-5} indicada en el Subparte 3, 3.7.3.1.4 corresponde a un máximo de tres fallas importantes de servicio al año para la totalidad de la constelación suponiendo una constelación máxima de 32 satélites.

4.1.7 *Continuidad.* La continuidad en el caso de un satélite GPS funcional es la probabilidad de que la SIS del SPS seguirá siendo funcional, sin interrupción no programada, durante un intervalo de tiempo especificado. Las interrupciones programadas que se anuncien con una antelación mínima de 48 horas no contribuyen a una pérdida de continuidad.

4.1.8 *Cobertura.* El SPS hace posible el área de cobertura terrenal, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 3 000 km.

4.2 GLONASS

Nota.- Puede consultarse información adicional sobre el GLONASS en el Documento de control de interfaz GLONASS*, publicado por el Centro de información científica de coordinación, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.*

4.2.1 *Hipótesis.* La norma de eficiencia se basa en la hipótesis de que se utiliza un receptor de canal de exactitud normal (CSA) representativo. Un receptor representativo tiene las características siguientes: está diseñado de conformidad con el ICD del GLONASS; utiliza un ángulo de enmascaramiento de 5 grados; efectúa los cálculos geométricos sobre la posición y distancia del satélite con arreglo a la versión más actualizada del PZ-90 y utiliza los parámetros de transformación PZ-90 – WGS-84 como se especifica en el Apéndice B, 3.2.5.2; genera una solución de posición y tiempo a partir de los datos radiodifundidos por todos los satélites que están a la vista; compensa los efectos que la desviación Doppler dinámica tiene en las mediciones nominales de la fase portadora de la señal telemétrica CSA y en las de la señal de exactitud normal; excluye satélites GLONASS averiados de la solución de posición; emplea para la solución de posición datos actualizados y coherentes internamente tanto de efemérides como de reloj procedentes de todos los satélites que se están utilizando en su solución de posición; y pierde el rastro en caso de que un satélite GLONASS deje de transmitir el código de exactitud normal. La exactitud de transferencia de tiempo se aplica a un receptor estacionario que funciona en un emplazamiento que ha sido objeto de levantamiento.

4.2.2 *Exactitud*. La exactitud se mide mediante un receptor normalizado y con un intervalo de medición de 24 horas en cualquiera de los puntos del área de cobertura. La exactitud en cuanto a posición y tiempo sólo se refiere a la señal en el espacio (SIS) y no se incluyen al respecto las fuentes de errores siguientes, entre otras: ionosfera, troposfera, interferencia, ruido del receptor o trayectos múltiples. La exactitud se obtiene a partir de los datos proporcionados por la constelación de 24 satélites, de los cuales se eliminan los dos que ofrecen los datos más degradados, considerando además un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE (error telemétrico del usuario) de la constelación.

4.2.3 *Exactitud del dominio de distancia.* La exactitud del dominio de distancia depende del satélite indicando la funcionalidad y transmitiendo el código de exactitud normal, aunque no se tienen en cuenta las fallas de los satélites que quedan fuera de las características normales de operación. Los límites de exactitud del dominio de distancia pueden rebasarse en el caso de que se produzcan fallas de los satélites o se registren anomalías cuando se envían al satélite datos en enlace ascendente. Superar el límite del error telemétrico constituye una falla de servicio importante, como se describe en 4.2.6. El límite de error telemétrico en el régimen de variación de la distancia es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquiera de los satélites durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. El límite de error de aceleración telemétrico es el valor máximo que se obtiene con respecto a cualquier satélite durante un intervalo cualquiera de tres segundos en cualquier punto del área de cobertura. La media cuadrática de la exactitud del error telemétrico es el promedio de la media cuadrática del error telemétrico del usuario (URE) con respecto a todos los satélites en un intervalo cualquiera de 24 horas en un punto cualquiera del área de cobertura. En condiciones normales, todos los satélites se mantienen con arreglo a las mismas normas, de manera que a efectos de establecimiento de modelos de la disponibilidad es apropiado suponer que se considera con respecto a todos los satélites un valor de 6 m para la media cuadrática SIS URE. Las normas están restringidas a errores de dominio de distancia atribuibles a los segmentos del espacio y de control.

4.2.4 *Disponibilidad.* La disponibilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo cualquiera de 24 horas en el que el error de posición pronosticado en un 95% (debido a errores de los segmentos espacial y de control) se sitúa por debajo del umbral, con respecto a cualquier punto del área de cobertura. Está basado en un umbral de 12 m (40 ft) horizontal al 95% y un umbral de 25 m (80 ft) vertical al 95%, considerando que se emplea un receptor normalizado que funciona dentro del área de cobertura durante un intervalo cualquiera de 24 horas. La disponibilidad de servicio se basa en la hipótesis de que se cuenta con la peor combinación de satélites, dos de ellos fuera de servicio.

4.2.4.1 *Relación con la disponibilidad de aumentación.* La disponibilidad de ABAS, GBAS y SBAS no está directamente relacionada con la disponibilidad del GLONASS definida en la Subparte3, 3.7.3.2.2. El análisis de disponibilidad se basa en una constelación de satélites supuesta y la probabilidad de contar con un determinado número de satélites. Hay en órbita 24 satélites operacionales con probabilidad de 0,95 (promediada a lo largo de un día cualquiera), considerándose que un satélite es operacional si tiene capacidad de transmitir, aunque no transmita necesariamente, una señal telemétrica útil. Al menos 21 de los 24 satélites situados en posiciones nominales de plano/turno deben considerarse funcionales y deben transmitir una señal de navegación con 0,98 de probabilidad (promediada durante un año).

4.2.5 *Fiabilidad.* La fiabilidad es el porcentaje de tiempo durante un intervalo de tiempo especificado en el que se mantiene el CSA URE SIS instantáneo dentro del límite del error telemétrico, en un punto cualquiera del área de cobertura, en todos los satélites GLONASS funcionales. La norma de fiabilidad se basa en un intervalo de medición de un año y el promedio de los valores diarios dentro del área de cobertura. La fiabilidad promedio en determinado punto se basa en la hipótesis de que el tiempo total de falla del servicio, fijado en 18 horas, se concentrará en un punto en particular (3 fallas de 6 horas cada una).

4.2.6 *Falla importante de servicio.* Se define una falla importante de servicio como aquella situación, durante un período de tiempo, en la que el error de la señal telemétrica de un satélite GLONASS funcional (excluyendo los errores atmosféricos y del receptor) excede el límite de error telemétrico de 18 m (60 ft) [como se define en la Subparte3, 3.7.3.2.1.3 a)] y/o como fallas en las características de radiofrecuencia de la señal telemétrica CSA y en la estructura o contenido de los mensajes de navegación que deterioran las capacidades de recepción o procesamiento de la señal telemétrica del receptor CSA.

4.2.7 *Cobertura.* El CSA del GLONASS hace posible el área de cobertura terrestre, que abarca desde la superficie de la tierra hasta una altitud de 2 000 km.

4.2.8 *Hora GLONASS.* Se genera la hora GLONASS basada en la hora del sincronizador central GLONASS. La inestabilidad diaria del reloj de hidrógeno del sincronizador central no es peor que 5×10^{-14}. La diferencia entre la hora GLONASS y la hora UTC (SU) es inferior a 1 milisegundo. El mensaje de navegación incluye los datos requeridos para relacionar la hora GLONASS con UTC (SU) dentro de 0,7 microsegundos.

4.2.8.1 *Transformación de la información de los datos actuales GLONASS a la forma común.* El mensaje de navegación del satélite contiene la información de datos actuales en el parámetro NT. Puede transformarse a la forma común mediante el siguiente algoritmo:

a) El número J del año actual en el intervalo de cuatro años se calcula en la forma siguiente:

Si $1 \leq NT \leq 366$; $J = 1$;
Si $367 \leq NT \leq 731$; $J = 2$;
Si $732 \leq NT \leq 1096$; $J = 3$;
Si $1097 \leq 12\ NT \leq 1461$; $J = 4$.

b) El año actual en la forma común se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$Y = 1996 + 4\ (N_4 - 1) + (J - 1).$$

c) El mes y el día actuales (dd/mm) se extraen de la tabla de referencia almacenada en la ROM del equipo del usuario. Esta tabla interrelaciona el parámetro N_T y las fechas de forma común.

4.2.9 *Sistema de coordenadas GLONASS.* El sistema de coordenadas GLONASS es PZ-90 según lo descrito en *Parámetros de la Tierra, 1990 (PZ-90)*, publicado por el Servicio topográfico, Ministerio de Defensa de la Federación de Rusia, Moscú.

4.2.9.1 En los parámetros PZ-90 se incluyen las constantes geodésicas fundamentales, las dimensiones de la elipsoide terrenal común, las características del campo gravitacional de la tierra y los elementos de la elipsoide Krasovsky (sistema de coordenadas de 1942) con orientación relativa al elipsoide terrenal común.

4.2.9.2 Por definición, el sistema de coordenadas PZ-90 es un sistema espacial cartesiano geocéntrico cuyo origen está situado en el centro de la tierra. El eje Z está dirigido hacia el Polo terrenal convencional según lo recomendado por el Servicio internacional de rotación de la tierra. El eje X está dirigido hacia el punto de intersección del plano ecuatorial de la tierra y el meridiano cero establecido por la BIH (Junta internacional de la hora). El eje Y completa el sistema de coordenadas dextrógiro.

4.3 Dilución de la precisión

Los factores de dilución de la precisión (DOP) expresan la forma en que se establece la escala de exactitud telemétrica mediante un efecto geométrico para producir la exactitud de la posición. La geometría óptima (es decir, los valores más bajos de DOP) para los cuatro satélites se logra cuando tres de los satélites están igualmente espaciados en el horizonte, a un ángulo mínimo de elevación y cuando un satélite está directamente en la vertical. Puede decirse que la geometría “diluye” la exactitud del dominio telemétrico por el factor DOP.

4.4 Receptor GNSS

4.4.1 Los fallos causados por el receptor pueden tener dos consecuencias en la actuación del sistema de navegación, ya sea la interrupción de la información proporcionada al usuario, ya sea datos de salida con información errónea. Ninguno de estos sucesos se tiene en cuenta en el requisito de la señal en el espacio.

4.4.2 El error nominal del elemento GNSS de aeronave está determinado por el ruido del receptor, la interferencia, multitrayectos y errores residuales del modelo troposférico. Los requisitos específicos relativos al ruido de receptor tanto para el receptor de a bordo SBAS como para el receptor de a bordo GBAS incluyen el efecto de cualquier interferencia por debajo de la máscara de protección especificada en el Apéndice B, 3.7. Se ha demostrado que se obtiene la actuación requerida en receptores en que se aplica un espaciado estrecho de correlator o técnicas de adaptación de código.

5. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN LA AERONAVE (ABAS)

5.1 El ABAS aumenta o integra la información obtenida de elementos GNSS con la información disponible a bordo de la aeronave, para garantizar que la operación se ajuste a los valores especificados en la Subparte3, 3.7.2.4.

5.2 El ABAS incluye planes de procesamiento que proporcionan:

a) vigilancia de la integridad para la solución de la posición utilizando información redundante (p. ej., mediciones múltiples de distancia). El plan de vigilancia consiste en general en dos funciones: detección de fallas y exclusión de fallas. El objetivo de la detección de fallas es detectar la presencia de una falla al determinar la posición. Al detectar una falla la exclusión

adecuada de la misma determina y excluye la fuente de la falla (sin que necesariamente se identifique la fuente concreta que causa el problema), por lo que se permite que la navegación GNSS continúe sin interrupción. Hay dos clases generales de vigilancia de la integridad: vigilancia autónoma de la integridad en el receptor (RAIM) que utiliza exclusivamente información del GNSS y vigilancia autónoma de la integridad en la aeronave (AAIM) que utiliza información de sensores adicionales a bordo [p. ej., altímetro barométrico, reloj y sistema de navegación inercial (INS)];

b) ayudas continuas para la solución de posición empleándose información de otras fuentes, como INS, altimetría barométrica y relojes externos;
c) disponibilidad de ayudas para la solución de la posición (análogo a las ayudas de continuidad); y
d) ayudas de exactitud mediante la estimación de los errores remanentes al determinar las distancias.

5.3 La información ajena al GNSS puede integrarse al GNSS de dos modos:

a) integrada al algoritmo de solución del GNSS (un ejemplo es el modelo de datos de altimetría como una medición adicional por satélite); y
b) externa al cálculo básico de posición GNSS (un ejemplo es comparar los datos de altimetría con la solución GNSS en el plano vertical izándose una bandera siempre que falla la comparación).

5.4 Cada plan tiene ventajas e inconvenientes específicos y no es posible presentar una descripción de todas las opciones posibles de integración con determinados valores numéricos de la actuación lograda. Lo mismo tiene aplicación a la situación por la que se combinan varios elementos GNSS (p. ej., GPS y GLONASS).

6. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN SATÉLITES (SBAS)

6.1 Un SBAS está constituido por tres elementos distintivos:

a) la infraestructura de tierra;
b) los satélites SBAS; y
c) el receptor SBAS de a bordo.

6.1.1 En la infraestructura de tierra se incluyen las estaciones de supervisión y de procesamiento que reciben los datos de los satélites de navegación y calculan la integridad, las correcciones y los datos telemétricos que constituyen la señal en el espacio SBAS.

Los satélites SBAS retransmiten los datos retransmitidos desde la infraestructura de tierra a los receptores SBAS de a bordo los cuales determinan la información de posición y de hora utilizando constelaciones principales de satélites y satélites SBAS. Los receptores SBAS de a bordo adquieren los datos telemétricos y de corrección y los aplican a determinar la integridad y a mejorar la exactitud de la posición obtenida.

6.1.2 La red de tierra SBAS mide la seudodistancia entre la fuente telemétrica y un receptor SBAS en lugares conocidos y proporciona correcciones independientes para los errores de efemérides de la fuente telemétrica, los errores de reloj y los errores ionosféricos. El usuario aplica un modelo de retardo troposférico.
6.1.3 El error de efemérides de la fuente telemétrica y el error de reloj que se mueve lentamente son las bases primarias para la corrección a largo plazo. Se ajusta el reloj de la fuente telemétrica para la corrección a largo plazo y para el error troposférico, y ello constituye la base primaria para la corrección rápida. Se combinan los errores ionosféricos entre muchas fuentes telemétricas para

formar los errores ionosféricos en sentido vertical en puntos predeterminados de la retícula ionosférica. Estos errores constituyen las bases primarias para las correcciones ionosféricas.

6.2 Área de cobertura y áreas de servicio del SBAS

6.2.1 Es importante distinguir entre el área de cobertura y las áreas de servicio de un SBAS. Un área de cobertura por lo común coincidirá con las áreas de proyección de los satélites geoestacionarios y comprenderá una o más áreas de servicio, cada una capaz de prestar. Las áreas de servicio las declaran los proveedores de servicio SBAS o el Estado o grupo de Estados que administran el SBAS para las operaciones ordinarias que se definen en la tabla 3.7.2.4-1 (en ruta, APV-I, Categoría I, etc.) en donde los correspondientes requisitos de precisión, integridad y continuidad se cumplen con una determinada disponibilidad (p.ej. 99%). Algunos proveedores de servicio SBAS publican las áreas de servicio de sus sistemas (p.ej. en los parámetros de actuación de WAAS, el documento de definición del servicio de EGNOS y las AIP). El área de servicio para los servicios en ruta puede ser más amplia que para APV-I. Para el receptor de GNSS, la señal en el espacio puede usarse toda vez que los niveles de protección sean inferiores a los niveles de alerta para la operación de la que se trate (límite de protección vertical < límite de alerta vertical y límite de protección horizontal < límite de alerta horizontal), independientemente de que el receptor de GNSS esté o no dentro del área de servicio correspondiente definida por el proveedor de servicio SBAS.

6.2.1.1 Los sistemas del SBAS prestan apoyo en base a algunas o a todas las funciones del SBAS definidas en la Subparte 3, 3.7.3.4.2. Estas funciones pueden relacionarse con las operaciones a las que se presta apoyo de la forma siguiente:

a) Telemetría: el SBAS proporciona una fuente telemétrica para uso con otra aumentación (ABAS, GBAS u otro SBAS);
b) Estado del satélite y correcciones diferenciales básicas: el SBAS proporciona el servicio en ruta, de terminal y de aproximaciones que no son de precisión. Puede prestarse apoyo a distintas operaciones (p. ej., operaciones de la navegación basada en la performance) en distintas áreas de servicio;
c) Correcciones diferenciales precisas: el SBAS proporciona APV y servicio de aproximación de precisión (es decir, puede prestarse apoyo a APV-I y APV-II aproximaciones de precisión en distintas áreas de servicio).

6.2.2 Los servicios de aumentación basados en satélites son proporcionados por el Sistema de aumentación de área ampliada (WAAS) (Norteamérica), el Servicio europeo de complemento geoestacionario de navegación (EGNOS) (Europa y África) y el Sistema de aumentación basado en satélites (MSAS) de los satélites de transporte multifuncionales (MTSAT) (Japón) la navegación asistida por GPS aumentada por satélites en órbita geoestacionaria (GEO) (GAGAN) (India). El sistema de corrección diferencial y vigilancia (SDCM) (Rusia) y otros sistemas de SBAS también están en etapa de desarrollo para proporcionar estos servicios

6.2.3 Fuera de las áreas de servicio definidas, un SBAS puede proporcionar servicio exacto y fiable. Las funciones telemétricas, de estado del satélite y de correcciones diferenciales básicas son utilizables en toda el área de cobertura. La actuación de estas funciones puede ser técnicamente adecuada para prestar apoyo a operaciones en ruta, de terminal y aproximaciones que no sean de precisión, proporcionando datos de supervisión y de integridad para constelaciones núcleo de satélites o satélites SBAS. Mediante mensajes de tipo 27 o 28, el SBAS mitiga errores que no puede monitorizar su red de tierra.

6.2.4 Cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS dentro de su espacio aéreo. En algunos casos, los Estados establecerán la infraestructura SBAS de tierra enlazada a un SBAS En otros casos, los Estados pueden sencillamente dar aprobación a áreas de servicio y a operaciones basadas en SBAS utilizando señales SBAS disponibles. En uno u otro de estos casos, cada uno de los Estados tiene la responsabilidad de asegurarse de que el SBAS satisface los requisitos indicados en la Subparte3,

3.7.2.4, dentro de su espacio aéreo, y de que se proporcionan para su espacio aéreo la notificación adecuada de condición de las operaciones y los NOTAM.

6.2.5 Antes de conceder la aprobación a operaciones basadas en SBAS, el Estado debe determinar que se da un apoyo adecuado a las operaciones propuestas por uno o más SBAS. Esta determinación debe concentrarse en la posibilidad práctica de utilizar las señales del SBAS, teniendo en cuenta el emplazamiento relativo de la red de tierra para SBAS. Esto podría implicar colaborar con Estados u organizaciones responsables del funcionamiento del SBAS. Para un espacio aéreo situado a una distancia relativamente alejada de una red de tierra SBAS, sería reducido el número de satélites visibles para los cuales el SBAS proporciona el estado y las correcciones básicas. Puesto que los receptores SBAS tienen la capacidad de utilizar los datos desde dos SBAS simultáneamente, y de utilizar la detección autónoma de fallas y la exclusión de ser necesaria, es posible que la disponibilidad resulte todavía suficiente para la aprobación de operaciones.

6.2.6 Antes de publicar procedimientos basados en señales SBAS, se confía en que el Estado proporcione una supervisión del estado de los satélites y un sistema NOTAM. Para determinar el efecto de una falla de un elemento del sistema en el servicio, se utilizará un modelo matemático de volumen de servicio. El Estado puede obtener el modelo ya sea del SBAS o preparar su propio modelo. Utilizando los datos del estado actual y pronosticado de los elementos básicos del sistema y los lugares en los que el Estado ha aprobado las operaciones, en el modelo se identificaría el espacio aéreo y los aeropuertos en los que se prevé que haya interrupciones de servicio y pudiera ser utilizado para producir NOTAM. Los datos de la condición de los elementos del sistema (actuales y pronosticados) requeridos para el modelo podrían obtenerse mediante arreglos bilaterales con el proveedor del servicio SBAS o mediante una conexión de “radiodifusión” en tiempo real de los datos, si el proveedor del servicio SBAS opta por proporcionar de este modo los datos.

6.2.7 Los Estados o regiones que participen se coordinarán por mediación de la OACI para asegurar que el SBAS proporciona una cobertura mundial sin interrupciones, teniendo en cuenta que las aeronaves equipadas para utilizar la señal podrían sufrir restricciones operacionales en el caso de que un Estado o región no apruebe la utilización de una o más de las señales SBAS en su espacio aéreo. En tales casos el piloto tendría que excluir por completo la selección del GNSS puesto que el equipo de aeronave podría no permitir excluir la selección de todos los SBAS o de uno en particular.

6.2.8 Puesto que las coberturas del SBAS (proyección) de satélites GEO se superponen, surgirán asuntos de interfaz entre los SBAS. Como mínimo, los receptores SBAS de a bordo deben ser capaces de funcionar dentro de la cobertura de cualquier SBAS. Es posible que un proveedor de servicios SBAS supervise y envíe datos de integridad y de corrección para el satélite de órbita geoestacionaria que pertenece a otro proveedor de SBAS. Esto mejora la disponibilidad añadiendo fuentes telemétricas. Esta mejora no exige ninguna interconexión entre los sistemas SBAS y deben proporcionarla todos los proveedores del servicio SBAS..

6.2.9 Pueden aplicarse otros niveles de integración mediante una conexión única entre las redes SBAS (p. ej., comunicación independiente por satélite). En este caso, los SBAS pueden intercambiar mediciones de satélites en bruto de una o más estaciones de referencia o procesar los datos (correcciones o datos de integridad) desde sus estaciones principales. Esta información puede utilizarse para mejorar la firmeza del sistema y su exactitud mediante el promedio de los datos o su integridad mediante un mecanismo de verificación cruzada. Mejorará también la disponibilidad dentro de las áreas de servicio y la actuación técnica satisfará los SARPS GNSS en toda el área de cobertura (es decir, se mejoraría la supervisión de las efemérides de satélite). Por último, los datos de control y estado del SBAS podrían intercambiarse para mejorar el mantenimiento del sistema.

6.3 Integridad

6.3.1 Las disposiciones relativas a integridad son complejas puesto que algunas características están determinadas dentro de la red de tierra SBAS y trasmitidas en la señal en el espacio, mientras otras están determinadas por el equipo SBAS de la aeronave. En cuanto a las funciones de estado de los satélites y correcciones básicas, una incertidumbre sobre el error para las correcciones de efemérides y de reloj está determinada por la red de tierra SBAS. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico diferencial del usuario (UDRE) para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones rápida y a largo plazo y de la exclusión de efectos atmosféricos y de errores del receptor.

6.3.2 En la función diferencial precisa, se determina una incertidumbre de error para la corrección ionosférica. El modelo de esta incertidumbre sigue la varianza de una distribución normal de media cero que describe el error telemétrico ionosférico residual del usuario (UIRE) L1 para cada fuente telemétrica después de la aplicación de las correcciones ionosféricas. Esta varianza está determinada por el modelo ionosférico mediante el error en sentido vertical ionosférico de una retícula de radiodifusión (GIVE).

6.3.3 Hay una probabilidad determinada de que un receptor SBAS no reciba un mensaje SBAS. Para continuar con la navegación en tal caso, el SBAS radiodifunde en la señal en el espacio, parámetros de degradación. Se utilizan estos parámetros en una serie de modelos matemáticos que caracterizan el error residual adicional de las correcciones diferenciales, tanto básicas como precisas, inducidas utilizando datos antiguos pero activos. Se utilizan estos modelos para modificar la varianza UDRE y la varianza UIRE, según corresponda.

6.3.4 Se utilizan las incertidumbres de cada error particular descritas anteriormente en el receptor para calcular un modelo de error de la solución de navegación. Esto se hace proyectando los modelos de error de seudodistancia al dominio de la posición. El nivel de protección horizontal (HPL) proporciona un límite del error de posición horizontal con una probabilidad obtenida a partir del requisito de integridad. De modo análogo, el nivel de protección vertical (VPL) proporciona un límite respecto a la posición en sentido vertical. Si el HPL calculado excede del límite de alerta horizontal (HAL) respecto a una operación particular, la integridad del SBAS no es adecuada para prestar apoyo a tal operación. Lo mismo puede decirse para la aproximación de precisión y las operaciones APV si el VPL excede del límite de alerta vertical (VAL).

6.3.5 Una de las tareas más desafiantes para un proveedor SBAS es determinar las varianzas UDRE y GIVE de modo que satisfagan los requisitos de integridad del nivel de protección sin repercutir en la disponibilidad. La actuación de cada uno de los SBAS depende de la configuración de la red, de la amplitud y de la densidad geográficas, del tipo y calidad de las mediciones utilizadas y de los algoritmos aplicados al procesamiento de los datos. En la Sección 14 se describen los métodos generales para determinar la varianza del modelo.

6.3.6 *Error residual de reloj y de efemérides (□UDRE).* El error residual de reloj está bien caracterizado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a este error. El error residual de efemérides depende del emplazamiento del usuario. Para la función diferencial precisa, el proveedor de SBAS se asegurará de que el error residual para todos los usuarios está dentro de un área de servicio determinada según lo indicado en el □UDRE. Para la función diferencial básica, debe evaluarse el error residual de efemérides y podría determinarse que este es despreciable.

6.3.7 *Error ionosférico vertical (□GIVE).* El error residual ionosférico está bien representado por una distribución normal de promedio cero, puesto que son muchos los receptores que contribuyen a la estimación ionosférica. Los errores provienen del ruido de medición, del modelo ionosférico y de la descorrelación espacial de la ionosfera. Se mitiga el error de posición proveniente del error ionosférico mediante la correlación positiva de la ionosfera misma. Además, la distribución de error

residual ionosférico tiene colas truncadas, o sea, que la ionosfera no puede crear un retardo negativo y tiene un retardo máximo.

6.3.8 *Errores de elementos de aeronave.* La contribución combinada de multitrayectos y del receptor está limitada, según lo descrito en la Sección 14. Este error puede subdividirse en la contribución de multitrayectos y la del receptor según lo definido en el Apéndice B, 3.6.5.5.1, y puede utilizarse el modelo estándar para multitrayectos. Puede tomarse la contribución del receptor a partir del requisito de exactitud (Apéndice B, 3.5.8.2 y 3.5.8.4.1) y extrapolarse a condiciones de señal ordinarias. Concretamente, puede suponerse que la aeronave tiene $\sigma^2_{air} = \sigma^2_{receptor} + \sigma^2_{multitrayecto}$ $\sigma^2_{multitrayecto}$, en la que se supone que $\sigma_{receptor}$ está definido por el RMS_{pr_air} especificado para el Equipo designador de exactitud a bordo A, del GBAS, y $\sigma_{multitrayecto}$ está definido en el Apéndice B, 3.6.5.5.1. En la contribución de la aeronave a multitrayectos se incluyen los efectos de las reflexiones producidas por la aeronave misma. No se incluyen los errores por multitrayectos resultantes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia indica que estos errores no son despreciables, deben tenerse en cuenta para las operaciones.

6.3.9 *Error troposférico.* En el receptor debe utilizarse un modelo para corregir los efectos troposféricos. El error residual del modelo está limitado por el error sistemático máximo y por la varianza definidos en el Apéndice B, 3.5.8.4.2 y 3.5.8.4.3. Los efectos de este promedio deben tenerse en cuenta en el sistema terrestre. El usuario de a bordo aplica un modelo especificado al error troposférico residual (σ_{tropo}).

6.4 Características RF

6.4.1 *Nivel mínimo de potencia de la señal GEO.* Se requiere equipo mínimo de aeronave (p. ej., RTCA/DO-229D) para operar con una intensidad mínima de señal de –164 dBW en la entrada del receptor en presencia de interferencia ajena al RNSS (Apéndice B, 3.7) y una densidad de ruido RNSS total de –173 dBm/Hz. En presencia de interferencia, es posible que la eficiencia de rastreo de los receptores no sea fiable para una intensidad de señal de entrada inferior a –164 dBW (p. ej., con satélites GEO puestos en órbita antes de 2014). Un GEO que tiene una potencia de señal inferior a –164 dBW a la salida de la antena receptora normal a 5º de elevación en el suelo puede utilizarse para garantizar el rastreo de señal en un área de servicio contenida en un área de cobertura que se define por un ángulo mínimo de elevación que supera los 5º (p. ej., 10º). En este caso, se aprovecha la ganancia característica de la antena normal para llegar a un compromiso entre la potencia de la señal GEO y la extensión del área de servicio en la cual debe garantizarse una señal susceptible de rastreo. Al planificar la introducción de operaciones nuevas basadas en el SBAS, se espera que los Estados lleven a cabo una evaluación del nivel de potencia de la señal en comparación con la interferencia de nivel de fuentes RNSS o ajenas al RNSS. Si el resultado de este análisis indica que el nivel de interferencia es adecuado para operar, pueden autorizarse las operaciones.

6.4.2 *Hora de red SBAS.* La hora de red SBAS es una referencia de tiempo mantenida por el SBAS para fines de definir las correcciones. Al aplicar las correcciones, la solución del usuario en cuanto a la hora se relaciona con la hora de la red SBAS más bien que la hora del sistema de la constelación principal de satélites. Si no se aplica ninguna corrección, entonces la solución para la posición se relacionará con una hora compuesta de constelación principal de satélites/red SBAS, dependiendo de los satélites utilizados y la exactitud resultante estará influenciada por las diferencias entre ellos.

6.4.3 Codificación convolucional SBAS. En el documento RTCA/DO-229C, Apéndice A, puede consultarse información sobre la codificación y decodificación convolucional de los mensajes SBAS.

6.4.4 Temporización de mensajes. Los decodificadores convolucionales de los usuarios introducirán un retardo fijo que depende de sus respectivos algoritmos (habitualmente 5 longitudes de limitación o 35 bits), los cuales deben compensarse para determinar el SNT del SBAS de la señal recibida.

6.4.5 Características de la señal del SBAS. Las diferencias entre la fase relativa y las características del retardo de grupo de las señales del SBAS, en comparación con las del GPS, puede crear un

error de sesgo del intervalo relativo de los algoritmos de rastreo del receptor. Se espera que el proveedor de servicios SBAS tenga en cuenta este error, puesto que afecta a los receptores con características de rastreo dentro de las restricciones de rastreo que figuran en el Adjunto D, 8.11. En el caso de los GEO para los cuales han sido publicadas en el RTCA/DO-229D, Apéndice T, las características del filtro de RF a bordo, es de esperar que los proveedores de servicios SBAS garanticen que los UDRE limiten los errores residuales, incluidos los errores de sesgo del intervalo máximo que se especifica en el RTCA/DO-229D. Para otros GEO, se espera que los proveedores de servicios SBAS trabajen con los fabricantes de equipo a fin de determinar, a través de un análisis, los errores de sesgo del intervalo máximo que puedan preverse en los receptores existentes al procesar estos GEO específicos. Este efecto puede reducirse al mínimo al garantizar que los GEO tengan una anchura de banda amplia y un retardo de grupo pequeño a través de la banda de paso.

6.4.6 Códigos de ruido seudoaleatorio (PRN) del SBAS. Los receptores que se ajustan al documento RTCA DO-229D, con el Cambio 1 y las versiones anteriores buscan los códigos PRN en el intervalo de 120 a 138 únicamente (y no en el intervalo completo de 120 a 158 de la Tabla B-23) y, por lo tanto, no adquirirán ni rastrearán las señales SBAS identificadas por un código PRN en el intervalo de 139 a 158. Los receptores que se ajustan al DO-229E y sus versiones subsiguientes pueden adquirir y rastrear señales SBAS identificadas por todos los códigos PRN de la Tabla B-23..

6.5 Características de datos SBAS

6.5.1 Mensajes SBAS. Debido a la anchura de banda limitada, se codifican los datos SBAS en mensajes que están diseñados para minimizar el caudal requerido de datos. En el documento RTCA/DO-229D, Apéndice A, se proporcionan las especificaciones detalladas para mensajes SBAS.

6.5.2 Intervalos de radiodifusión de datos. En el Apéndice B, Tabla B-54 se especifican los intervalos máximos entre radiodifusiones. Estos intervalos son tales que un usuario que entre en el área de radiodifusión de servicio SBAS sea capaz de obtener datos de salida para una posición corregida junto con información de integridad proporcionada por el SBAS en un plazo razonable. Para las operaciones en ruta, de terminal y NPA, se recibirán todos los datos necesarios en un plazo de dos minutos, mientras que para operaciones de aproximación de precisión será necesario un máximo de cinco minutos. Los intervalos máximos entre radiodifusiones no justifican un nivel particular de actuación en cuanto a exactitud según lo definido en la Subparte 3, Tabla 3.7.2.4-1. Para garantizar determinada actuación de exactitud, cada proveedor del servicio adoptará un conjunto de intervalos de radiodifusión teniendo en cuenta los distintos parámetros tales como el tipo de constelaciones (p. ej., GPS con SA, GPS sin SA), o la actividad ionosférica.

6.5.3 Tiempo hasta alerta. En la Figura D-2 se proporcionan textos explicativos para la asignación del tiempo total hasta alerta definido en la Subparte 3, Tabla 3.7.2.4-1. Los requisitos de tiempo hasta alerta del Apéndice B, 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 y 3.5.7.5.1 (que corresponden respectivamente a la condición de los satélites GNSS, a las funciones de corrección diferencial básica y a las de corrección diferencial precisa) comprenden las asignaciones de tierra y del espacio indicadas en la Figura D-2.

6.5.4 Función troposférica. Puesto que la refracción troposférica es un fenómeno local, todos los usuarios calcularán sus propias correcciones de retardo troposférico. Una estimación del retardo troposférico para la aproximación de precisión se describe en el documento RTCA/DO-229C, igualmente pueden utilizarse otros modelos.

6.5.5 *Consideraciones de multitrayectos.* Los multitrayectos son uno de los aspectos que más causan errores de determinación de la posición del SBAS que influyen en los elementos de tierra y de a bordo. Respecto a los elementos de tierra SBAS, debe hacerse principalmente hincapié en reducir o mitigar los efectos de multitrayectos tanto cuanto sea posible, de forma que sean pequeñas las incertidumbres SIS. Se han estudiado muchas técnicas de mitigación tanto desde la perspectiva teórica como desde la perspectiva experimental. El mejor enfoque para poner en práctica las estaciones de referencia SBAS con errores mínimos de multitrayecto es el siguiente:

a) asegurar que se selecciona una antena con características de reducción de multitrayectos;
b) considerar el uso de técnicas de plano de tierra;
c) asegurar que la antena está colocada en un lugar con escasos efectos de multitrayectos; y
d) utilizar equipo y técnicas de procesamiento del receptor a fin de reducir los multitrayectos.

6.5.6 *Expedición de datos GLONASS.* Como el actual diseño GLONASS no proporciona un identificador definido para los conjuntos de datos de efemérides y de reloj, el SBAS utilizará un mecanismo específico para evitar ambigüedad en las aplicaciones de las correcciones de radiodifusión. Este mecanismo se explica en la Figura D-3. Las definiciones de tiempo de latencia y de intervalo de validez con los requisitos de codificación conexos figuran en el Apéndice B, 3.5.4. El usuario puede aplicar las correcciones a largo plazo recibidas únicamente si el conjunto de datos de efemérides y de reloj GLONASS utilizado a bordo se ha recibido dentro del intervalo de validez.

6.6 Bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) del SBAS

6.6.1 El bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) del SBAS con respecto a un procedimiento de aproximación en particular aparece en el Apéndice B, 3.5.8.4.2.5.1 y la Tabla B-57A. Este bloque es el mismo que el bloque de datos FAS del GBAS definido en el Apéndice B, 3.6.4.5 y la Tabla B-66, con las excepciones siguientes. El bloque de datos FAS del SBAS también contiene los datos HAL y VAL empleados para el procedimiento de aproximación descrito en 6.3.4. El equipo del usuario del SBAS interpreta ciertos campos de manera diferente al equipo del usuario del GBAS.

6.6.2 Los bloques de datos FAS para aproximaciones con SBAS y algunas con GBAS se mantienen dentro de una base de datos de a bordo común que sirve para SBAS y GBAS. Dentro de esta base de datos, las asignaciones de canal deben ser exclusivas para cada aproximación y estar coordinadas con las autoridades civiles. Los Estados son responsables de proporcionar los datos FAS que hayan de incorporarse a la base de datos.

6.6.3 En la Tabla D-1 figura un ejemplo de la codificación del bloque de datos para el SBAS que ilustra la codificación de los diversos parámetros de aplicación, incluida la verificación de redundancia cíclica (CRC). Los valores técnicos correspondientes a los parámetros de mensajes en la tabla ilustran el procedimiento de codificación de mensajes.

Tabla D-1: Ejemplo de un bloque de datos FAS SBAS

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	REGLAS DE CODIFICACIÓN (Nota 5)	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICIÓN BINARIA	REPRESENTACIÓN BINARIA (Nota 1)	REPRESENTACIÓN HEXADECIMAL
Tipo de operación	1	[0..1b]	1	0 : Procedimiento de aproximación directa 1..15 : Libre	Directo	0	$m_{154}..m_{151}$	0000	00
ID de proveedor de servicio SBAS	4	[0..15]	1	0 : WAAS 1 : EGNOS 2 : MSAS 3 : GAGAN 4 : SDCM 5..13 : Libre 14 : SDAS suministrado 15 : Todo proveedor SDAS	EGNOS	1	$m_{154}..m_{151}$	0001	
ID de componente	32	[0..2^32-1]		c_1, c_2, c_3 = [0..9, A..Z] c_4 = [espacio, 0..9, A..Z] D_{OUT} = valor ASCII & 3F	FPA0	FPA0	$m_{142}..m_{135}$ $m_{134}..m_{127}$ $m_{126}..m_{119}$ $m_{118}..m_{111}$	1' 00 001100 1' 00 000110 3' 00 000010 3' 00 001111 (Nota 2)	F0 46 80 3F
Número de pista	6	[01..36]	1		14	14	$m_{142}..m_{137}$	001110	38
Letra de pista	2	[0..3]	1	0 : Ninguna letra 1 : Derecha (R) 2 : Centro (C) 3 : Izquierda (L)	R	1	$m_{136}..m_{135}$	01	
Designador de configuración de aproximación	3	[0..7]	1	No utilizado para SBAS	0 (valor preestablecido)	0	$m_{141}..m_{139}$	000	00
Indicador de tipo	5	0		0 = [espacio, A..Z] 0 = [y, u = 0]	Z	Z	$m_{138}..m_{134}$	11010	
Selector de datos de trayectoria de referencia	6	[0..40]		No utilizado para SBAS	0 (valor preestablecido)	0	$m_{133}..m_{128}$	000000	00
Identificador de trayectoria de referencia	32	[0..9,A..Z]	-	c_1, c_2, c_3 = [E, M, W] c_4 = [0..9] c_5 = [espacio, A..D, L..P, M, Q..R, Z] D_{OUT} = valor ASCII & 3F	E14A	E14A	$m_{127}..m_{120}$ $m_{119}..m_{112}$ $m_{111}..m_{104}$ $m_{103}..m_{96}$	E' 00 000101 1' 00 110001< 4' 00 110100 A' 00 000001 (Nota 2)	50 20 82 A0
Latitud LTP/FTP	32	[-90,0°..90,0°]	0,0001 segarc	D_{CONV1} = D_{IN} -> método de redondeo (Nota 3) D_{CONV2} = D_{CONV1} -> decimal (seg) D_{OUT} = D_{CONV2} x 2 000 N : D_{OUT} S: Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 43°38'38,8103" N	D_{CONV1} = 43°38'38,8105" N D_{CONV2} = 157118,8105 seg D_{OUT} = 314 237 621	$m_{95}..m_{88}$ $m_{87}..m_{80}$ $m_{79}..m_{72}$ $m_{71}..m_{64}$	00010010 10110010 11100010 10110101	A0 47 5D A5

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	REGLAS DE CODIFICACIÓN *(Nota 5)*	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICIÓN BINARIA	REPRESENTACIÓN BINARIA *(Nota 1)*	REPRESENTACIÓN HEXADECIMAL
Longitud LTP/FTP	32	[-180,0°..180,0°]	0,0005 segarc	D_{CONV1} = D_{IN} ->método de redondeo *(Nota 3)* D_{CONV2} = D_{CONV1} -> decimal (seg) D_{OUT} = D_{CONV2} x 2 000 E : D_{OUT} W : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 001°20'45,3591" E	D_{CONV1} = 001°20'45,3590" E D_{CONV2} = 4845,359 seg D_{OUT} = 9 690 718	$m_{160}..m_{153}$ $m_{152}..m_{145}$ $m_{144}..m_{137}$ $m_{136}..m_{129}$	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 00
Altura LTP/FTP	16	[-512..6041,5]	0,1m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = (D_{IN} + 512) x 10	D_{IN} = 148,74m	D_{CONV} = 148,7 D_{OUT} = 6 607	$m_{176}..m_{169}$ $m_{168}..m_{161}$	00011001 11001111	F3 98
Latitud ΔFPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 segarc	D_{CONV1} = D_{IN} -> método de redondeo *(Nota 3)* D_{CONV2} = D_{CONV1} -> decimal (seg) D_{OUT} = D_{CONV2} x 2 000 + : D_{OUT} - : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = -0°01'37,8973"	D_{CONV1} = -00°01'37,8975" D_{CONV2} = -97,8975" D_{OUT} = Complemento de dos (195795) D_{OUT} = 1 658 1421	$m_{200}..m_{193}$ $m_{192}..m_{185}$ $m_{184}..m_{177}$	11111101 00000011 00101101	B4 C0 BF
Longitud ΔFPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005 segarc	D_{CONV1} = D_{IN} -> método de redondeo *(Nota 3)* D_{CONV2} = D_{CONV1} -> decimal (seg) D_{OUT} = D_{CONV2} x 2 000 + : D_{OUT} - : Complemento de dos (D_{OUT})	D_{IN} = 0°01'41,9329"	D_{CONV1} = 0°01'41,9330" D_{CONV2} = 101,9330" D_{OUT} = 203 866	$m_{224}..m_{217}$ $m_{216}..m_{209}$ $m_{208}..m_{201}$	00000011 00011100 01011010	5A 38 C0
Aproximación TCH	15	[0..163,35m] [0..3276,7ft]	0,05m 0,1ft	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) m : D_{OUT} = D_{IN} x 20 ft : D_{OUT} = D_{IN} x 10	D_{IN} = 15,00m	D_{CONV} = 15,00m D_{OUT} = 300	$m_{239}..m_{233}$ $m_{232}..m_{225}$	0000001 00101100	34 81
Selector de unidades TCH de aproximación	1	[0,1]	-	0 : pies 1 : metros	m	1	m_{240}	1	
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = D_{IN} x 100	D_{IN} = 3,00°	D_{CONV} = 3,00° D_{OUT} = 300	$m_{256}..m_{249}$ $m_{248}..m_{241}$	00000001 00101100	34 80
Anchura de curso	8	[80,00m..143,75m]	0,25m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = (D_{CONV} - 80) x 4	D_{IN} = 105,00m	D_{CONV} = 105,00m D_{OUT} = 100	$m_{264}..m_{257}$	01100100	26
Desplazamiento de longitud Δ	8	[0..2032m]	8m	D_{CONV} = round (D_{IN}, resolución) D_{OUT} = (división de número entero de D_{CONV} por 8) + 1 D_{OUT} = 255 : valor no proporcionado	D_{IN} = 284,86m	D_{CONV} = 288m D_{OUT} = 36	$m_{272}..m_{265}$	00100100	24

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE LOS DATOS	BITS USADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	REGLAS DE CODIFICACIÓN *(Nota 5)*	VALORES DE DISEÑO DE PROCEDIMIENTOS PROPORCIONADOS	VALOR DB DE FAS APLICADO	DEFINICIÓN BINARIA	REPRESENTACIÓN BINARIA *(Nota 1)*	REPRESENTACIÓN HEXADECIMAL
Límite de alarma horizontal (HAL)	8	[0..50,8m]	0,2m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}. resolución) D_{OUT} = D_{IN} * 5	D_{IN} = 40,0m	D_{CONV} = 40,0m D_{OUT} = 200	$m_{280}..m_{273}$	11001000	13
Límite de alarma vertical (VAL)	8	[0..50,8m]	0,2m	D_{CONV} = redondo (D_{IN}. resolución) D_{OUT} = Valor * 5 D_{OUT} = 0 ; no pueden utilizarse desviaciones verticales	D_{IN} = 50,0m	D_{CONV} = 50,0m D_{OUT} = 250	$m_{288}..m_{281}$	11111010	5F
CRC de tramo de aproximación final	32	[0..2^{32}-1]		D_{OUT} = resto [P(x) / Q(x)]	-	-	$r_{32}..r_{25}$ $r_{24}..r_{17}$ $r_{16}..r_{9}$ $r_{8}..r_{1}$	10101110 11000011 01100100 10001111	75 C3 26 F1 *(Nota 4)*

Notas.
1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y el primer bit que se transmite a la calculadora de CRC.*
2. *Los dos bits más significativos de cada byte se ponen a 0 (véanse los caracteres en negrita)*
3. *El método de redondeo figura en los PANS-OPS (Doc 8168) Volumen II.*
4. *El valor de la CRC de FAS se indica en el orden $r_{25}..r_{32}$, $r_{17}..r_{24}$, $r_{9}..r_{16}$, $r_{1}..r_{8}$ siendo r_i el * coeficiente del resto R(x) según lo definido en el Apéndice B, 3.9.*
5. *D_{IN} : valor de datos brutos, D_{CONV} : valor de datos convertidos según las reglas de codificación, D_{OUT} : valor de datos codificados.*

7. SISTEMA DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GBAS) Y SISTEMA REGIONAL DE AUMENTACIÓN BASADO EN TIERRA (GRAS)

Nota.-En esta sección, excepto cuando se especifique de otro modo, la referencia a la aproximación con guía vertical (APV) significa tanto APV-I como APV-II.

7.1 Descripción del sistema

7.1.1 El GBAS consta de elementos de tierra y de elementos de aeronave. Los subsistemas de tierra GBAS incluyen ordinariamente un solo transmisor VDB activo y una antena de radiodifusión, denominados estación de radiodifusión, y múltiples receptores de referencia. Los subsistemas de tierra GBAS pueden incluir múltiples transmisores y antenas VDB que comparten una sola identificación GBAS común (ID GBAS) y datos idénticos de frecuencia como de radiodifusión. El subsistema de tierra GBAS puede prestar apoyo a todos los subsistemas de aeronave dentro de su volumen de servicio, proporcionando a la aeronave datos de aproximación, de correcciones e información de integridad para los satélites GNSS que estén a la vista. Los elementos GBAS de tierra y de aeronave se clasifican según los tipos de servicio a los que dan apoyo (según se define en la sección 7.1.2).

7.1.2 Los sistemas GBAS pueden proporcionar dos tipos de servicios: servicios de aproximación y el servicio de determinación de la posición GBAS. El servicio de aproximación suministra guía de desviación para FAS dentro del volumen de servicio de aproximación. El servicio de determinación de la posición GBAS suministra información de la posición horizontal para prestar apoyo a las operaciones RNAV dentro del volumen de servicio de determinación de la posición. Los dos tipos de servicios se distinguen también por los distintos requisitos de actuación asociados a las operaciones particulares a las que se presta apoyo (véase la Tabla 3.7.2.4-1), incluidos los distintos requisitos de integridad, que se examinan en 7.5.1.

7.1.2.1 En los servicios de aproximación GBAS se diferencian además múltiples tipos a los que se denomina tipos de servicio de aproximación GBAS (GAST). Un GAST se define como el conjunto coincidente de requisitos de actuación y funcionales de a bordo y de tierra que se pretende utilizar en forma concertada para proporcionar guía de aproximación con actuación cuantificable. Actualmente se definen cuatro tipos de servicio de aproximación, GAST A, GAST B, GAST C y GAST D. GAST A, B y C están destinados a dar apoyo a las operaciones APV 1, APV II y de Categoría 1 típicas, respectivamente. El GAST D se ha introducido para dar apoyo a las operaciones de aterrizaje y las de despegue con guía en condiciones de visibilidad inferiores, incluyendo las operaciones de Categoría III. Nótese que no se han elaborado disposiciones para un tipo de servicio separado que preste apoyo a operaciones de Categoría II, pero no a operaciones de Categoría I y Categoría III.

Dado que el equipo que admite GAST D funcionará igual al dar apoyo a mínimos de Categoría II que al dar apoyo a mínimos de Categoría III, el GAST D ofrece un medio de dar apoyo a las operaciones de Categoría II. Las operaciones de Categoría 11 podrían tener apoyo usando GAST C conjuntamente con una integración adecuada en el avión. Una analogía pertinente es la autorización, en por lo menos un Estado, de mínimos más bajos que los de Categoría 1 basándose en la guía procedente de una instalación ILS de Categoría de actuación I utilizada junto con un visualizador de cabeza alta (HUD). Las autoridades estatales encargadas de la aeronavegabilidad y las aprobaciones operacionales definirán los requisitos para la aprobación de las operaciones de Categoría II con GBAS.

7.1.2.1.1 Un subsistema de tierra GBAS puede dar apoyo a múltiples tipos de servicio simultáneamente. Hay dos tipos de subsistemas de tierra: los que admiten múltiples tipos de servicio de aproximación y los que no. El equipo diseñado de conformidad con versiones anteriores de estos SARPS sólo puede dar apoyo a un solo tipo de servicio de aproximación, el GAST C. El equipo diseñado de conformidad con estos SARPS puede o no prestar apoyo a múltiples tipos de servicio en uno o más extremos de pista. Los tipos de servicio a los que se da apoyo para cada aproximación se indican en el campo de designación de actuación para la aproximación en un bloque de datos FAS en el mensaje de tipo 4. El parámetro del designador de continuidad/integridad GBAS (GCID) en el mensaje de tipo 2 indica si un subsistema de tierra GBAS está dando apoyo a múltiples tipos de servicio de aproximación. El equipo de a bordo que admite múltiples tipos de servicio verificará en primer lugar el GCID para determinar si el segmento de tierra admite múltiples tipos de servicio. En caso afirmativo, el equipo verificará entonces el campo del designador de actuación de aproximación (APD) del bloque de datos FAS seleccionado en el mensaje de tipo 4 para determinar los tipos de servicio que reciben apoyo del segmento de tierra para la aproximación seleccionada (usando el esquema de selección de canales descrito en la sección 7.7). El equipo de a bordo determinará entonces el servicio de aproximación que se seleccionará basándose en el APD, el estado actual del GCID y el tipo de equipo de a bordo. Los explotadores deben entender que las operaciones disponibles pueden verse limitadas por numerosos factores, entre los que se incluyen las cualificaciones del piloto o limitaciones temporales de los ANSP, que no se reflejan en el valor de APD. En consecuencia, el APD no debería interpretarse como indicación de la disponibilidad de usos operacionales, sino sólo como indicación de los tipos de servicio a los que se da apoyo en una pista determinada.

7.1.2.1.2 El equipo de a bordo GBAS puede tratar de seleccionar automáticamente el tipo de servicio más alto al que prestan apoyo tanto el equipo de a bordo como el segmento de tierra para la aproximación seleccionada (según indica el APD). Si el tipo deseado de servicio no está disponible, el equipo de a bordo puede seleccionar el siguiente tipo de servicio disponible más bajo y anunciar esto adecuadamente. Por consiguiente, durante una operación GBAS está el tipo de servicio seleccionado (SST) y el tipo de servicio activo (AST). El SST es el tipo de servicio que el equipo de a bordo utilizaría si estuviera disponible y no puede ser más alto que el tipo de servicio más alto que ofrezca el segmento de tierra para la aproximación seleccionada. El AST es el tipo de servicio que el equipo de a bordo está usando efectivamente en un momento particular. El AST puede ser distinto del SST si el SST no está disponible por algún motivo. El equipo de a bordo anuncia tanto el SST como el AST para que sea posible adoptar la medida adecuada (p.ej., anuncios) en el contexto de la integración de a bordo y los procedimientos operacionales.

7.1.2.1.3 Los proveedores de servicios deberían determinar cuál es el tipo o los tipos de servicio que se requieren realmente para cada pista teniendo en cuenta las operaciones previstas y codificar la disponibilidad de los tipos de servicios adecuados en el campo APD del bloque FAS asociado.

7.1.2.1.4 Cuando el subsistema terrestre ya no puede satisfacer los requisitos de FAST D existen varias opciones, dependiendo de cuáles requisitos no se satisfacen. Si el subsistema terrestre no puede satisfacer todos los requisitos de integridad FAST D (Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3 y 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.3.2), debe eliminarse FAST D dentro del tiempo hasta la alerta definido en el Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.3. Si todavía es capaz de satisfacer los requisitos de integridad FAST C, el subsistema terrestre solo debería eliminar FAST D y continuar

radiodifundiendo en modo FAST C. El procedimiento para eliminar FAST D incluye dos opciones para reflejar esto en las correcciones (Apéndice B, 3.6.7.3.2.1).

Cuando se rebaje de FAST D a C, el GCID en el mensaje de tipo 2 (Apéndice B, 3.6.7.2.3.2) también deberá cambiar. Un subsistema terrestre FAST D normalmente radiodifunde un GCID de 2, indicando que apoya FAST C y FAST D. Cuando el subsistema terrestre ya no puede continuar apoyando FAST D pero todavía puede apoyar FAST C, el GCID debería cambiarse a 1. Obsérvese que aquí se supone que un subsistema terrestre FAST D se rebajaría a FAST C solamente, y no a FAST A o B.

Otra condición que podría resultar en que el subsistema terrestre ya no sea capaz de apoyar FAST D sería una falla que impida cumplir el requisito de continuidad FAST D (Apéndice B, 3.6.7.1.3.1 y 3.6.7.1.3.2) (p. ej., falla de componentes redundantes). Si los requisitos de integridad FAST D todavía se satisfacen, no es necesario que el subsistema terrestre elimine las correcciones en los mensajes de tipo II. No obstante, el GCID debe cambiarse a 1. En forma nominal, la comunicación del cambio de GCID llevaría 10 segundos, dado que la frecuencia mínima de actualización para mensajes de tipo 2 es de 10 segundos. También puede llevar hasta un minuto. Un cambio en FAST debería reflejarse en la siguiente radiodifusión prevista del mensaje de tipo 2. Además, los cambios de GCID son ignorados por el equipo de a bordo cuando la aeronave se encuentra en las etapas finales de la aproximación. Por consiguiente, los cambios de GCID solo afectan el FAST para aeronaves fuera de las etapas finales de la aproximación.

7.1.3 Una característica distintiva significativa de las configuraciones del subsistema de tierra GBAS es la presencia o ausencia de radiodifusión de parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales. Esta característica se requiere para los servicios de determinación de la posición, pero es facultativa para algunos servicios de aproximación. Si no se radiodifunden parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales, al subsistema de tierra le corresponde asegurar la integridad de los datos de efemérides de la fuente telemétrica sin depender de la aeronave para el cálculo y aplicación del límite de efemérides, como figura en 7.5.9.

7.1.4 Configuraciones de GBAS. Hay múltiples configuraciones posibles para los subsistemas de tierra GBAS que se ajustan a las normas GNSS. Como ejemplos de dichas configuraciones están los siguientes:

a) una configuración que da apoyo al GAST C solamente;
b) una configuración que da apoyo a GAST A, GAST B, GAST C, y además radiodifunde parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales;
c) una configuración que presta apoyo únicamente a GAST C y GAST D y al servicio de determinación de la posición GBAS, radiodifundiendo al mismo tiempo los parámetros de límite de la posición del error de efemérides mencionados en b); y
d) una configuración que presta apoyo únicamente a GAST A y al servicio de determinación de la posición GBAS y se utiliza dentro del GRAS.

7.1.4.1 Clasificación de instalaciones GBAS (GFC). Los subsistemas de tierra GBAS se clasifican según opciones de configuración clave. Una GFC consta de los elementos siguientes:
a) tipo de servicio de aproximación de la instalación (FAST);
b) tipos de fuente telemétrica;
c) cobertura de la instalación; y
d) polarización.

7.1.4.1.1 Tipo de servicio de aproximación de la instalación (FAST). El FAST es una colección de letras de A a D que indican los tipos de servicio que reciben apoyo del subsistema de tierra. Por ejemplo, FAST C designa un subsistema de tierra que satisface todos los requisitos de actuación y funcionales necesarios para apoyar al GAST C. Asimismo, FAST ACD designa un sistema de tierra que satisface los requisitos de actuación y funcionales necesarios para prestar apoyo a los tipos de servicio A, C y D.

Nota.— En el esquema de clasificación de instalaciones para GBAS se indica cuáles son los tipos de servicio a los que el subsistema de tierra puede prestar apoyo. Esto significa que el subsistema de tierra satisface todos los requisitos de actuación y funcionales de modo que un usuario de a bordo compatible puede aplicar la información procedente del subsistema de tierra y tener una actuación cuantificable a la salida del procesamiento. Esto no necesariamente significa que el subsistema de tierra apoya todos los tipos de servicio en todos los extremos de pista. Los tipos de servicio de aproximación GBAS a los que el subsistema de tierra presta apoyo en un extremo de pista determinado se indican en el mensaje de tipo 4 y se incluyen como parte de la designación de la instalación de aproximación que se define en la sección 7.1.4.2.

7.1.4.1.2 Tipos de fuentes telemétricas: la designación del tipo de fuente telemétrica indica cuáles son las fuentes telemétricas que el subsistema de tierra aumenta. La codificación de este parámetro es la siguiente:

G 1 - GPS
G2 - SBAS
G3 - GLONASS
G4 - Reservado para Galileo
G5+ - Reservado para fuentes telemétricas futuras

7.1.4.1.3 Cobertura de la instalación: La designación de la cobertura de la instalación indica la capacidad de ofrecer el servicio de determinación de la posición y la distancia de uso máxima. El código de cobertura de la instalación es O para las instalaciones de tierra que no proporcionan servicio de determinación de la posición. Para los demás casos, la cobertura de la instalación indica el radio de Dmáx expresado en millas marinas.

Nota.— El volumen de servicio para aproximaciones específicas se define como parte de las designaciones de la instalación de aproximación, según figura en 7.1.4.2.

7.1.4.1.4 Polarización: La designación de polarización indica la polarización de la señal de radiodifusión de datos VHF (VDB). La letra E indica polarización elíptica y la H indica polarización horizontal.

7.1.4.1.5 Ejemplos de clasificación de las instalaciones GBAS. La clasificación de la instalación para una instalación en particular está especificada por una serie concatenada de códigos para los elementos descritos en las secciones 7.1.4.1 a 7.1.4.1.4. La forma general de la clasificación de las instalaciones es:

GFC = Tipo de servicio de aproximación de la instalación/tipo de fuente telemétrica/cobertura de la instalación/polarización

Por ejemplo, una instalación con la designación GFC – C/GI/50/H es un subsistema de tierra que satisface todos los requisitos de actuación y funcionales necesarios para dar apoyo al servicio de tipo C en como mínimo una aproximación, usando distancias GPS solamente, con el servicio de determinación de la posición GBAS disponible hasta un radio de 50 NM desde la posición de referencia GBAS y una VDB que radiodifunde en polarización horizontal únicamente. De manera similar, GFC - CD/G1G2G3G4/0/E denota un subsistema de tierra que apoya por lo menos una aproximación con un servicio de tipo C y D, proporciona correcciones para satélites GPS, SBAS, GLONASS y Galileo, no da apoyo al servicio de determinación de la posición y radiodifunde en polarización elíptica.

7.1.4.2 Designaciones de la instalación de aproximación. Los subsistemas de tierra GBAS pueden dar apoyo a numerosas aproximaciones hacia distintos extremos de pista en el mismo aeropuerto o incluso hacia pistas de aeropuertos adyacentes. También es posible que un GBAS dé apoyo a múltiples aproximaciones hacia la misma pista con diferentes tipos de servicio (con el propósito, por ejemplo, de prestar apoyo a distintos mínimos de utilización). Cada aproximación a la que el sistema de tierra presta apoyo puede tener características exclusivas y, en cierto sentido, el usuario puede creer que se trata de una instalación separada. En consecuencia, además de la clasificación de las

instalaciones GBAS, se necesita un sistema para clasificar o designar las características exclusivas de cada trayectoria de aproximación individualmente. Con este fin, se define un sistema de designaciones de las instalaciones de aproximación. En la Figura D-XX se ilustra la relación entre las clasificaciones de instalaciones GBAS y las designaciones de instalaciones de aproximación. El objetivo es que la clasificación se utilice en la planificación previa al vuelo y se publique en la AIP.

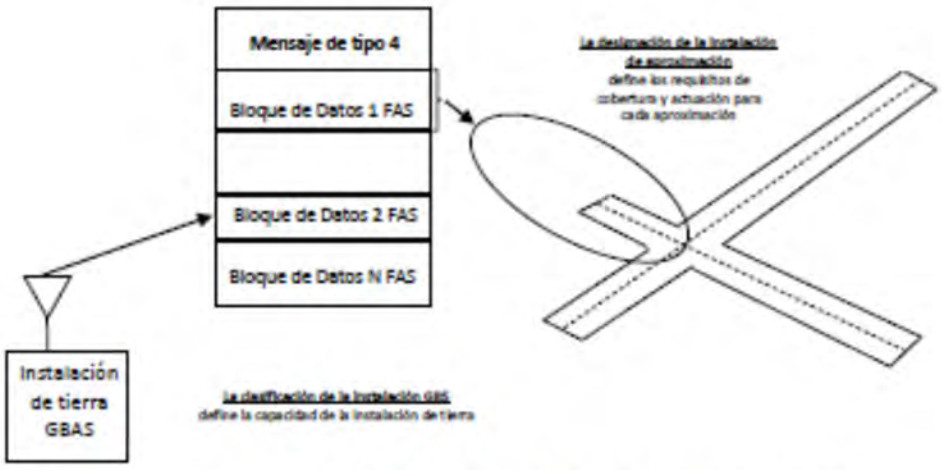


Figura D-XX. Relación entre la clasificación de la instalación GBAS y la designación de la instalación de aproximación

7.1.4.2.1 Elementos de la designación de las instalaciones de aproximación. Cada aproximación con apoyo GBAS puede caracterizarse mediante una designación de instalación de aproximación (AFD). La AFD se compone de los elementos siguientes:

Identificación GBAS: es el identificador de la instalación GBAS que da apoyo a la aproximación (ID de GBAS de cuatro caracteres).

Identificador de aproximación: es el identificador de aproximación asociado a la aproximación en el bloque de datos del mensaje de tipo 4.
Tiene cuatro caracteres y debe ser exclusivo para cada aproximación dentro del alcance de radio de la instalación GBAS.

Número de canal: es el número de canal asociado a la selección de la aproximación. Es un número de canal de cinco dígitos entre 20001 y 39999.

Volumen de servicio de aproximación: asociado a cada aproximación publicada, indica el volumen de servicio ya sea mediante un valor numérico en pies que corresponde a la altura de decisión (DH) mínima, o bien mediante puntos GBAS según se define a continuación (es decir, puntos GBAS A, B, C, T, D, E, o S).

Tipos de servicio a los que se presta apoyo: designa los tipos de servicio GBAS (A-D) a los que el subsistema de tierra apoya para la aproximación. A este campo nunca se le puede dar un valor superior al del tipo de servicio de aproximación de la instalación para el subsistema de tierra GBAS que presta apoyo a la aproximación.

Los puntos GBAS A, B, C, T, D y E definen los mismos emplazamientos por referencia a la pista que los puntos ILS del Adjunto C, Figura C-1, utilizados para definir los límites de amplitud de los codos del curso del localizador y de la trayectoria de planeo de ILS. El punto S es un nuevo punto que define el extremo de parada de la pista. Para GBAS, los puntos se utilizan para indicar el emplazamiento a lo largo de la aproximación nominal y/o a lo largo de la pista para la cual se ha verificado la actuación del GBAS para el tipo o tipos de servicio que se apoyan. Cuando alternativamente se usa una altura de decisión para definir el volumen de servicio de aproximación, el volumen de servicio se proporciona hasta una altura de la mitad de la DH, como se define en el capítulo 3, párrafo 3.7.3.5.3.1. La opción de codificar utilizando la DH o puntos GBAS depende del uso operacional que se desee dar a la pista. Por ejemplo, si el identificador de aproximación corresponde a un procedimiento de aproximación por instrumentos de Categoría 1 a partir del cual se autorizan aterrizajes automáticos, el elemento del volumen de servicio de aproximación sirve para indicar el punto sobre la pista en que se ha verificado la actuación. Las definiciones de los puntos figuran a continuación:

Punto "A" del GBAS. Punto del tramo de aproximación final GBAS medido sobre la prolongación del eje de pista en la dirección de la aproximación a una distancia de 7,5 km (4 NM) del umbral.

Punto "B" del GBAS. Punto en el tramo de aproximación final GBAS medido sobre la prolongación del eje de pista en la dirección de la aproximación a una distancia de 1 050 m (3 500 ft) del umbral.

Punto "C" del GBAS. Punto por el que la parte recta descendente de la prolongación del tramo de aproximación final GBAS nominal pasa a una altura de 30 m (100 ft) sobre el plano horizontal que contiene el umbral.

Punto "D" del GBAS. Punto situado a 3,7 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 900 m (3 000 ft) del umbral en la dirección del punto de referencia en azimut del GNSS (GARP).

Punto "E" del GBAS. Punto situado a 3,7 m (12 ft) sobre el eje de la pista y que dista 600 m (2 000 ft) del extremo de parada de la pista en la dirección del umbral.

Punto "S" del GBAS. Punto situado a 3,7 m (12 ft) sobre el eje de la pista en el extremo de parada de la pista.

Dátum de referencia GBAS (Punto "T"). Punto situado a una altura especificada por la TCH, sobre la intersección del eje de la pista con el umbral.

7.1.4.2.2 Ejemplos de designación de instalaciones de aproximación

La designación de las instalaciones de aproximación está formada por la concatenación de los parámetros definidos en la sección 7.1.4.2.1 como: ID del GBAS/1D de aproximación/fuentes telemétricas/volumen de servicio de aproximación/tipo de servicio requerido. A continuación se da un ejemplo de aplicación de este concepto a una aproximación en particular en el Aeropuerto Internacional Ronald Reagan (DCA) de Washington, DC, Estados Unidos:

"KDCA/XDCA/21279/150/CD"

donde:

KDCA — indica que la instalación GBAS en el aeropuerto DCA apoya la aproximación
XDCA — indica que la identificación (devuelta en eco al piloto al seleccionar la aproximación) para esta aproximación específica es "XDCA"
21279 — es el número de canal de cinco dígitos utilizado para seleccionar la aproximación
150 – indica que se ha verificado que la cobertura GBAS es suficiente para dar apoyo a una DH de hasta 150 ft
CD – indica que el subsistema de tierra apoya los tipos C y D de servicio de aproximación GBAS para la aproximación

Otro ejemplo de la aplicación de este concepto a una aproximación particular en el aeropuerto Boeing

Field (BFI) es el siguiente:

"KBFI/GBFI/35789/S/C"

donde:

KBFI – indica que la instalación GBAS apoya la aproximación en BFI (con el identificador KBFI de la estación GBAS).
GBFI – indica que la identificación (devuelta en eco al piloto al seleccionar la aproximación) para esta aproximación específica es "GBFI".
35789 – es el número de canal de cinco dígitos utilizado para seleccionar la aproximación.
S – indica que el volumen de servicio GBAS se extiende a lo largo de la aproximación y la longitud de la superficie de la pista (es decir, 12 fi por encima de la pista hasta el extremo de parada).
C – indica que el subsistema de tierra apoya el tipo C de servicio de aproximación GBAS para este FAS.

7.1.4.3 Clasificación del equipo GBAS de a bordo (GAEC)

El equipo GBAS de a bordo puede o no prestar apoyo a los múltiples tipos de servicio de aproximación que pudiera ofrecer un subsistema de tierra específico. En la clasificación de equipo de a bordo GBAS (GAEC) se especifican los subconjuntos de tipos de servicio potencialmente disponibles al que el equipo de a bordo puede prestar apoyo. La GAEC incluye los elementos siguientes:

Tipo de servicio de aproximación de a bordo (AAST): La designación AAST consta de una serie de letras de A a D que indican cuáles son los GAST a los que el equipo de a bordo presta apoyo. Por ejemplo, AAST C denota el equipo de a bordo que admite solamente GAST C. De manera similar, AAST ABCD indica que el equipo de a bordo puede admitir GAST A, B, C y D.

Nota.— Respecto al equipo de a bordo, es insuficiente designar únicamente el tipo de servicio de aproximación GBAS más alto, ya que no se requiere que todos los tipos de equipo de a bordo presten apoyo a todos los servicios. Por ejemplo, un tipo particular de equipo de a bordo puede clasificarse como AAST CD, lo cual significa que el equipo de a bordo presta apoyo a GAST C y D (pero no a A o B).

Tipos de fuente telemétrica: Este campo indica las fuentes telemétricas que puede utilizar el equipo de a bordo. La codificación es la misma que para la clasificación de las instalaciones de tierra (véase 7.1.4.1.2).

7.1.4.3.1 Equipo con capacidad para múltiples tipos de servicio. El equipo de tierra y de a bordo diseñado y desarrollado de conformidad con las versiones anteriores de estos SARPS (Enmienda 80) y RTCA DO-253A prestará apoyo a GAST C únicamente. La versión actual de las normas se ha preparado de modo tal que el equipo de a bordo GBAS anterior siga funcionando correctamente cuando el subsistema de tierra apoye múltiples tipos de servicio. Asimismo, el equipo de a bordo que puede prestar apoyo a múltiples tipos de servicio funcionará correctamente cuando opere con un subsistema de tierra que apoye únicamente a GAST C.

7.1.4.3.2 Ejemplos de clasificación de equipo GBAS de a bordo. La clasificación de equipo GBAS de a bordo consta de una serie concatenada de códigos para los parámetros definidos en 7.1.4.3. La forma general de la GAEC es:

GAEC = (tipo de servicio de aproximación de a bordo)/(tipo de fuente telemétrica)
Por ejemplo:

GAEC de C/G1 - denota el equipo de a bordo que presta apoyo a GAST C únicamente y utiliza sólo distancias GPS.

De manera similar:

GAEC de ABC/G1G4 - denota el equipo de a bordo que presta apoyo a todos los GAST con excepción de GAST D, y que puede usar como fuentes telemétricas tanto GPS como Galileo.

GAEC de ABC/G1G3 - denota el equipo de a bordo que presta apoyo a todos los GAST con excepción de GAST D, y que puede usar como fuentes telemétricas tanto GPS como GLONASS.

Finalmente:

GAEC de CD/G1G2G3G4 - denota el equipo de a bordo que presta apoyo a GAST C y D y usa las fuentes telemétricas GPS, SBAS, GLONASS y Galileo.

7.1.5 Configuraciones GRAS. Desde la perspectiva de los usuarios, un subsistema de tierra GRAS consta de uno o más subsistemas de tierra GBAS (según lo descrito en 7.1.1 a 7.1.4), cada uno con una identificación GBAS exclusiva, que proporcionan el servicio de determinación de la posición y uno o más tipos de servicio de aproximación, siempre que sea necesario. Al utilizar múltiples estaciones de radiodifusión GBAS y radiodifundir el mensaje de tipo 101, el GRAS tiene la capacidad de prestar apoyo a operaciones en ruta mediante el servicio de determinación de la posición GBAS, al mismo tiempo que presta apoyo a operaciones de terminal, salida y operaciones con apoyo de GAST A o B en una región de cobertura mayor que a la que ordinariamente presta apoyo el GBAS. En algunas aplicaciones GRAS, las correcciones radiodifundidas en el mensaje de tipo 101 pueden calcularse utilizando los datos obtenidos de una red de receptores de referencia distribuidos en la región de cobertura.

7.1.6 Diversidad de la trayectoria de transmisión de la VDB. Todas las estaciones de radiodifusión de un subsistema de tierra GBAS radiodifunden datos idénticos con la misma identificación GBAS por una frecuencia común. El receptor de a bordo no necesita y no puede distinguir entre mensajes recibidos de distintas estaciones de radiodifusión del mismo subsistema de tierra GBAS. Cuando el receptor está dentro de la cobertura de dos de estas estaciones de radiodifusión, recibirá y procesará ejemplares por duplicado de los mensajes en distintos intervalos de tiempo de acceso múltiple por división en el tiempo (TDMA).

7.1.7 En el Apéndice B, 3.6.8.1 se analiza el interfuncionamiento de los elementos de tierra y de aeronave GBAS compatibles con RTCA/DO-253() Los receptores GBAS que cumplen con RTCA/DO-253A no serán compatibles con los subsistemas de tierra GRAS que radiodifunden mensajes de tipo 101. Sin embargo, los receptores GRAS y GBAS que cumplen con las MOPS RTCA/DO-310 GRAS, serán compatibles con los subsistemas de tierra GBAS. Es posible que los receptores GBAS que cumplen con los SARPS no estén en condiciones de decodificar correctamente los datos FAS para GAST A transmitidos desde subsistemas de tierra GBAS (es decir, un bloque de datos FAS con APD codificado como "0"). Estos receptores aplicarán FASLAL y FASVAL como si el tipo de servicio activo fuera GAST C. Los ANSP deberían estar informados de este hecho y, para garantizar la seguridad de las operaciones deben tener que aplicarse las restricciones operacionales pertinentes. Para los subsistemas de tierra GBAS que proporcionan GAST D, el APD en los bloques de datos FAS puede codificarse como valores de 1 o 2 (Apéndice B, 3.6.4.5.1). Es posible que los receptores GBAS desarrollados conforme a los SARPS anteriores a la Enmienda 91 no puedan utilizar bloques de datos FAS con un APD igual o superior a 2.

7.1.8 La VDB del GBAS transmite con polarización horizontal o elíptica (GBAS/H o GBAS/E). Esto permite que el proveedor del servicio adapte la radiodifusión a sus requisitos operacionales y a la comunidad de usuarios.

7.1.9 La mayoría de las aeronaves estarán equipadas con una antena receptora VDB de polarización horizontal, que puede ser utilizada para recibir la VDB del equipo GBAS/H y GBAS/E. Un subconjunto

de aeronaves estará equipado de una antena de polarización vertical debido a limitaciones de instalación o consideraciones económicas. Estas aeronaves no son compatibles con el equipo GBAS/H y, por consiguiente, están limitadas a realizar operaciones basadas en GBAS a las que se presta apoyo mediante GBAS/E.

7.1.10 Los proveedores de servicios GBAS deben publicar la polarización de la señal (GBAS/H o GBAS/E) para cada instalación GBAS en la publicación de información aeronáutica (AIP). Los explotadores de aeronaves que utilicen antenas receptoras de polarización vertical tendrán que tener en cuenta esta información cuando administran las operaciones de vuelo, incluida la planificación de los vuelos y los procedimientos de contingencia.

7.1.11 Consideraciones relativas a disponibilidad para GBAS. Un solo subsistema de tierra GBAS puede proporcionar múltiples tipos de servicio a múltiples usuarios y servicio a múltiples extremos de pista simultáneamente. Es posible que la disponibilidad sea diferente para estos distintos tipos de servicio y, en consecuencia, un tipo de servicio puede estar disponible cuando otro no lo está. Más aún, como algunos elementos del GBAS son facultativos (p.ej., aumentación de múltiples constelaciones o uso de fuentes telemétricas SBAS), las capacidades de los distintos usuarios pueden variar. Por este motivo, no resulta práctico para el proveedor de servicio predecir si un usuario determinado va a encontrar un tipo de servicio específico disponible en un momento determinado. Todo lo que el proveedor de servicio puede saber es la condición del subsistema de tierra y de la constelación de satélites. Se puede evaluar si el subsistema de tierra está cumpliendo los requisitos asignados para un tipo de servicio determinado que se precisa y, además, la disponibilidad del servicio puede predecirse basándose en un nivel supuesto de actuación y un usuario nominal. La definición del usuario nominal incluye qué elementos del GNSS se utilizan (sistemas de satélites principales, distancias SBAS, etc.) y, dentro de eso, qué subconjuntos de satélites se usan en la solución de posición. Para GBAS que apoya GAST D, esto se complica más aún por el hecho de que algunos parámetros (p.ej., umbrales de cribado de geometría) pueden ser objeto de ajuste por el diseñador de la célula para garantizar que la actuación en el aterrizaje sea adecuada según las características del tipo específico de aeronave. Los ANSP y los diseñadores del espacio aéreo deberían ser conscientes de que la disponibilidad de servicio para los sistemas de aumentación GNSS en general es menos predecible que la de las ayudas para la navegación convencionales. Debido a las variaciones en cuanto a las capacidades de los usuarios, habrá ocasiones en que el servicio pueda estar disponible para algunos usuarios y no disponible para otros.

7.2 Características RF

7.2.1 *Coordinación de frecuencias*

7.2.1.1 *Factores de actuación*

7.2.1.1.1 Para la separación geográfica entre una estación GBAS posible, una estación VOR posible y las instalaciones actuales VOR o GBAS deben considerarse los siguientes factores:

a) el volumen de servicios, la intensidad mínima de campo y la potencia isótropa radiada equivalente (PIRE) del GBAS posible, comprendido el servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona. Los requisitos mínimos para la el volumen de servicio e intensidad de campo se presentan en la Subparte 3, 3.7.3.5.3 y 3.7.3.5.4.4, respectivamente. La PIRE está determinada a partir de estos requisitos;
b) el volumen de servicios y cobertura, la intensidad mínima de campo y la (PIRE) de las estaciones VOR y GBAS circundantes, comprendido el servicio de determinación de la posición GBAS, si se proporciona. Las especificaciones de la cobertura y de la intensidad de campo del VOR figuran en la Subparte 3, 3.3, y el texto de orientación correspondiente, en el Adjunto C;
c) la actuación de los receptores VDB, incluidos el rechazo cocanal y de canal adyacente y la inmunidad frente a desensibilización y a productos de intermodulación procedentes de señales de radiodifusión FM. Estos requisitos se presentan en Apéndice B, 3.6.8.2.2;

Tabla D-2. Relaciones [D/U] requerida supuestas para proteger el VOR de las transmisiones VDB del GBAS

Desplazamiento de frecuencia	Relación [D/U]requerida para proteger receptores VOR (dB)
Cocanal	26
| fVOR - fVDB | = 25 kHz	0
| fVOR – fVDB | = 50 kHz	– 34
| fVOR – fVDB | = 75 kHz	– 46
| fVOR – fVDB | = 100 kHz	– 65

d) la actuación de los receptores VOR, incluidos el rechazo cocanal y de canal adyacente de las señales VDB. Puesto que los receptores VOR existentes no han sido específicamente diseñados para rechazar transmisiones VDB, las relaciones de señal deseada a señal no deseada (D/U) para rechazo cocanal y de canal adyacente se determinaron empíricamente. En la Tabla D-2 se resumen las relaciones de señal supuestas en base a la actuación empírica de numerosos receptores VOR diseñados para una separación entre canales de 50 kHz;
e) en zonas/regiones de congestión de frecuencias, puede requerirse una determinación precisa de la separación utilizándose criterios apropiados;
f) que entre los RPDS y los RSDS de las instalaciones GBAS se asignan sólo una vez números en una frecuencia determinada dentro del alcance de radio de un subsistema de tierra GBAS particular. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.4.3.1;
g) que entre las instalaciones GBAS dentro del alcance de radio de un subsistema de tierra GBAS particular la asignación del identificador de la trayectoria de referencia debe ser única. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.4.5.1; y
h) la identificación del GBAS de 4 caracteres para distinguir entre subsistemas de tierra GBAS. La ID GBAS es normalmente idéntica al indicador de ubicación en el aeródromo más próximo. El requisito figura en el Apéndice B, 3.6.3.4.1; y
i) Asignación de intervalos. La asignación relativa de intervalos a un subsistema de tierra GBAS puede tener repercusiones en la actuación en casos en los que es necesario que el subsistema de a bordo reciba mensajes a intervalos múltiples antes de procesarlos. Esto sucederá cuando se utilicen mensajes enlazados y/o para un subsistema de tierra GAST D cuando los datos de corrección están contenidos en los mensajes tanto de tipo 1 como de tipo 11. En estos casos, las asignaciones de intervalos para todos los MT 1 y 11 deberían ser adyacentes para evitar una latencia y complejidad de diseño innecesarias. Dependiendo del diseño del subsistema de tierra, las asignaciones no adyacentes pueden provocar que falte tiempo para que el subsistema de tierra procese las detecciones de fallas, hacer inutilizables algunas combinaciones de intervalos y, por lo tanto, redundar en una menor eficiencia del uso del espectro.

7.2.1.1.2 En la Tabla D-3 se muestran los balances nominales de enlace para VDB. En el primer ejemplo de la Tabla D-3 se supone un receptor del usuario a 3 000 m (10 000 ft) de altura MSL y una antena transmisora diseñada para suprimir iluminación de tierra a fin de limitar las pérdidas por desvanecimiento a un máximo de 10 dB en el borde de la cobertura de VDB. En el caso de equipo GBAS/E, se incluyen también en los 10 dB los efectos de la pérdida de señal por interferencia entre los componentes horizontal y vertical. El segundo ejemplo de la Tabla D-3 ofrece un balance de enlace para un servicio de determinación de la posición de mayor alcance. Éste es para una altura del receptor usuario suficiente como para mantener el alcance óptico de radio con una antena transmisora limitadora por trayectos múltiples. En la Tabla D-3 no se da margen para el

desvanecimiento, ya que usualmente se supone que el receptor se encuentra a bajos ángulos de elevación de radiación y que generalmente carece de nulos significativos para las distancias que figuran en la tabla (mayores que 50 NM). En la práctica, las instalaciones experimentarán un margen de desvanecimiento que dependerá de muchos parámetros, incluida la altitud de la aeronave, la distancia respecto de la antena de transmisión tipo/diseño de la antena y reflectores de tierra.

7.2.1.2 Inmunidad FM

7.2.1.2.1 Una vez identificada una frecuencia posible en la que se satisfacen los criterios de separación del GBAS y del VOR, debe determinarse la compatibilidad con las transmisiones FM. Esto debe realizarse mediante la metodología aplicada a determinar la compatibilidad del FM con el VOR. Si la radiodifusión FM infringe este criterio, debe considerarse una posible frecuencia alternativa.

7.2.1.2.2 La desensibilización no se aplica a portadoras de FM por encima de 107,7 MHz ni a canales VDB a 108,050 MHz puesto que el componente de fuera de canal de tales emisiones de alto nivel de estaciones FM por encima de 107,7 MHz interferirá con las operaciones VDB GBAS a 108,025 y 108,050 MHz, por lo que se impedirán tales asignaciones, salvo respecto a asignaciones especiales en áreas geográficas en las que el número de estaciones de radiodifusión FM en servicio es reducido y no es probable que generen interferencias en el receptor VDB.

7.2.1.2.3 Los requisitos de inmunidad de intermodulación FM no se aplican a un canal VDB que funciona bajo 108,1 MHz; en consecuencia, se impedirán las asignaciones bajo 108,1 MHz salvo respecto a asignaciones especiales en áreas geográficas en las cuales el número de estaciones de radiodifusión FM en servicio es reducido y es improbable que generen productos de intermodulación en el receptor VDB.

7.2.1.3 Metodologías para separación geográfica

7.2.1.3.1 Las metodologías indicadas en lo que sigue pueden ser utilizadas para determinar la separación geográfica requerida de GBAS a GBAS y de GBAS a VOR. Éstas dependen del mantenimiento de la relación mínima entre señal deseada a indeseada. $[D/U]_{requerida}$, se define como la relación de señal destinada a proteger la señal deseada de interferencia cocanal o interferencia de canal adyacente procedente de una transmisión no deseada. Los valores de $[D/U]_{requerida}$ requeridos para la protección de un receptor GBAS contra las señales indeseadas GBAS o VOR se definen en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.5 y 3.6.8.2.2.6. Los valores $[D/U]_{requerida}$ destinados a proteger un receptor VOR de las transmisiones VDB GBAS, como se indican en la Tabla D-2, no se definen en los SARPS y representan los valores asumidos basándose en los resultados de los ensayos.

7.2.1.3.2 La separación geográfica está limitada a preservar $[D/U]_{requerida}$ en el borde de la cobertura de la señal deseada cuando la potencia de la señal deseada es derivada del requisito de intensidad mínima de campo en la Subparte 3. Este nivel de señal deseada convertida a dBm se designa como $P_{D,min}$. La potencia permitida de la señal no deseada ($P_{U,permitida}$) es:

$$P_{Upermitida}(dBm) = (P_{D,min}\ (dBm) - [D/U]_{requerida}\ (dB))$$

La potencia de la señal no deseada PU convertida a dBm es:

$$P_U(dBm) = (Tx_U\ (dBm) - L\ (dB))$$

Siendo:

Tx_U la potencia radiada aparente del transmisor no deseado; y L la pérdida por transmisión del transmisor no deseado, incluida la pérdida por trayecto en el espacio libre, efectos atmosféricos y de suelo. Esta pérdida depende de la distancia entre el transmisor no deseado y el borde de la cobertura de la señal deseada.

Para garantizar que se cumple $D/U_{requerida,}$ PU $\leq$ DUpermitida. En consecuencia, el límite para asignación de canal, es:

$$L(dB) \leq ([D/U]_{requerida}\ (dB) + Tx_u\ (dBm) - P_{D,min}\ (dBm))$$

7.2.1.3.3 Puede obtenerse la pérdida por transmisión a partir de modelos estándar de propagación publicados en la Recomendación P.528-2 de la UIT o a partir de la atenuación en espacio libre hasta el horizonte de radio y seguidamente aplicando un factor constante de atenuación de 0,5 dB/NM. Estas dos metodologías llevan a una separación geográfica ligeramente distinta para cocanal y primer canal adyacente, y una separación idéntica tan pronto como se tiene en cuenta el segundo canal adyacente. La aproximación a propagación en espacio libre se aplica en este texto de orientación.

7.2.1.4 *Ejemplo de criterios de separación geográfica GBAS/GBAS*

7.2.1.4.1 Para transmisiones cocanal VDB GBAS asignadas al mismo intervalo de tiempo, los parámetros de polarización horizontal son:

D/U	=	26 dB (Apéndice B, 3.6.8.2.2.5.1);
$P_{D,min}$	=	−72 dBm (Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4, equivalente a 215 microvoltios por metro); y
Tx_U	=	47 dBm (ejemplo de balance de enlace en la Tabla D-3);

de forma que

$$L \geq (47 + 26 - (-72)) = 145\ dB.$$

7.2.1.4.2 La separación geográfica para cocanal, en asignaciones VDB GBAS al mismo intervalo se obtiene determinando la distancia a la que la pérdida de transmisión es igual a 145 dB a una altitud de receptor de 3 000 m (10 000 ft) por encima de la antena del transmisor VDB GBAS. Esta distancia es de 318 km (172 NM) si se utiliza la aproximación de atenuación en espacio libre y suponiendo una altura de antena de transmisor despreciable. La separación mínima geográfica requerida puede entonces determinarse añadiendo esta distancia a la distancia nominal entre el borde de cobertura de VDB y el transmisor GBAS, 43 km (23 NM). Esto lleva en una situación cocanal, a una distancia de reutilización en intervalo común de 361 km (195 NM).

7.2.1.5 Orientación sobre criterios de separación geográfica GBAS/GBAS. Aplicando la metodología descrita en lo que precede, pueden definirse los criterios ordinarios de separación geográfica para GBAS a GBAS y GBAS a VOR. En la Tabla D-4 se resumen los criterios de separación geográfica mínima requerida GBAS a GBAS resultantes.

Nota.-Los criterios de separación geográfica entre los transmisores GBAS que proporcionan el servicio de determinación de la posición GBAS se encuentran en elaboración. Un valor prudente que corresponde al horizonte de radio puede utilizarse como un valor provisional para la separación entre los transmisores con frecuencias comunes a intervalos de tiempo adyacentes, para asegurar que los intervalos no se superponen.

7.2.1.6 Orientación sobre criterios de separación geográfica GBAS/VOR. En la Tabla D-5 se resumen los criterios de separación geográfica mínima GBAS/VOR basados en la misma metodología y en los volúmenes de cobertura nominal del VOR que figuran en el Adjunto C.

Nota 1.- Al determinar la separación geográfica entre VOR y GBAS, siendo la señal del VOR a deseada se tiene generalmente el caso limitador de una altitud mayor protegida de la región de cobertura VOR.
Nota 2.-Pueden obtenerse los requisitos de separación geográfica reducida utilizando los modelos estándar de propagación definidos en la Recomendación P.528-2 de la UIT-R.

7.2.2 Están en preparación los criterios de separación geográfica para comunicaciones GBAS/ILS y GBAS/VHF.

7.2.3 Compatibilidad con el ILS. Entre los aspectos por considerar para la asignación de canales VDB se incluye la separación de frecuencias entre el ILS y VDB, la distancia de separación entre el área de cobertura ILS y VDB, las intensidades de campo de VDB e ILS y la sensibilidad del receptor del localizador de VDB e ILS. Hasta que se elaboren criterios de compatibilidad para VDB GBAS e ILS, la VDB no debe ser asignada a canales por debajo del 12,025 MHz (es decir, una separación de frecuencias mínima de 75 MHz respecto de la frecuencia más alta del localizador ILS que se pueda asignar).

7.2.3.1 Compatibilidad entre aeropuertos. La separación geográfica mínima basada en una separación de frecuencias mínima de 75 kHz entre el localizador ILS y la estación terrestre GBAS instalados en aeropuertos diferentes es de 3 NM entre el emplazamiento no deseado de la antena del transmisor y los bordes de la cobertura del servicio deseado que se supone estén a potencia de señal mínima. Pueden obtenerse valores de distancia de separación necesaria menores teniendo en cuenta información adicional como la intensidad real del campo del servicio deseado y los diagramas reales de radiación de antena de transmisión del servicio no deseado.

Nota.— La cobertura del localizador ILS está normalizada en el Capítulo 3, sección 3.1.3.3, y el volumen de servicio GBAS lo está en el Capítulo 3, sección 3.7.3.5.3, respectivamente..

7.2.3.2 Compatibilidad en el mismo aeropuerto. Para analizar las limitaciones para la instalación de una estación terrestre GBAS en el mismo aeropuerto que el ILS, es necesario considerar detalladamente la compatibilidad entre ILS y VDB teniendo en cuenta información como la intensidad real del campo de servicio deseado y los diagramas reales de radiación de antena de transmisión del servicio no deseado. En el caso de equipo GBAS con potencia de transmisión tal que la intensidad de campo máxima de 0,879 voltios por metro (-27 dBW/m2) para el componente de señal polarizada horizontalmente no se excede en el volumen de cobertura ILS el canal 16ao (y más allá) estará por debajo de -100,5 dBm en una anchura de banda de 25 kHz a una distancia de 80 m del transmisor VDB, incluido un margen para un aumento de +5 dB debido a un multitrayecto constructivo. Esta cifra de -100 dBm en una anchura de banda de 25 kHz arroja una relación señal-ruido de 21,5 dB (por encima de la relación señal ruido mínima supuesta de 20 dB para una señal de localizador de -79 dBm que corresponde a una intensidad de campo del localizador ILS de 90 microvoltios por metro (menos 107 dBW/m2)

Nota.— Al instalar GBAS e ILS en el mismo aeropuerto, se recomienda analizar también las consecuencias de la transmisión GBAS VDB en el monitor del localizador ILS. Puede evitarse la interferencia instalando un filtro apropiado.

7.2.4 Compatibilidad con comunicaciones VHF. En el caso de asignaciones VDB GBAS por encima de 116,400 MHz, es necesario considerar la compatibilidad entre comunicaciones VHF y VDB GBAS. Entre los aspectos por considerar para la asignación de estos canales VDB se incluye la separación de frecuencia entre la comunicación VHF y VDB, la distancia de separación entre los transmisores y las áreas de cobertura, las intensidades de campo, la polarización de la señal VDB y la sensibilidad del receptor de comunicación de VDB y VHF. Deben considerarse tanto el equipo de aeronave como el equipo de comunicaciones VHF de tierra. Para equipo GBAS/E con una potencia máxima de transmisor de hasta 150 W (100 W para componente horizontal y 50 W para componente vertical), el canal 64º (y más allá) estará por debajo de −112 dBm en una anchura de banda de 25 kHz a una distancia de 80m del transmisor VDB incluido un margen un aumento de +5 dB debido a un multitrayecto constructivo. En el caso de equipo GBAS/H con una potencia máxima de transmisor de 100 W, el canal 32º (y más allá) estará por debajo de −11 dBm en una anchura de banda de 25 kHz a una distancia de 80m del transmisor VDB incluido un margen para un aumento de +5 dB debido a un multitrayecto constructivo y un aislamiento de polarización de 10 dB. Debe observarse que por las diferencias en las máscaras de transmisor GBAS VDB y VDL, debe realizarse un análisis por separado para asegurarse de que el VDL no interfiere con el GBAS VDB.

Tabla D-3. Balance nominal de enlace VDB

Elementos de enlace VDB		
Para servicios de aproximación	Componente vertical en el borde de la cobertura	Componente horizontal en el borde de la cobertura
Sensibilidad requerida del receptor (dBm)	-87	-87
Pérdida máxima de implantación de aeronave (dB)	11	15
Nivel de potencia después de la antena de aeronave (dBm)	-76	-72
Margen operativo (dB)	3	3
Margen de desvanecimiento (dB)	10	10
Pérdida por trayecto libre en el espacio (dB) a 43 km (23 NM)	106	106
Potencia isótropa radiada equivalente (PIRE) nominal (dBm	43	47

Para un alcance mayor y un ángulo de radiación bajo asociado al servicio de determinación de la posición	Componente vertical	Componente horizontal
Sensibilidad requerida del receptor (dBm)	-87	-87
Pérdida máxima de implantación de aeronave (dB)	11	15
Nivel de potencia después de la antena de aeronave (dBm)	-76	-72
Margen operativo (dB)	3	3
Margen de desvanecimiento (dB)	0	0
PIRE nominal (dbm)		

Alcance (km (NM))	Pérdida por Trayecto libre en El espacio (dB)	PIRE (dBm)	PIRE (W)	PIRE (dBm)	PIRE (W)
93 (50)	113	39,9	10	43,9	25
185 (100)	119	45,9	39	49,9	98
278 (150)	122	49,4	87	53,4	219
390 (200)	125	51,9	155	55,9	389

Notas.—

1. *Con una antena transmisora VDB limitadora por trayectos múltiples colocada en forma apropiada con una potencia irradiada equivalente suficiente que cumpla los requisitos de intensidad de campo para el servicio de aproximación y teniendo en cuenta las limitaciones topográficas locales, también es posible cubrir los requisitos de intensidad de campo de forma que se tenga el servicio de determinación de la posición con los alcances de esta tabla.*
2. *La pérdida real de implantación de aeronave (incluida la ganancia de antena, la pérdida por desacuerdo, la pérdida de cable, etc.) y la sensibilidad efectiva del receptor pueden equilibrarse para lograr el balance de enlace esperado. Por ejemplo, si la pérdida de implantación de aeronave para la componente horizontal es 19 dB, la sensibilidad del receptor debe superar el requisito mínimo y alcanzar -91 dBm para cubrir el balance nominal de enlace.*
3. *Las estimaciones de la actuación para el alcance largo pueden ser, por lo general, optimistas bajo el supuesto de que no haya un margen de desvanecimiento, es decir, la actuación del balance de enlace no será, por lo general, tan buena como lo indican estas estimaciones*

Tabla D-4. Criterios de asignación ordinaria de frecuencias GBAS/GBAS

Canal de VDB no deseada en los mismos intervalos de tiempo	Pérdida de trayectoria (dB)	Separación mínima geográfica requerida para Tx_u = 47 dBm y P_{Dmin} = —72 dBm en km (NM)
Cocanal	145	361 (195)
1er canal adyacente (±25 kHz)	101	67 (36)
2do canal adyacente (±50 kHz)	76	44 (24)
3er canal adyacente (±75 kHz)	73	Sin restricción
4to canal adyacente (±25 kHz	73	Sin restricción

Nota 1.— No se prevé ninguna restricción geográfica a los transmisores con frecuencias comunes, a intervalos de tiempo adyacentes, a condición de que la antena transmisora de VDB no deseada esté situada por lo menos a 80 metros de las áreas en las que la señal deseada tiene una intensidad de campo mínima.

Nota 2 .— El P_{Dmin} de -72 dBm es la salida de una antena isotrópica ideal.

Tabla D-5. Mínima separación geográfica requerida para una de cobertura VOR [(nivel de 12 000 m (40 000 ft)]

Canal de VDB GBAS no deseada	Pérdida de trayectoria (dB)	Radio de cobertura VOR		
		342 km (185 NM)	300 km (162 NM)	167 km (90 NM)
Cocanal	152	892 km (481NM)	850 km (458 NM)	717 km (386NM)
$\lvert f_{DESEADA} - f_{NO\ DESEADA} \rvert$ = 25 kHz	126	774 km (418 NM)	732 km (395 NM)	599 km (323 NM)
$\lvert f_{DESEADA} - f_{NO\ DESEADA} \rvert$ = 50 kHz	92	351 km (189 NM)	309 km (166 NM)	176 km (94NM)
$\lvert f_{DESEADA} - f_{NO\ DESEADA} \rvert$ = 75 kHz	80	344 km (186 NM)	302 km (163 NM)	169 km (91 NM)
$\lvert f_{DESEADA} - f_{NO\ DESEADA} \rvert$ = 100kHz	61	Sin restricción	Sin restricción	Sin restricción

Nota.— Los cálculos se basan en la frecuencia de referencia de 112 MHz y suponen GBAS Tx1, = 47 dBm y VOR $P_{D,min}$ = —79 dBm.

7.2.5 En el caso de un subsistema de tierra GBAS que solamente transmite una señal horizontalmente polarizada, el requisito de lograr la potencia asociada a la sensibilidad mínima se satisface directamente mediante el requisito de intensidad de campo. En el caso de un subsistema de tierra GBAS que transmite un componente elípticamente polarizado, el desplazamiento ideal de fase entre los componentes HPOL y VPOL es de 90º. Para asegurar que se mantiene en todo el volumen de servicio GBAS una potencia recibida adecuada, durante maniobras normales de la aeronave, debe diseñarse el equipo transmisor para radiar los componentes de señal HPOL y VPOL con un desplazamiento de fase RF de 90º. Este desplazamiento de fase debe ser uniforme en el tiempo y en consonancia con las condiciones ambientales. Deben tenerse en cuenta las desviaciones de los 90º nominales en el diseño del sistema y en el balance de enlace de forma que cualquier desvanecimiento debido a pérdida de polarización no ponga en peligro la sensibilidad mínima del receptor. En los procedimientos para calificación del sistema y de inspección en vuelo se tendrá en cuenta una variación admisible de desplazamiento de fase en consonancia con mantener el nivel apropiado de la señal en todo el volumen de servicio GBAS. Un método para asegurar la intensidad de campo tanto horizontal como vertical es emplear una sola antena VDB que transmite una señal elípticamente polarizada e inspeccionar en vuelo la intensidad efectiva de campo de las señales vertical y horizontal en el volumen de servicio..

7.3 Volumen de servicio

7.3.1 El volumen de servicio GBAS mínimo para prestar apoyo a los servicios de aproximación se ilustra en la figura D-4. De ser posible, es ventajoso para las operaciones proporcionar guía válida a lo largo del tramo visual de una aproximación. El volumen de servicio de aproximación lateral puede ser diferente (mayor) que el volumen de servicio de aproximación vertical. Cuando se radiodifunden parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales, las correcciones diferenciales pueden utilizarse únicamente dentro de la distancia de uso máxima (Dmáx) definida en el mensaje de tipo 2. También es aceptable que la Dmáx se extienda más allá del volumen de servicio de

aproximación. Entre los motivos por los cuales esto es conveniente cabe destacar que así se proporciona a los pilotos conciencia de la situación e información sobre el estado del GBAS antes de interceptar el procedimiento de aproximación y se mejora la captura del curso GBAS en los límites del volumen de servicio. En esos casos, debería considerarse la posibilidad de un menor nivel de protección, límite de efemérides y continuidad de VDB fuera del volumen de servicio de aproximación, en especial cuando se radiodifundan valores de Dmáx grandes o ilimitados.

7.3.1.1 Si la instalación GBAS presta servicio a múltiples volúmenes de servicio de aproximación, debería considerarse el uso, si fuera geográficamente factible, de una única radiodifusión de datos omnidireccional que cubra todos los volúmenes de servicio afectados a fin de limitar la complejidad.

7.3.1.2 Asimismo, el aterrizaje automático o el despegue con guía pueden utilizarse en instalaciones o pistas que no están previstas para permitir, o que actualmente no permiten, operaciones de Categoría II o III con GBAS. Incluso en condiciones visuales de Categoría I o mejores, el uso de un sistema aprobado de aterrizaje automático con GAST C puede ayudar a los pilotos a lograr aproximaciones estabilizadas y una actuación fiable de punto de toma de contacto, para la instrucción de la Categoría II o III, para utilizar el sistema de a bordo a fin de garantizar una actuación adecuada y para las verificaciones de mantenimiento. El uso de esta capacidad funcional también puede aligerar la carga de trabajo del piloto. De manera similar, el uso de un sistema aprobado de despegue con guía también redundará en beneficios operacionales. El Capítulo 3, 3.7.3.5.3.2, contiene los requisitos de volumen de servicio para aterrizajes automáticos y despegues con guía. La recepción VDB sobre la superficie de la pista se ve afectada significativamente por el diseño de la antena de transmisión y su altura instalada, así como por la geografía del aeropuerto. Puede dificultarse el servicio a lo largo de todas las pistas de un aeropuerto que utiliza un único emplazamiento de antena/transmisor VDB. Sin embargo, cuando resulte práctico, debería proporcionarse servicio para apoyar los aterrizajes automáticos y las operaciones de despegue con guía en pistas idóneas que permitan cualquier aproximación de precisión. El elemento de volumen de servicio de aproximación de la designación de la instalación de aproximación permite que esta información esté contenida en la AIP (véase la sección 7.1.4.2.1). Puede conseguirse una capacidad útil de aterrizaje automático para algunas aeronaves incluso cuando no se satisfagan completamente los requisitos del Capítulo 3, 3.7.3.5.3.2. De modo análogo, es posible que algunas aeronaves no puedan realizar aterrizajes automáticos sólo con el volumen de servicio mínimo proporcionado. Para aproximaciones con una trayectoria de datos FAS que no está alineada con el eje de la pista, no se requiere el volumen de servicio para aterrizajes automáticos.

7.3.2 Por encima de la superficie de la pista se requiere una mayor potencia de señal (-62,5 dBm) desde 36 ft y más, en comparación con el requisito mínimo establecido para el volumen de servicio del GBAS a 12 ft por encima del terreno (-72 dBm), para admitir diversas implantaciones de antena VDB de a bordo. En efecto, es posible que la altura de la antena VDB y la pérdida de implantación de aeronave no resulten idóneas para lograr una continuidad adecuada para los aterrizajes automáticos en condiciones de la Categoría III y para los despegues con guía si:

a) la altura de la antena VDB de la aeronave localizada por encima de 12 ft puede inducir una pérdida de implantación de aeronave superior al valor esperado de 15 dB; y
b) la altura de la antena VDB de la aeronave localizada por debajo de 12 ft puede recibir una potencia de señal que esté por debajo del valor mínimo requerido de -72 dBm.

Para mitigar la falta de balance de enlace VDB adecuado, la pérdida real de implantación de aeronave (incluido el tipo de antena y emplazamiento de antena en el fuselaje, la ganancia de antena, la pérdida por desacuerdo, la pérdida de cable, etc.) y la sensibilidad efectiva del receptor pueden equilibrarse para lograr el balance de enlace esperado. Es posible identificar la necesidad de medidas adicionales de mitigación operacional e implantarlas durante el proceso de aprobación de la aeronave, en caso de posible pérdida de VDB a lo largo de la trayectoria de vuelo. Es práctica común que el explotador proponente realice una prueba de vuelo de verificación para realizar el aterrizaje automático en condiciones de la Categoría III en una pista determinada.

No resulta práctico medir la intensidad de la señal a 36 ft. Por lo tanto, se ofrecen los dos ejemplos de medios de verificación que siguen:

- Método simplificado de análisis: Mide la señal a 12 ft y estima la intensidad de la señal a 36 ft utilizando herramientas matemáticas.
- Método complejo de análisis: Modela la configuración del aeropuerto y simula, usando una herramienta matemática, la intensidad de la señal a 12 ft y 36 ft.

Nota 1.— Existe un límite superior en el volumen de servicio de aterrizaje automático por encima dela superficie de la pista que se fija en 100 ft.

Nota 2.— La verificación de la intensidad mínima de la señal a 36 fi es suficiente para garantizar que se cumplan los requisitos por encima de 36 ft.

7.3.2.1 Método simplificado de análisis

A fin de aplicar este método, se supone lo siguiente:

- Los transmisores VDB están instalados por encima de un terreno plano con línea de alcance óptico hacia las pistas en el volumen de servicio GBAS deseado, como se menciona en el Adjunto D, párrafo 7.12.3.

• La metodología de análisis comprende lo siguiente:

- Un análisis genérico (que no sea específico de un aeropuerto) realizado por los fabricantes de subsistemas de tierra y/o proveedores de servicios para demostrar que es posible cumplir los requisitos relativos a la intensidad de la señal a 12 ft y 36 ft con base en la distancia desde la antena VDM y la altura de la misma en su emplazamiento específico. Los estudios han demostrado que la intensidad de la señal aumentará a partir de la intensidad de la señal medida a 12 ft en diversas configuraciones aeroportuarias. Al verificar el cumplimiento para una instalación específica, un medio aceptable es medir la intensidad de la señal a 12 ft y estimar la intensidad de la señal utilizando la fórmula siguiente:

Para estimar la potencia PhdBm, (en dBm) a una altura h (en metros) desde la potencia P_{h0dBm} a una altura h_0 (en metros), puede utilizarse la expresión siguiente:

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20log\left(sen\left(\frac{2\pi h h_a}{\lambda d}\right)\right) - 20log\left(sen\left(\frac{2\pi h h_a}{\lambda d}\right)\right)$$

Donde

- d es la distancia a la antena del transmisor en metros
- h_a es la altura del centro de fase de la antena del transmisor en metros
- $\lambda = cf/$ es la longitud de onda en metros
- f es la frecuencia en Hertzios
- c es la velocidad de la luz

Para $h < \lambda d/8h$, la formula previa puede aproximarse con un error menor a 1 dB como sigue:

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20log\left(\frac{h}{h_0}\right)$$

En forma alternativa, al convertir las alturas a pies y considerando $h_0^{ft} = 12ft$, las expresiones anteriores se transforman en:

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20log\left(sen\left(\frac{0{,}584h^{ft}h_a^{ft}}{\lambda d}\right)\right) - 20log\left(sen\left(\frac{7h_a^{ft}}{\lambda d}\right)\right)$$

y

$$P_{hdBm} = P_{h_0dBm} + 20log(h^{ft}) - 21{,}58\ dB$$

La aplicación de esta fórmula a diferentes alturas por encima de la superficie de la pista puede variar con la distancia entre el transmisor VDB y la trayectoria prevista en la superficie de la pista y con la altura de la antena del transmisor VDB. Es posible que se requieran algunas restricciones relativas al emplazamiento para verificar que se satisfaga la intensidad mínima de la señal en el volumen de servicio por encima de la superficie de la pista.

7.3.2.2 Método complejo de análisis

En la aplicación de este método se supone que

- La configuración del aeropuerto es tan compleja que no es posible tener en cuenta fácilmente lo "trayectos múltiples de tipo ruido" (reflejos de trayectos múltiples procedentes de edificios o aeronaves paradas o en movimiento) y deben ser considerados en el análisis;

y/o

- No puede mantenerse la línea de alcance óptico entre la antena VDB y la pista.

En la metodología de análisis:

- La configuración del aeropuerto incluye las superficies pertinentes como edificios y vallas metálicas y la topología de la superficie del terreno se modela con sus características electromagnéticas. También se modela el patrón de radiación de la antena del transmisor VDB.

- Las potencias de la señal a 12 ft y 36 ft se calculan simulando la propagación de radio. Uno de los medios aceptables de simulación es el método de trazado de rayos que se basa en la óptica geométrica. Dicha simulación puede hacerse utilizando software en venta en los comercios con una interfaz intuitiva hombre-máquina al modelado del aeropuerto.

- Los efectos de las estructuras de pequeña escala (menos de 5-10 longitudes de onda) limitan la precisión de la simulación por el método de trazado de rayos. Por lo tanto, es posible que sea necesario agregar un margen adicional a los resultados de la simulación a fin de representar dichos efectos.

- La potencia de la señal a 12 ft se mide y compara con la simulada. Si las potencias medida y simulada de la señal a 12 ft concuerdan bien, puede considerarse que la simulación es capaz de modelar las potencias de la señal a diferentes alturas sobre la pista.

- La potencia de la señal simulada y el requisito mínimo a 36 ft se comparan para verificar la conformidad de la cobertura VDB sobre la pista.

7.3. 3 El volumen de servicio requerido para prestar apoyo al servicio de determinación de la posición GBAS depende de las operaciones concretas que se prevén. Para este servicio, se prevé que el volumen de servicio óptimo sea omnidireccional para servir de apoyo a las operaciones en que usa el servicio de determinación de la posición GBAS y que se realizan fuera del volumen de servicio de la aproximación. Cada Estado es responsable de determinar un volumen de servicio para el servicio de determinación de la posición GBAS y de asegurar que se satisfacen los requisitos de la Subparte

3, 3.7.2.4. Cuando se efectúa esa determinación, deben considerarse las características del receptor GNSS libre de fallas, incluida la reversión a la integridad basada en ABAS en el caso de pérdida del servicio de determinación de la posición GBAS.

7.3.4 Puesto que el área deseada de cobertura de un servicio de determinación de la posición GBAS puede ser mayor que la que puede proporcionar una sola estación de radiodifusión GBAS, es posible utilizar una red de estaciones de radiodifusión GBAS para proporcionar la cobertura. Estas estaciones pueden radiodifundir por una sola frecuencia y utilizar distintos intervalos de tiempo (8 disponibles) en estaciones vecinas para evitar interferencia o bien pueden radiodifundir por distintas frecuencias. En la Figura D-4A se expone en detalle la forma en que el uso de distintos intervalos de tiempo permite que se utilice una sola frecuencia sin interferencia, siempre que se cumplan las condiciones de tiempo de guarda indicadas en el Apéndice B, Tabla B-59. Para una red basada en distintas frecuencias VHF, deben considerarse los textos de orientación que figuran en 7.17.

7.4 Estructura de datos

En la Figura D-5 se muestra un codificador/decodificador secreto de bits.

Nota.-En el documento RTCA/DO-246B, Sistema de aumentación de área local (LAAS) — Documento de control de interfaz de la señal en el espacio (ICD) para aproximaciones de precisión basadas en el GNSS *figura información adicional sobre la estructura de datos de la radiodifusión VHF de datos.*

7.5 Integridad

7.5.1 Para las operaciones de aproximación de precisión y las operaciones basadas en el servicio de determinación de la posición GBAS se especifican niveles de integridad diferentes. El riesgo de integridad de la señal en el espacio para los servicios de aproximación es 2×10^{-7} por aproximación. Los subsistemas de tierra GBAS que también están destinados a prestar apoyo a otras operaciones usando el servicio de determinación de la posición GBAS también tienen que satisfacer el requisito de riesgo de integridad de la señal en el espacio especificado para las operaciones de área terminal, que es de 1×10^{-7}/hora (Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1). Por lo tanto se necesitan medidas adicionales para cumplir con estos requisitos más rigurosos del servicio de determinación de la posición. Se asigna al riesgo de integridad de la señal en el espacio un valor entre el riesgo de la integridad del subsistema de tierra y el riesgo de la integridad del nivel de protección. La asignación de riesgo de integridad del subsistema de tierra cubre las fallas del subsistema de tierra y las fallas de la constelación principal y del SBAS, tales como las fallas de calidad de la señal y las fallas de efemérides. Para los GAST A, B y C, la asignación de riesgo de integridad de nivel de protección cubre los riesgos raros de actuación sin fallas en el dominio de la posición y el caso de fallas en una de las mediciones del receptor de referencia. En ambos casos las ecuaciones para nivel de protección garantizan que se tienen en cuenta los efectos de la geometría de los satélites utilizados por el receptor sin fallas de aeronave. Esto se describe con más detalles en los párrafos siguientes. Para el GAST D, la integridad del dominio de la posición se delega a la aeronave y un subsistema de tierra FAST D proporciona datos adicionales y monitorización de la fuente telemétrica para las aeronaves que utilizan este tipo de servicio

7.5.1.1 Se aplican requisitos de integridad adicionales para el GAST D, cuyo objeto es apoyar las aproximaciones de precisión y el aterrizaje automático en condiciones de escasa visibilidad con mínimas menores que las de la Categoría I. Se aplican los mismos requisitos de limitar la solución de la posición dentro de un nivel de protección que se compara con un límite de alerta, para todas las fuentes de error salvo las fallas de un solo receptor terrestre de referencia y los errores inducidos por anomalías ionosféricas. Las fallas de un solo receptor terrestre de referencia se mitigan como se describe en 7.5.11. Se ha atribuido al equipo de a bordo la responsabilidad por algunos errores inducidos por condiciones ionosféricas anómalas. La mitigación de errores debidos a anomalías ionosféricas se describe en 7.5.6.1.6. Se necesitan requisitos adicionales de monitorización y de aseguramiento de diseño para permitir a los subsistemas de tierra FAST D GBAS proporcionar un

servicio que pueda ofrecer una seguridad operacional equivalente a las operaciones ILS de Categoría III. Algunos requisitos adicionales de monitorización se asignan al subsistema de tierra (véase 7.5.6.1 a 7.5.6.1.7) y algunos al equipo de a bordo. En el Apéndice B, 3.6.7.3.3, figuran los requisitos adicionales de actuación en materia de monitorización para el subsistema de tierra.

7.5.1.2 El requisito relativo al riesgo de integridad del subsistema de tierra para el GAST D (Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.3) limita la probabilidad de que una falla de los subsistemas de tierra provoque la transmisión de datos erróneos durante un tiempo mínimo de exposición de "un aterrizaje cualquiera". Comúnmente, se considera que el período crítico de exposición a fallas para la guía vertical en operaciones de Categoría III es el período entre la altura de decisión de Categoría 1(200 ft) y el umbral (altura de 50 ft). Esto es, 15 segundos en términos nominales, dependiendo de la velocidad de aproximación de la aeronave. Se considera que el período crítico de exposición a fallas para guía lateral en operaciones de Categoría III es el período entre la altura de decisión de Categoría 1 y la finalización del recorrido en tierra, que tiene lugar cuando la aeronave desacelera hasta alcanzar una velocidad de rodaje segura (comúnmente de menos de 30 nudos). Esto es, 30 segundos en términos nominales, dependiendo, una vez más, de la velocidad de aproximación de la aeronave y de la tasa de desaceleración. Se utiliza el concepto de "un aterrizaje cualquiera" para poner énfasis en que el período de tiempo en el que pueden ocurrir fallas se extiende hasta antes del período crítico de exposición. El motivo de esto es que la falla puede evolucionar lentamente en el tiempo, producirse más temprano en la fase de aterrizaje y convertirse en un peligro durante el período crítico de exposición.

7.5.1.3 El período crítico de exposición a fallas para guía lateral durante un despegue con guía en condiciones de escasa visibilidad es de 60 segundos en términos nominales. Ya que una guía errónea o la pérdida de guía durante un despegue con guía es menos crítica que en el caso de los aterrizajes de Categoría III, dicha guía no introduce ningún cambio en los requisitos de integridad del subsistema de tierra.

7.5.2 El subsistema de tierra GBAS define una incertidumbre de error de seudodistancia corregido respecto al error relativo al punto de referencia GBAS (σ_{pr_gnd}) y a los errores consiguientes a la descorrelación espacial en sentido vertical (σ_{tropo}) y horizontal (σ_{iono}). El modelo de estas incertidumbres sigue las varianzas de distribuciones normales de promedio cero que describen estos errores para cada fuente telemétrica.

7.5.3 Cada una de las incertidumbres de error descritas anteriormente son utilizadas por el receptor para calcular un modelo de error en la solución de navegación. Esto se efectúa proyectando los modelos de error de seudodistancia al dominio de la posición. Los métodos generales para determinar que la varianza modelo es adecuada para garantizar el riesgo de integridad del nivel de protección se describen en la Sección 14. El nivel de protección lateral (LPL) proporciona un límite del error de posición lateral con una probabilidad obtenida a partir del requisito de integridad. De modo análogo, el nivel de protección vertical (VPL) proporciona un límite a la posición vertical. Para los servicios de aproximación, si el LPL calculado excede del límite de alerta lateral (LAL) o el VPL excede del límite de alerta vertical (VAL), la integridad no es adecuada para prestar apoyo al tipo de servicio seleccionado. Para el servicio de determinación de la posición, los límites de alerta no se definen en las normas y sólo se requiere calcular y aplicar el nivel de protección horizontal y los límites de posición del error de efemérides. Los límites de alerta se determinarán basándose en la operación que se realiza. La aeronave aplicará el nivel de protección horizontal y los límites de la posición del error de efemérides calculados verificando que sean inferiores a los límites de alerta. Se definen dos niveles de protección, uno para atender a la condición de que todos los receptores de referencia estén libres de falla (H0 — Condiciones de medición normales), y uno para atender a la condición de que uno de los receptores de referencia incluya mediciones que han fallado (H1 — Condiciones de medición con falla). Adicionalmente, el límite de la posición del error de efemérides proporciona un límite respecto del error de la posición debido a fallas en la efemérides de la fuente telemétrica. Para los servicios de aproximación, se definen un límite de error lateral de efemérides (LEB) y un límite de error vertical (VEB). Para el servicio de determinación de la posición, se define un límite de error de efemérides horizontal (HEB).

7.5.3.1 El riesgo de integridad de la señal en el espacio GBAS (Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1) se define como la probabilidad de que el subsistema de tierra proporcione información que, al ser procesada por un receptor libre de fallas, usando cualquier combinación de datos GBAS permitidos por los protocolos para la aplicación de datos (Apéndice B, 3.6.5), lleve a un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia sin ningún anuncio por un período mayor que el tiempo hasta alerta máximo. Un error de la posición relativa lateral o vertical fuera de los límites de tolerancia se define como un error que excede el nivel de protección de los servicios de aproximación GBAS y, si se radiodifunde un bloque de datos adicional 1, el límite de la posición del error de efemérides. Por lo tanto, es responsabilidad del subsistema de tierra proporcionar un conjunto congruente de datos, incluidas las correcciones diferenciales, y todos los parámetros que utilizan los protocolos para la aplicación de datos (p.ej., σ_{pr_gnd} y los valores B que se definen en el mensaje de tipo 1), de manera que los niveles de protección limiten el error de posición con el riesgo de integridad requerido. Este proceso de limitación de errores debe ser válido para cualquier conjunto de satélites que pueda estar utilizando el usuario. A fin de garantizar que los niveles de protección calculados limiten efectivamente el error con la probabilidad requerida, en algunos casos puede ser necesario inflar o manipular uno o más de los parámetros que emplean los protocolos para la aplicación de datos. Por ejemplo, para resolver el problema de los impactos de los efectos ionosféricos anómalos, una de las estrategias que se han empleado es inflar σ_{pr_gnd} y σ_{vert} Oven lona gradiente para garantizar que el equipo de a bordo que cumple los protocolos para la aplicación de datos se encuentre protegido adecuadamente

7.5.4 *Contribución del sistema de tierra al error de seudodistancia corregido (σ_{pr_gnd}).* Entre las fuentes de error que contribuyen a este error se incluyen el ruido del receptor, multitrayectos, y errores de calibración del centro de fase de la antena. El ruido del receptor tiene un error de distribución normal de promedio cero, mientras que los multitrayectos y la calibración del centro de fase de la antena pueden llevar a un menor error medio.

7.5.5 *Errores troposféricos residuales.* Los parámetros troposféricos se radiodifunden en mensajes de tipo 2 para modelar los efectos de la troposfera cuando la aeronave está a una altura distinta del punto de referencia GBAS. Este error puede ser bien caracterizado por una distribución normal de promedio cero.

7.5.6 Errores ionosféricos residuales. Un parámetro ionosférico se radiodifunde en mensajes de tipo 2 para modelar los efectos de la ionosfera entre el punto de referencia GBAS y la aeronave. Este error puede estar bien caracterizado mediante una distribución normal de promedio cero durante condiciones nominales.

7.5.6.1 Anomalías ionosféricas. Estructuras de pequeña escala en la ionosfera pueden originar errores sin corrección diferencial en la posición GBAS. Esos fenómenos se asocian, comúnmente, a la actividad de las tormentas solares y pueden caracterizarse por gradientes pronunciados en el retardo ionosférico a lo largo de una distancia relativamente corta (p.ej., algunas decenas de kilómetros). Los errores que estos fenómenos pueden inducir se generan cuando el receptor de a bordo y el subsistema de tierra reciben señales satelitales que tienen diferentes retardos de propagación. También, ya que el GBAS utiliza la adaptación a código-portadora con una constante de tiempo relativamente grande, se forman sesgos en estos filtros que son una función de la tasa de cambio del retardo ionosférico. Si el subsistema de tierra y los receptores de a bordo experimentan retardos y tasas de cambio de los retardos ionosféricos significativamente diferentes, los sesgos que se forman en estos filtros no coincidirán ni se cancelarán por medio del procesamiento diferencial

7.5.6.1.1 Mitigación de anomalías ionosféricas. Las anomalías ionosféricas pueden producir errores de posición significativos (es decir, de decenas de metros) en el contexto de las operaciones de aproximación. Para mitigar estos errores se emplean diferentes estrategias, dependiendo del tipo de servicio de aproximación GBAS.

7.5.6.1.2 Mitigación de anomalías ionosféricas para los GAST A, B y C. Para los GAST A, B o C, el subsistema de tierra es responsable de mitigar el posible impacto de las anomalías ionosféricas.

Esto puede manejarse por medio de varios esquemas de monitorización (p.ej., monitores de campo lejano o integración con una red de tierra de área amplia de apoyo al SBAS) que detecten la presencia de anomalías ionosféricas y nieguen el servicio si son inaceptables los errores resultantes en la posición del usuario. Una manera de negar el servicio es inflar alguna combinación de los parámetros de integridad de radiodifusión: $\sigma_{pr\ gnd}$, $\sigma_{vert\ iono\ gradi}$, el parámetro de descorrelación de efemérides (P), los parámetros de detección frustrada de efemérides Kmd e, gps y Kmd e GLONASS, de manera que cualquier geometría que pueda utilizar un usuario de a bordo no esté sujeta a errores intolerablemente grandes (dado el uso operacional previsto). Este esquema de inflación también podría emplearse sin la complejidad de monitorizar la ionosfera durante las operaciones suponiendo que hay anomalías ionosféricas presentes. En este caso, se utiliza un modelo de las posibles condiciones ionosféricas que podrían ocurrir a fin de determinar los valores apropiados de los parámetros de integridad de radiodifusión. Ya que los extremos de las condiciones ionosféricas varían significativamente en todo el mundo, el modelo depende del emplazamiento. Ese esquema de inflación genera una reducción de la disponibilidad porque infla los valores incluso cuando no hay anomalías.

7.5.6.1.3 Mitigación de anomalías ionosféricas para el GAST D. Para el equipo de a bordo se introdujeron requisitos de monitorización y de cribado de la geometría para el GAST D, a fin de mitigar el posible impacto de las anomalías ionosféricas. La monitorización de a bordo consiste en monitorizar continuamente la divergencia código-portadora a fin de detectar gradientes grandes en la ionosfera. Asimismo, el equipo de a bordo cribará las geometrías para asegurarse de que no ocurra una amplificación grande inaceptable de los errores residuales de seudodistancia (es decir, errores que pueden existir después de que se ha aplicado la monitorización de a bordo). Otro factor que resulta de utilidad para mitigar los errores inducidos por las anomalías ionosféricas es el uso de seudodistancias adaptadas a portadora de 30 segundos en una solución de la posición. (La adaptación con constante de tiempo más corta es inherentemente menos susceptible a los errores de desacuerdo de sesgos del filtro). Por último, el GAST D incluye los parámetros $K_{md\ e\ D,GLONASS}$, $K_{md\ e\ D,GPS,\ PD}$ y $\sigma_{vert\ iono\ gradiente\ D}$, que tienen por objeto ser utilizados en lugar de los parámetros $K_{md\ e\ .GLONASS}$, $K_{md\ e.GPS,\ P}$ y $\sigma_{vert\ iono\ gradiente}$, respectivamente, cuando el tipo de servicio activo es el GAST D. Esto se lleva a cabo de manera que, si el subsistema de tierra emplea la inflación de los parámetros $K_{md\ e\ .GLONASS}$, $K_{md\ e,GPS,\ P}$ y $\sigma_{vert\ iono\ gradiente}$, para mitigar los efectos de las anomalías ionosféricas para los GAST A, B o C, sea posible proporcionar al usuario del GAST D parámetros no inflados para uso en el GAST D al emplear la monitorización de a bordo para resolver el problema de los errores por anomalías ionosféricas. Esto permite mejorar la disponibilidad del servicio GAST D.

7.5.6.1.4 Limitación de errores por anomalías ionosféricas. Como se expuso anteriormente, la cuestión de las anomalías ionosféricas puede abordarse inflando uno o más de los parámetros a„ $\sigma_{vert\ iono\ gradi}$, el parámetro de descorrelación de efemérides (P), los parámetros de detección frustrada de efemérides $K_{md\ e.GPS}$ y $K_{md\ o.GLONASS}$. El subsistema de tierra es responsable de proporcionar los valores en estos parámetros que permitan limitar el error de manera apropiada mediante los cálculos del VPL y el HPL a la salida de un receptor libre de fallas. En el GAST D, la responsabilidad de mitigar los errores debidos a condiciones ionosféricas anómalas se dividió entre el sistema de a bordo y el subsistema de tierra. Aunque el GAST D sigue requiriendo que los niveles de protección limiten los errores (como se describió en 7.5.3.1), no requiere que limiten los errores que resulten de un suceso ionosférico anómalo, como en el caso del GAST C. Por lo tanto, los niveles de protección calculados con PD, Kmd e D.GLONASS, Kmd e D.GPS, y $\sigma vert\ iono\ gradiente\ D$, deben limitar el error para todas las fuentes de errores, como se expuso en 3.6.7.1.2.1.1.2, salvo los errores debidos a las condiciones ionosféricas anómalas. Los cálculos de los niveles de protección deben limitar los errores ionosféricos nominales.

7.5.6.1.5 Monitorización del gradiente ionosférico de solución dual. Otro componente del proceso de mitigación a bordo de errores inducidos por anomalías ionosféricas es el uso de soluciones duales de la posición calculadas simultáneamente con dos constantes diferentes de tiempo con adaptación a portadora (véase 7.19.3). Este cálculo de la solución dual tiene dos finalidades. Primero, tomar la diferencia de las dos mediciones de la seudodistancia corregida como estadísticas de detección hace

directamente observables los errores que se forman en los filtros en cada satélite en virtud de las grandes diferencias en los gradientes ionosféricos entre las mediciones de tierra y las mediciones de a bordo. Por lo tanto, se puede aplicar un umbral a estas estadísticas de detección a fin de detectar una porción grande de las anomalías ionosféricas. La segunda aplicación de las soluciones duales consiste en calcular un límite para la posición con adaptación de 30 segundos (excluido el impacto de las anomalías ionosféricas). Los datos proporcionados por el segmento de tierra permiten calcular un límite de nivel de protección para la solución de 100 segundos. Al sumar la observación directa de la magnitud de la diferencia entre la posición con adaptación de 30 segundos y la de 100 segundos al cálculo del nivel de protección se obtiene un nivel de protección que garantiza limitar la solución de posición de 30 segundos cumpliendo el requisito de 1 x 10-7/aproximación. Esto permite al equipo de a bordo con un tipo de servicio activo D tener una actuación equivalente en la fijación de límites, como se requiere para aproximaciones con mínimas de la Categoría I, aunque se utiliza la solución de 30 segundos para crear la guía

7.5.6.1.6 Requisitos de que los subsistemas de tierra del FAST D ayuden a mitigar los errores ocasionados por anomalías ionosféricas. Aunque gran parte de la responsabilidad de mitigar los errores ionosféricos se atribuyó al segmento de a bordo, existe un requisito impuesto a los subsistemas de tierra del FAST D que es necesario para ayudar a mitigar dichos efectos. En el Apéndice B, 3.6.7.3.4, se especifica que el subsistema de tierra es responsable de garantizar la mitigación de los gradientes de retardo espacial ionosférico. El subsistema de tierra garantiza que el valor del error de seudodistancia corregido máximo (E10) calculado a partir de los datos de tipo 2 no exceda de 2,75 metros en todos los LTP relacionados con pistas que apoyen procedimientos GAST D. Una opción disponible al fabricante consiste en restringir la distancia entre el punto de referencia GBAS y el LTP

7.5.6.1.7 Modelos de amenazas de anomalías ionosféricas empleados para la validación del GAST D. Como se expuso anteriormente, la mitigación de los errores que pueden provocar las anomalías ionosféricas se logra mediante la monitorización combinada a cargo de los sistemas de a bordo y de tierra. La eficacia de la monitorización requerida se ha demostrado por medio de la simulación y el análisis, y se ha demostrado que los errores máximos en la salida de la monitorización se ajustan a los criterios de certificación de la aeronavegabilidad para la gama de anomalías que figura a continuación. Esta gama de anomalías se describe en términos de un "espacio de amenazas estándares" que consiste en un modelo de anomalías ionosféricas que define los atributos físicos de la anomalía ionosférica. El modelo que se describe en 7.5.6.1.7.1 es una versión conservadora del modelo elaborado para la parte continental de los Estados Unidos. Este modelo ha demostrado limitar la amenaza ionosférica evaluada en varias otras regiones de latitud media con respecto al ecuador magnético. Datos recientes recogidos en algunas regiones de latitud baja con respecto al ecuador magnético han mostrado condiciones ionosféricas relacionadas con el agotamiento de la densidad ionosférica local ("burbujas de plasma") que superan este modelo de amenazas. Por ejemplo, la investigación del Equipo Especial de Estudios Ionosféricos de la Región Asia/Pacífico (APAC ISTF) ha dado como resultado la creación de un modelo de referencia de amenazas a latitudes bajas. Los modelos de amenazas definen un ambiente ionosférico respecto del cual se sabe que la monitorización normalizada produce una actuación aceptable por cada seudodistancia. Cada proveedor de servicios debería evaluar si el modelo de espacio de amenazas estándares que se describe a continuación es apropiado para las características ionosféricas de la región donde el GBAS deba prestar apoyo al servicio GAST D. Esta evaluación debería efectuarse siempre, independientemente de cuáles sean las latitudes. Si un proveedor de servicios determina que el comportamiento ionosférico no está adecuadamente caracterizado en este modelo de amenazas (p.ej., para una región de comportamiento ionosférico excepcionalmente severo), ese proveedor de servicios debe tomar las medidas que correspondan para asegurarse de que los usuarios no estén expuestos a anomalías ionosféricas con características que se salgan de la gama definida en el espacio de amenazas estándares, pudiendo optar por:

1. alterar las características de su subsistema de tierra; y/o
2. introducir monitorización adicional (interna o externa al GBAS); y/o

3. introducir otras medidas operacionales de mitigación que limiten la exposición de los usuarios a condiciones ionosféricas extremas.

Entre los posibles cambios en el subsistema de tierra que pueden reducir estos riesgos figuran restricciones más severas relativas al emplazamiento (véase 7.5.6.1.6) y una mejor actuación de monitorización por parte del subsistema de tierra (Apéndice B, 3.6.7.3.4). Otra estrategia de mitigación es la monitorización del clima espacial (externa al sistema GBAS) en conjunto con las limitaciones operacionales impuestas al uso del sistema durante periodos en que se prevé actividad ionosférica gravemente anómala. Pueden aplicarse combinaciones de estas estrategias para garantizar que el usuario del GAST D no esté expuesto a anomalías ionosféricas que se salgan del espacio de amenazas estándares.

7.5.6.1.7.1 Modelo de anomalías ionosféricas: cuña móvil. Representa un gradiente espacial ionosférico severo bajo la forma de una cuña móvil con cambio constante y lineal del retardo ionosférico oblicuo, como se ilustra en la Figura D-X 1. Los parámetros clave de este modelo son la pendiente del gradiente (g) en mm/km, la anchura (w) de la cuña en km, la amplitud del cambio de retardo (D) en m, y la velocidad (y) a la cual se mueve la cuña respecto a un punto fijo sobre el terreno. Se supone que estos valores permanecen (aproximadamente) constantes durante el período en el que esta cuña afecta a los satélites rastreados por una sola aeronave que completa una aproximación GAST D. Si bien la anchura de la cuña es pequeña, no se ve restringida su "longitud" en el cuadro de coordenadas Este-Norte (es decir, qué tan lejos se extiende el "frente ionosférico" donde está contenida la cuña).

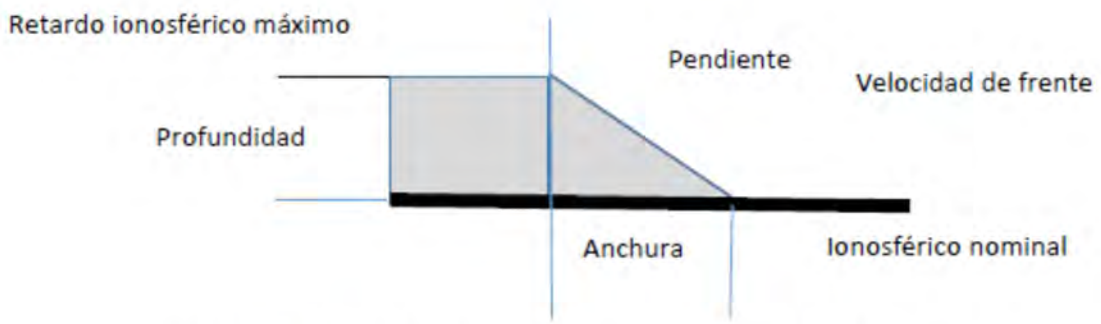


Figura D-XI: Modelo de anomalía ionosférica de tipo cuña móvil

En este modelo, el límite superior de g depende de la velocidad de la cuña, como se especifica en la Tabla D-X I. Este valor no depende del ángulo de elevación del satélite. Ya que g se expresa en términos del retardo oblicuo, no es necesario hacer una corrección de la "oblicuidad" respecto del retardo cenital. La anchura w puede variar de 25 a 200 km. El valor máximo de D es 50 m. Adviértase que, para hacer que el modelo sea coherente, D debe ser igual al producto de la pendiente g y la anchura w. En los casos en los que la pendiente y la anchura caigan dentro de sus intervalos permitidos pero su producto D sea mayor que el límite de 50 metros, esa combinación de pendiente y anchura no constituirá un punto válido dentro del modelo de amenazas. Por ejemplo, tanto g = 400 mm/km como w = 200 km son valores permitidos individualmente, pero su producto es igual a 80 metros. Ya que esto viola la restricción impuesta a D, en este modelo de amenazas no se incluye una cuña con g = 400 mm/km y w = 200 km.

Nota.— En la validación de GAST D, se supuso que cada modelo de cuña simulada se aplica a las dos fuentes telemétricas que produjeron los errores de posición más extremos. Sin embargo, los números de cuñas y de fuentes telemétricas afectadas dependen de las características ionosféricas de la región donde el GBAS deba prestar apoyo al servicio GAST D.

Tabla D-X1. Límite superior de la pendiente del gradiente

Velocidad de propagación (v)	*Límite superior de la pendiente del gradiente (g)*
v < 750 m/s	500 mm/km
750 < v < 1500 m/s	100 mm/km

7.5.6.1.8 Validación de la mitigación de los gradientes ionosféricos

Como la responsabilidad por la mitigación de los gradientes ionosféricos espaciales se comparte entre los subsistemas de a bordo y de tierra, esta sección incluye orientación para modelar los componentes críticos de a bordo (p. ej., el movimiento y la monitorización de la aeronave) que permitirá a los fabricantes de equipo de tierra validar la mitigación de los gradientes ionosféricos espaciales desde la perspectiva del sistema total. La validación puede tener en cuenta la combinación de monitores terrestres y de a bordo para la detección de gradientes. Al dar cuenta de la combinación de monitores debe considerarse la correlación o independencia entre ellos. La actuación del monitor también debería considerar el tiempo efectivo entre muestras independientes de las estadísticas de ensayo de cada monitor. El modelado de la monitorización ionosférica debería incluir criterios para volver a admitir un satélite excluido, según se considere apropiado de acuerdo con el diseño del subsistema terrestre y DO-253D.

En esta sección también se incluye orientación sobre escenarios de pruebas para ayudar a garantizar que se tengan en cuenta durante la validación todas las posibles orientaciones de la posición de a bordo, del punto de referencia en tierra, de la dirección de la aproximación y de la dirección del gradiente.

7.5.6.1.8.1 Implantación del monitor de a bordo

En la validación pueden tenerse en cuenta los monitores de a bordo siguientes:

a) filtrado de a bordo de la divergencia código-portadora, como se describe en 2.3.6.11 del documento DO-253D;
b) la RAIM diferencial utilizada para la adición de satélites, como se describe en 2.3.9.6.1 del documento DO-253D; y
c) monitorización de doble solución del gradiente ionosférico de seudodistancia, como se describe en 2.3.9.7 del documento DO-253D.

Al evaluar la probabilidad de detección frustrada, puede suponerse que la contribución de todas las fuentes de ruido a la estadística de ensayo utilizada para el monitor de divergencia de código portadora de a bordo, excluyendo los efectos de la ionosfera, tiene una distribución normal con una media cero y una desviación estándar de 0,002412 m/s.

Al evaluar la probabilidad de detección frustrada, puede suponerse que la contribución de todas las fuentes de ruido a la estadística de ensayo utilizada para el monitor de gradiente ionosférico de seudodistancia de solución doble tiene una distribución normal con una media cero y una desviación estándar de 0,1741 m.

Adviértase que la probabilidad previa del gradiente que puede emplearse durante la validación de 3.6.7.3.4 también se aplica a estos monitores de a bordo.

7.5.6.1.8.2 Modelado de la determinación de la posición y la velocidad de a bordo

La velocidad y posición de a bordo pueden modelarse trabajando hacia atrás a partir del tiempo de cruce del umbral, utilizando los cuatro valores siguientes:

a) velocidad en el aterrizaje;
b) cantidad de tiempo a la velocidad de aterrizaje;
c) tasa de desaceleración; y
d) velocidad al iniciar la desaceleración

En la Figura D-X2 se ilustra la manera en que estos cuatro valores se utilizan para definir un perfil de velocidades, y la Tabla D-X2 contiene los valores que definen la familia de curvas que se utilizará para determinar los parámetros de difusión de GAST D para un diseño de IGM específico

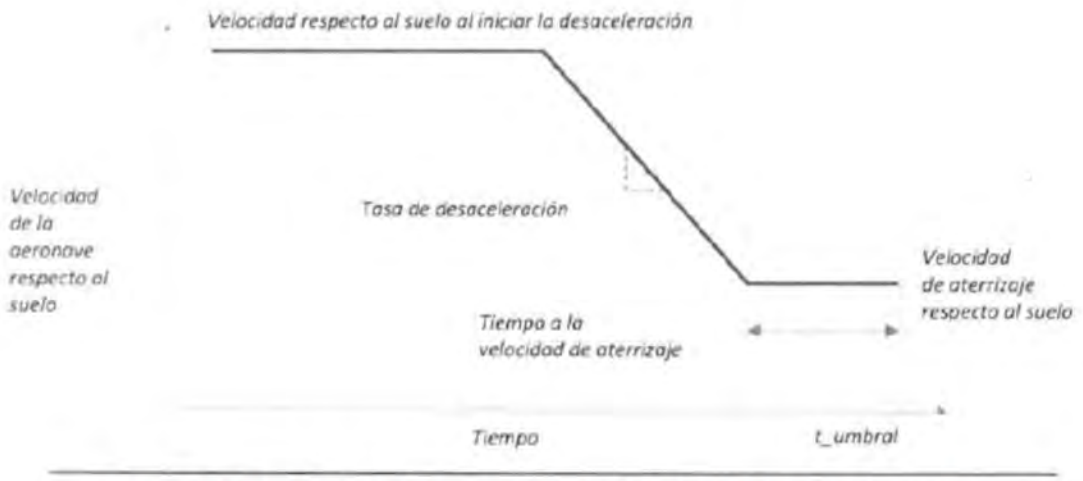


Figura D-X2. Modelo de perfil de velocidades de una aeronave

Tabla D-X2. Perfil de velocidades de a bordo desde la posición inicial hasta el LT1

Velocidad de aterrizaje respecto al suelo (nudos)	Tiempo a la velocidad de aterrizaje (segundos)	Tasa de desaceleración (nudos/s)	Velocidad respecto al suelo al iniciar la desaceleración (nudos
161	50	1.1	290
148	50	1.1	277
135	50	1.1	264

Nota.— No es necesario modelar la altitud de la aeronave

En la Figura D-X3 se ilustran los perfiles de velocidades de aproximación con base en los valores de la Tabla D-X2 en términos de la velocidad respecto al suelo contra el tiempo hasta que la aeronave alcanza el punto del umbral de aterrizaje.

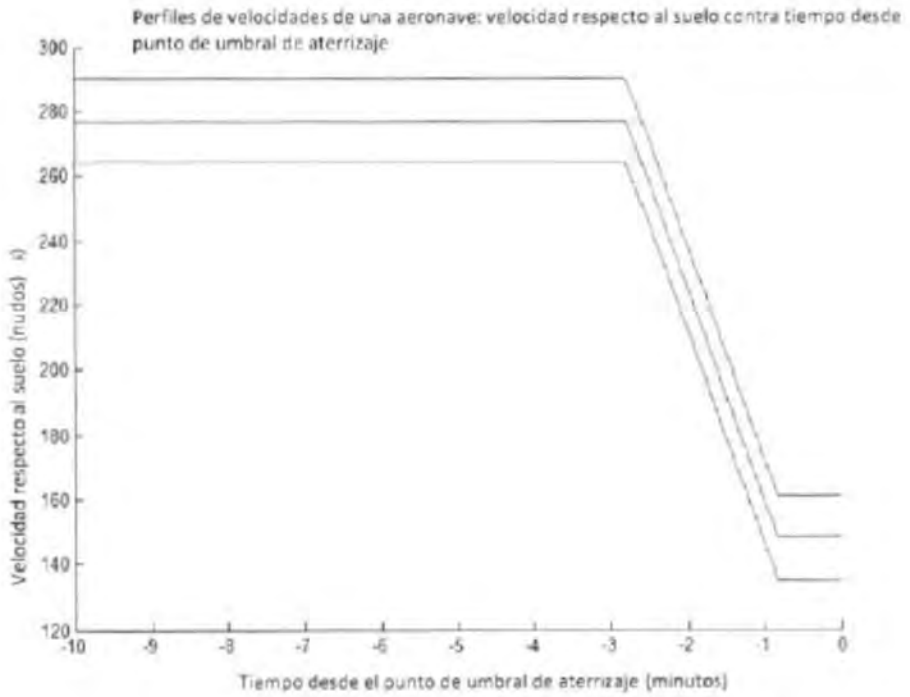


Figura D-X3. Familia de perfiles de velocidades de una aeronave

7.5.6.1.8.3 Consideraciones sobre gradiente, posición de a bordo, punto de referencia en tierra y dirección de la aproximación

En la Figura D-X4 se ilustran los escenarios ionosféricos anómalos (A-D) básicos que constituyen una amenaza. Para una determinada instalación de estación terrestre, el fabricante del equipo de tierra debería demostrar que existe una mitigación válida para cualquier orientación del gradiente ionosférico/de a bordo/de la aproximación que corresponda a esa instalación en particular.

Los escenarios de pruebas de validación también deberían tener en cuenta la componente de coordinación del tiempo para cada orientación. Por ejemplo, para un escenario determinado, debería llevarse a cabo una aproximación como mínimo a intervalos de un minuto.

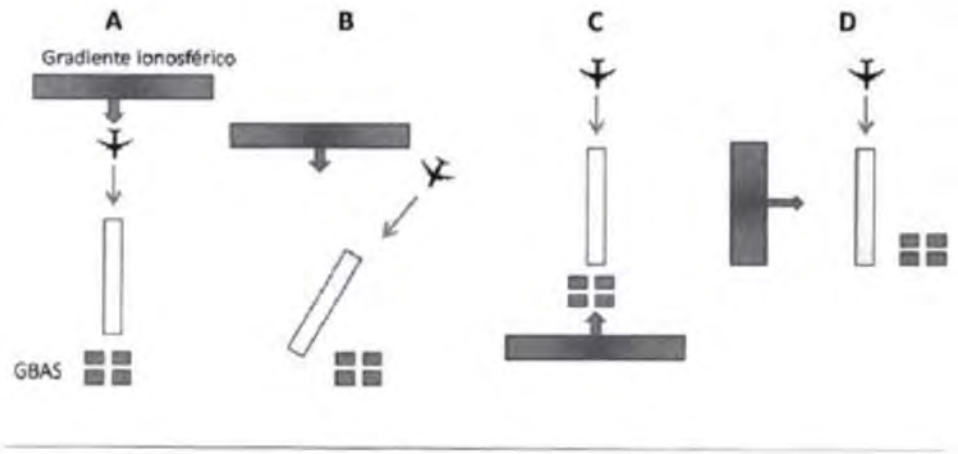


Figura D-X4. Orientaciones aire/tierra/aproximación del gradiente ionosférico

7.5.7 *Contribución del receptor de aeronave al error de seudodistancia corregido.* La contribución del receptor está limitada según lo descrito en la Sección 14. La contribución máxima utilizada para el análisis por el proveedor de GBAS, puede tomarse del requisito de exactitud por el que se supone que σreceptor es igual a RMS_{pr_air} para el equipo A de designador de exactitud a bordo del GBAS.

7.5.8 *Error de multitrayectos causado por la célula.* En el Apéndice B, 3.6.5.5.1 se define la contribución del error por multitrayectos de la célula. No se incluyen los errores por multitrayectos provenientes de reflexiones de otros objetos. Si la experiencia demuestra que estos errores no son despreciables, entonces deben tenerse en cuenta en las operaciones, o mediante la inflación de la radiodifusión de parámetros por tierra (p. ej., σ_{pr_gnd}).

7.5.9 *Incertidumbre de error de efemérides.* Los errores de seudodistancia que resultan de errores de efemérides (definidos como una discrepancia entre la posición de satélite verdadera y la posición de satélite determinada a partir de los datos de radiodifusión) están espacialmente descorrelacionados y, en consecuencia, serán diferentes para receptores emplazados en distintos lugares. Cuando los usuarios están relativamente cerca del punto de referencia GBAS, el error diferencial residual debido a los errores de efemérides será pequeño y tanto las correcciones como los parámetros de incertidumbre s_{pr_gnd} enviados por el subsistema terrestre serán válidos para corregir mediciones en bruto y calcular los niveles de protección. Para los usuarios que están más lejos del punto de referencia GBAS, la protección contra fallas de efemérides puede asegurarse de dos maneras diferentes:

a) el subsistema de tierra no transmite parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales. En este caso, el subsistema de tierra es responsable de asegurar la integridad en caso de fallas de efemérides de satélite sin depender del cálculo ni de la aplicación del límite de efemérides por la aeronave. Esto puede imponer una restricción respecto de la distancia entre el punto de referencia GBAS y la altitud/altura de decisión dependiendo de los medios del subsistema de tierra para detectar las fallas de efemérides de la fuente telemétrica. Uno de los medios de detección consiste en utilizar la radiodifusión de información de integridad de satélite mediante el SBAS; o

b) el subsistema de tierra transmite los parámetros de límite de la posición del error de efemérides adicionales que permiten al receptor de a bordo calcular un límite de error de efemérides. Estos parámetros son: los coeficientes que se emplean en las ecuaciones del límite de la posición del error de efemérides ($K_{md\_e\_()}$, en que el subíndice () significa “GPS”, “GLONASS”, “POS”, GPS” o “POS”, GLONASS”), y los parámetros de descorrelación de efemérides (P). El parámetro de descorrelación de efemérides (P) en el mensaje de tipo 1 o de tipo 101 caracteriza el error residual como una función de distancia entre el punto de referencia GBAS y la aeronave. El valor de P se expresa en m/m. El subsistema de tierra determina los valores de P para cada satélite. Uno de los principales factores que influye en los valores P es el diseño del monitor del subsistema de tierra. La calidad del monitor de tierra estará definida por el error de efemérides más pequeño que puede detectar. La relación entre el parámetro P y el error mínimo detectable ε_{ephde} para un satélite en particular i puede aproximarse aplicando $P_i = \varepsilon_{ephde}/R_i$, siendo Ri la más pequeña de las gamas previstas desde las antenas del receptor de referencia del subsistema de tierra para el período de validez de Pi. Ya que R, varía con el tiempo, los valores de los parámetros P también son función del tiempo. No obstante, no es necesario que el subsistema de tierra haga que P varíe dinámicamente. Pueden enviarse parámetros P estáticos si aseguran adecuadamente la integridad. En este caso, la disponibilidad se degradaría levemente. En general, a medida que el ε_{ephde} se reduce, la disponibilidad general del GBAS aumenta.

7.5.10 Monitorización del error/falla de efemérides. Hay varios tipos de monitorización para detectar los errores/fallas de efemérides. Entre ellos están los siguientes:

a) *Base larga. Este tipo de monitorización requiere que el subsistema de tierra use receptores separados por grandes distancias para detectar errores de efemérides que no son observables con un sólo receptor. Con bases más largas mejora la actuación en términos de error mínimo detectable;*

b) *SBAS. Como la aumentación SBAS monitoriza la actuación de los satélites, comprendidos los datos de efemérides, la radiodifusión de información de integridad por el SBAS puede utilizarse como indicación de la validez de efemérides. El SBAS usa los receptores del subsistema de tierra instalados en bases muy largas; en consecuencia, se obtiene la actuación óptima para la monitorización de efemérides y, por ende, los errores pequeños se hacen detectables; y*

c) *monitorización de datos de efemérides. Este enfoque requiere comparar las efemérides de radiodifusión durante órbitas de satélite consecutivas. Se supone Para esta monitorización se parte del supuesto de que la única amenaza de falla se debe a una falla en la carga de efemérides desde la red de control de tierra de la constelación que haga que la efemérides sea incongruente con la efemérides de radiodifusión previa; y*

d) *Monitorización Delta-y (cambio de velocidad). Esta monitorización cubre los casos de maniobras de satélite que no han sido ordenadas fuera del campo de visión con efemérides sin cambios.*

7.5.10.1 El diseño del monitor (por ejemplo, su error mínimo detectable) debe basarse en los requisitos de riesgo de integridad y el modelo de falla contra el cual dicho monitor, según lo previsto, protege. Un límite en el régimen de falla de efemérides GPS puede determinarse conforme a los requisitos de fiabilidad definidos en la Subparte 3, 3.7.3.1.3, ya que este tipo de error de efemérides podría traducirse en una falla de servicio importante.

7.5.10.2 El segmento de control GLONASS monitoriza los parámetros de efemérides y de hora y, ante una situación anormal, inicia la entrada del nuevo mensaje de navegación correcto. Las fallas de los parámetros de efemérides y de hora no sobrepasan 70 metros de errores de telemetría. El régimen de falla de satélite GLONASS, incluyendo las fallas de parámetro de efemérides y de hora, no excede de 4×10^{-5} por satélite por hora.

7.5.11 Fallas del receptor de referencia de tierra Los subsistemas de tierra GBAS ordinarios procesan mediciones desde 2 hasta 4 receptores de referencia instalados en la vecindad inmediata del punto de referencia. Para los GAST A, B, C y D, el receptor de aeronave está protegido contra una condición de error o falla grande en un solo receptor de referencia mediante el cálculo de un nivel de protección basado en los parámetros B de los mensajes de tipo 1 o de tipo 101 y la comparación de ese nivel de protección con el límite de alerta. La conformidad del subsistema de tierra con el riesgo de integridad de los GAST A, B, C y D (Apéndice B, 3.6.7.1.2.2.1) se demuestra teniendo en cuenta los protocolos requeridos del subsistema de a bordo. Por otro lado, las arquitecturas del sistema con redundancia suficientemente elevada en las mediciones del receptor de referencia pueden emplear algoritmos de procesamiento capaces de identificar un error o falla grande en uno de los receptores. Esto puede aplicarse a una red GRAS con receptores distribuidos en un área amplia y con suficiente densidad de puntos de penetración ionosférica para distinguir los errores del receptor de los efectos ionosféricos. Entonces la integridad puede alcanzarse utilizando solamente los niveles de protección para condiciones de medición normales (V_{PLH0} y L_{PLH0}), con valores apropiados para K_{ffmd} y σ_{pr_gnd}. Esto puede lograrse utilizando el mensaje de tipo 101 con exclusión de los parámetros B.

Nota editorial.— Añádanse los párrafos, figuras y tablas nuevos como sigue:

7.5.11.1 Fallas del receptor de referencia de tierra para el GAST D. En el caso del GAST D, se implanta un monitor normalizado adicional en el receptor de a bordo que se utiliza para mantener la

integridad de las condiciones de medición con falla de un solo receptor de referencia, sin importar cuál sea la geometría del satélite que se usa en la aeronave. El receptor de la aeronave calcula una estimación del error de posición con base en los parámetros B y compara esa estimación del error directamente con un umbral que se fija a un nivel lo más bajo posible de conformidad con el riesgo de continuidad aceptable. Aunque el monitor está mecanizado en el subsistema de a bordo, el subsistema de tierra debe satisfacer requisitos específicos para que el monitor proporcione la protección que se requiere. La actuación en cuanto a la integridad depende de la tasa de fallas que se supuso a priori (Apéndice B, 3.6.7.1.2.2.1.2) y de la probabilidad de detección frustrada del monitor. Se requiere que la tasa de fallas determinada a priori de un solo receptor de referencia que proporciona mediciones con falla sea menor que 1 x 10 por cada 150 segundos. La tasa de fallas por cada receptor depende del número de receptores de referencia en el subsistema de tierra. Por ejemplo, con cuatro receptores de referencia, sería necesario que la tasa por receptor fuera menor que 2,5 x le por cada 150 segundos. Esta tasa determinada a priori se logra por medio de una combinación de requisitos de diseño de los receptores y restricciones adecuadas a nivel operacional y en relación con el emplazamiento del receptor de referencia. Como las condiciones durante la operación del sistema varían, los subsistemas de tierra pueden monitorizar las salidas del receptor para verificar que se cumpla continuamente el requisito. La actuación en cuanto a la integridad también depende de la actuación relativa a la probabilidad de detección frustrada (Pm) del monitor implantado en el equipo de a bordo. La actuación de Pmd de este monitor depende, a su vez, de las características de los errores que frustran la observabilidad de una falla de referencia. Esto también es cierto respecto de las ecuaciones del riesgo de integridad del nivel de protección existente asociadas a condiciones de medición con falla. Se requiere que el subsistema de tierra radiodifunda los parámetros de integridad que limitan los errores, de manera que una distribución normal pueda caracterizar suficientemente los errores y pueda estimarse la Pmd (Apéndice B, 3.6.7.1.2.2.1.1 y 3.6.7.2.2.4.1).

7.5.11.2 Limitación de la magnitud de las fallas del receptor de referencia de tierra para el GAST D. Como el subsistema de a bordo pone en marcha el monitor como se define en los MOPS, es posible calcular el tamaño del error más grande que puede resultar de la falla de un solo receptor de referencia con una probabilidad mayor que 1 x 10^4. El tamaño máximo calculado del error dependerá de la tasa de falla que se supuso a priori (Apéndice B, 3.6.7.1.2.2.1.1) y de la probabilidad de detección frustrada del monitor. La P„,d del monitor depende del umbral del monitor que calcula el equipo de a bordo en función de la geometría y la distribución de errores asociada a la hipótesis I-11.

7.5.12 Requisitos de monitorización del dominio de distancia para el GAST D. A fin de lograr una seguridad operacional equivalente de las operaciones de Categoría 11/111, se necesitan requisitos que vayan más allá de los requisitos básicos de "señal en el espacio" definidos para los GAST A, B y C. Estos requisitos comprenden los de actuación de los monitores implantados para detectar errores de seudodistancia. Se imponen dos requisitos al error posterior a la monitorización en la seudodistancia corregida a causa de las fallas específicas de la fuente telemétrica (Apéndice B, 3.6.7.3.3.2 y 3.6.7.3.3.3). En los dos casos, el requisito se aplica a la probabilidad de detección frustrada en función del tamaño de un error debido a la falla en la seudodistancia adaptada de 30 segundos después de haber aplicado la corrección.

El primer requisito restringe la actuación de P„,d de las fallas de la fuente telemétrica especificada sin tener en cuenta la probabilidad a priori de la falla de la fuente telemétrica. En la Figura D-1B se ilustra el límite para la actuación del monitor del subsistema de tierra definido en el Apéndice B, 3.6.7.3.3.2. El equipo GAEC-D utilizará correcciones diferenciales de 30 segundos para formar la solución de posición empleada para la guía de desviación. Los límites de la región de restricciones definen la Pmd mínima que el subsistema de tierra debe garantizar para cualquier condición de falla de una sola fuente telemétrica.

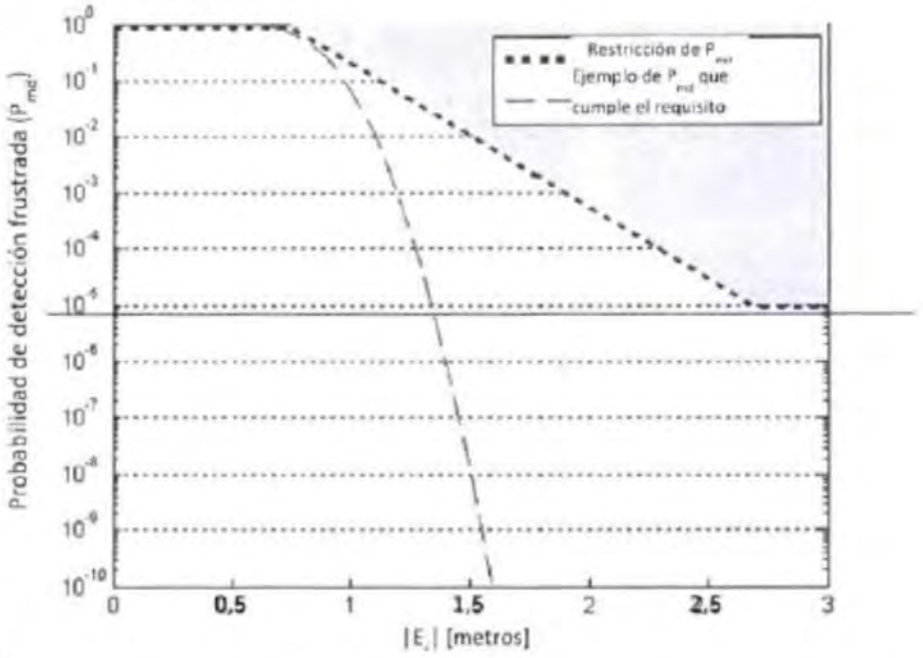


Figura D-1B. Ejemplo de una región de restricciones de P_{md_limit}

Nota.— El ejemplo de la Figura D-1B, con una P_{md} que cumple el requisito, se basa en un monitor hipotético con un umbral que se fijó en 0,8 m y un ruido del monitor de 0,123 m. La curva se trazó con fines ilustrativos únicamente y no representa la actuación de ningún diseño de monitor específico.

El segundo requisito restringe la probabilidad condicional de la actuación de Prnd de la fuente telemétrica especificada, dada la probabilidad de falla determinada a priori para la falla específica de la fuente telemétrica. En la Figura D-1C se ilustra el límite de probabilidad condicional, Pmd xPapriori, para la actuación del monitor del subsistema de tierra definido en el Apéndice B, 3.6.7.3.3.3. La probabilidad previa de cada falla de fuente telemétrica (Papriori) que se use para evaluar el cumplimiento debería tener el mismo valor que se utilizó en el análisis para demostrar el cumplimiento de los requisitos correspondientes a los límites para los FAST C y D (véase 7.5.3.1).

7.5.12.1 Verificación del cumplimiento del subsistema de tierra de los requisitos de monitorización del dominio de distancia

La verificación de que un diseño de sistema de tierra cumple los requisitos relativos a los monitores establecidos en el Apéndice B, 3.6.7.3.3.2 y 3.6.7.3.3.3 se logra por medio de una combinación de pruebas y análisis. Los requisitos adoptan la forma de una restricción impuesta a la probabilidad de detección frustrada en función del tamaño de un error en la seudodistancia corregida. El proceso general que puede utilizarse para verificar que un monitor específico incluido como parte del diseño de un subsistema de tierra se ajusta a la actuación especificada es el siguiente:

Se identifica el espacio de amenazas para cada modo de falla que debe considerarse. (Los requisitos del Apéndice B, 3.6.7.3.3, se aplican a cuatro modos de falla específicos). Estos modos de falla (es decir, el espacio de amenazas) que pueden utilizarse para evaluar el cumplimiento respecto del diseño del subsistema de tierra se proporcionan en 7.5.12.1.3.1 a 7.5.12.1.3.4. Estos modos de falla y combinaciones de fallas constituyen el espacio de amenazas. Estas definiciones de espacio de amenazas representan lo que por lo menos un Estado ha encontrado aceptable como un supuesto espacio de amenazas para cada modo de falla.

- Se identifica el espacio de configuración de a bordo. Con los requisitos del sistema de a bordo se introducen restricciones relativas al diseño y a la actuación del equipo de a bordo. Estas restricciones definen la gama de parámetros críticos de a bordo del espacio de configuración para cada modo de falla y/o monitor que debe ser protegido por el subsistema de tierra. Por ejemplo, la anchura de banda y el espaciado de correlacionadores de un receptor de a bordo conforme se ajustarán a los requisitos de las secciones 8.11.4 a 8.11.7.1. Éstos son dos de los parámetros críticos del espacio de configuración de a bordo para el modo de falla de deformación de la señal satelital. Un parámetro crítico de a bordo tiene una influencia directa en cómo cada punto del espacio de amenazas se traduce en un error en la seudodistancia corregida en forma diferencial.

- Se realiza un análisis de errores teniendo en cuenta el diseño del monitor específico de que se trate, dada la gama completa de características de fallas que conforman el espacio de amenazas. Para cada falla caracterizada, se calcula el error que se induciría en la seudodistancia corregida (usando las seudodistancias adaptadas de 30 segundos y las correcciones de las seudodistancias) dada la gama completa de parámetros críticos de a bordo que conforman el espacio de configuración de a bordo**.**

Al evaluar la conformidad de un diseño de subsistema de tierra, la actuación se caracteriza por las medidas estadísticas pertinentes. Cualquier monitor está sujeto a ruido y, por lo tanto, la actuación puede caracterizarse por la tasa de detección falsa y la probabilidad de detección frustrada. Estas dos maneras de medir la actuación se especifican en los requisitos de tierra del Apéndice 13 por medio de un límite que no puede excederse. La actuación relativa a la probabilidad de detección frustrada se restringe por medio de los requisitos del Apéndice B, 3.6.7.3.3.2 y 3.6.7.3.3.3. La actuación relativa a la tasa de detección falsa se restringe por medio de los requisitos de continuidad del Apéndice B, 3.6.7.1.3.2. Debería entenderse que el subsistema de tierra debe satisfacer todos los requisitos especificados en las normas. Es posible que la actuación de cada monitor se restrinja más mediante otros requisitos, como el que se aplica al riesgo de integridad del subsistema de tierra en el Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.1. La actuación relativa a la precisión de la estación terrestre puede tener un impacto en la actuación de los monitores de a bordo y de tierra. En la validación de la viabilidad de los requisitos, se supuso que una actuación GAD C4 cubriría, por ejemplo, fallas de un solo receptor de referencia. El uso de categorías de actuación de menor nivel puede tener un impacto en la disponibilidad o en la continuidad y debería investigarse en el proceso de diseño.

7.5.12.1.1 Cumplimiento de los requisitos de continuidad de la monitorización del subsistema de tierra. Puede determinarse el cumplimiento de la tasa de detección falsa (continuidad) con base en los datos reales recopilados en combinación con el análisis y/o la simulación. El número requerido de muestras verdaderamente independientes debería ser suficiente como para caracterizar adecuadamente la función de distribución acumulativa (CDF) del discriminador del monitor, el cual se compara con el umbral que se fijó para el monitor. La CDF del ruido sin fallas debe ser tal que, para el umbral que se fijó en el monitor, la probabilidad de detección falsa sea menor que la requerida para sostener la continuidad. La asignación de la continuidad a cada monitor debe realizarse teniendo en cuenta la probabilidad total especificada de detección falsa (Apéndice B, 3.6.7.1.3.2). La probabilidad lograda de detección falsa se determina por extrapolación de las tendencias observadas en la CDF medida. Asimismo, los sucesos de detección del sistema de tierra pueden registrarse y si, con el tiempo, las tasas de detección falsa no se mantienen a los niveles requeridos, pueden ajustarse los umbrales como resultado de una medida de mantenimiento tendente a corregir el problema.

7.5.12.1.2 Cumplimiento de los requisitos de integridad de la monitorización del subsistema de tierra. El cumplimiento relativo a la probabilidad de detección frustrada (riesgo de integridad) se determina comúnmente por medio de la simulación y el análisis. (Dada la baja probabilidad permitida de observación de fallas reales, es imposible recopilar datos reales suficientes para determinar que esa probabilidad se cumple con valor estadístico significativo.) El espacio de amenazas para el modo de falla se divide en intervalos discretos entre los parámetros pertinentes que definen el comportamiento

de las fallas. El espacio total de posibles fallas se representa mediante un gráfico multidimensional de puntos discretos que abarcan todo el espacio de amenazas. El espacio de configuración de a bordo también se discretiza, es decir, se representa por medio de un gráfico multidimensional de puntos discretos (parámetros críticos). Se utiliza una simulación para calcular el comportamiento esperado del error de seudodistancia para cada punto del espacio de amenazas, cada posible configuración de a bordo y la función del receptor de tierra con los monitores. El error del caso más desfavorable en la seudodistancia corregida se calcula en función del valor del discriminador para el monitor que se ocupa de la amenaza (suponiendo que, hasta aquí, no hay ruido). Esto también posibilita la determinación del valor del discriminador en función del error del caso más desfavorable en la seudodistancia corregida (correspondencia inversa). La probabilidad de detección frustrada se obtiene superponiendo el ruido que surge de un modelo conservador de ruido (que usa un límite excesivo de la CDF que se generó con los datos reales) sobre el discriminador determinado a partir de la distancia diferencial del caso más desfavorable. Esto puede hacerse en forma analítica o por simulación. La correspondencia del discriminador respecto del caso más desfavorable en la seudodistancia corregida y los niveles de ruido aplicados puede depender de otros factores (por ejemplo, de la elevación del satélite) y, por lo tanto, la probabilidad de detección frustrada determinada también es función de un conjunto de parámetros que constituyen el espacio de parámetros de detección, que también se divide en intervalos discretos, es decir, se representa por medio de un gráfico multidimensional de puntos discretos (de parámetros de detección). La probabilidad de detección frustrada final se obtiene buscando el caso más desfavorable al evaluar todos los puntos del gráfico del espacio de parámetros de detección.

7.5.12.1.3 Espacio de amenazas y espacio de configuración de a bordo pertinente para cada modo de falla

7.5.12.1.3.1 Amenaza de divergencia código-portadora

La amenaza de divergencia código-portadora (CCD) es una condición de falla en un satélite GPS que ocasiona que diverjan excesivamente el código y la portadora de la señal de radiodifusión.

Una falla por divergencia código-portadora puede ocasionar un error telemétrico diferencial en uno o los dos casos siguientes: 1) los diseños del filtro de aeronave y de tierra no son idénticos y 2) losfiltros de aeronave y de tierra inician a tiempos diferentes. Ambos casos pueden originar una diferencia entre las respuestas transitorias de los filtros en presencia de un suceso CCD. Los parámetros críticos de a bordo son:

- El tiempo de inicialización del filtro de adaptación de a bordo con respecto al inicio de la falla.
- El tipo de filtro de adaptación (constante de tiempo fija de 30 segundos o constante de tiempo ajustable igual al tiempo transcurrido desde la inicialización hasta 30 segundos y, después, fijo).
- La monitorización de la tasa de divergencia código-portadora que se requiere en el sistema de a bordo para el GAST D y la reacción correspondiente ante la falla.
- El período de tiempo transcurrido desde la inicialización del filtro de adaptación de a bordo hasta la incorporación de la medición en la solución de posición.

7.5.12.1.3.2 Amenaza de aceleración excesiva

La amenaza de aceleración excesiva es una condición de falla en un satélite GPS que ocasiona que se acelere excesivamente la portadora (y el código al unísono) de la señal de radiodifusión. El espacio de amenazas es unidimensional y corresponde a todas las aceleraciones posibles, incluidas rampas y escalones.

7.5.12.1.3.3 Amenaza de error de efemérides

La amenaza de error de efemérides es una condición de falla que ocasiona que los parámetros de efemérides de radiodifusión den errores excesivos en la posición del satélite perpendicular a la línea de alcance óptico del subsistema de tierra hacia el satélite.

El error de distancia diferencial que resulta es el error de posición del satélite (verdadero comparado con la efemérides de radiodifusión) multiplicado por la distancia entre el subsistema de tierra y el de a bordo y por el factor de escala de la distancia invertida al satélite. Se encuentra limitado por el producto del parámetro P (véase 7.5.9) y la distancia entre el usuario y el subsistema de tierra. Por lo tanto, el parámetro crítico de a bordo para la amenaza de error de efemérides es la distancia entre el usuario y el subsistema de tierra.

Las fallas de efemérides de satélites se categorizan en dos tipos, A y B, dependiendo de si la falla se asocia o no a una maniobra de satélite. Existen dos subclases de la falla de tipo A: A 1 y A2.

7.5.12.1.3.3.1 Amenaza de error de efemérides de tipo B

La amenaza de tipo B sucede cuando los datos de efemérides de la radiodifusión son anómalos, pero sin que haya habido maniobras de satélite.

El subsistema de tierra GBAS puede monitorizar para verificar que no se produzcan dichas fallas comparando las efemérides actuales y las anteriores. Ejemplo de falla de tipo B: no tiene lugar ninguna maniobra, una carga incorrecta se envía a un satélite y éste radiodifunde después una efemérides errónea.

7.5.12.1.3.3.2 Amenaza de error de efemérides de tipo Al

La amenaza de tipo Al sucede cuando los datos de efemérides de la radiodifusión son anómalos luego de una maniobra de satélite anunciada e intencional.

Las efemérides previas son de poca utilidad en la detección de fallas de tipo Al a causa de la maniobra que interviene. El subsistema de tierra GBAS necesitará monitorizar directamente los datos telemétricos como parte de la validación de la efemérides. Ejemplo de falla de tipo Al: un satélite se designa como disfuncional, se ejecuta una maniobra, se envía al satélite una carga incorrecta, el satélite se restablece al estado funcional y posteriormente radiodifunde una efemérides errónea.

7.5.12.1.3.3.3 Amenaza de error de efemérides de tipo A2

La amenaza de tipo A2 sucede cuando los datos de efemérides de la radiodifusión son anómalos luego de una maniobra de satélite no anunciada o no intencional.

Las efemérides previas son de poca utilidad en la detección de fallas de tipo A2 a causa de la maniobra que interviene. El subsistema de tierra GBAS necesitará monitorizar directamente los datos telemétricos como parte de la validación de las efemérides. Ejemplo de falla de tipo A2: un satélite se designa como funcional, ocurre una maniobra intencional o se pone en funcionamiento un impulsor de manera no intencional, el satélite sigue radiodifundiendo la efemérides (ahora errónea) previa a la maniobra.

7.5.12.1.3.4 Amenaza de deformación de la señal

La amenaza de deformación de la señal es una condición de falla del satélite GPS que ocasiona que el código C/A de radiodifusión se distorsione y haga que se deformen las crestas de correlación que se usan para el seguimiento en el sistema de a bordo y en el sistema de tierra. La magnitud de la deformación depende de la anchura de banda del receptor, y el error de rastreo resultante depende de dónde se encuentren (a lo largo de la cresta del correlacionador) los puntos del correlacionador que se usan para el seguimiento de códigos.

El espacio de amenazas de monitorización de la deformación de la señal se define en la sección 8.

Existen tres tipos de fallas: A, B y C.

La mayor parte de los satélites exhiben de manera natural cierto grado de deformación de la cresta del correlacionador y a esto se le conoce con el nombre de sesgos naturales (de la medición del correlacionador). Estos sesgos naturales pueden variar con el tiempo.

Una condición de falla (inicio) aparecerá como un escalón en la medición del código no procesado (no filtrado) tanto en el sistema de a bordo como en el de tierra. Si los dos sistemas tuvieran etapas de entrada (filtrado de RF e 1F, método de muestreo), tipo de correlacionadores y espaciado de correlacionadores exactamente iguales, el error sería el mismo en tierra y en el aire y no se produciría ningún error diferencial. Sin embargo, normalmente éste no es el caso.

El escalón se filtra por medio del algoritmo de adaptación en los sistemas de tierra y de a bordo y el error diferencial en estado permanente se manifestará gradualmente en un lapso de 60 a 90 segundos al utilizar las correcciones de un mensaje de tipo 11 (o 200 a 300 segundos con un mensaje de tipo 1).

Si se produce una falla (A, B o C) en un satélite, transcurrirán alrededor de 60 a 90 segundos antes de alcanzar el estado permanente para el error y el discriminador del monitor. En esencia, el inicio de la falla desencadena una carrera entre el error diferencial en aumento y el discriminador del monitor que va moviéndose hacia el umbral. A esto se le conoce como estado transitorio. Si el error de distancia llega al límite que debe ser protegido mientras que el discriminador aún no ha pasado el umbral con suficiente margen como para garantizar la probabilidad de detección requerida, entonces no se satisface el requisito. Debe evaluarse tanto la actuación correspondiente al estado permanente como la del estado transitorio.

Los parámetros críticos de a bordo para la amenaza de deformación de la señal son:

- El lapso de tiempo desde la inicialización del filtro de adaptación de a bordo hasta la incorporación de la medición en la solución de posición.
- Los parámetros cuyas restricciones se definen en la norma GAST D (Adjunto B), que incluyen:
    - El correlacionador de tipo temprano-tarde (EL: Early-Late) o delta doble (DD)
    - El espaciado de correlacionadores
    - La anchura de banda de la señal GPS (desde la recepción en la antena hasta la conversión RF,
    - IF y A/D)

- Retardo de grupo (desde la recepción en la antena hasta la conversión RF, IF y A/D).

Aparte de la elección discreta de EL en oposición al DD, el espacio de configuración es bidimensional (espaciado de correlacionadores y anchura de banda). Los filtros implantados en el sistema de a bordo pueden ser de distintos tipos (Butterworth, Chebychev, elíptico, etc.). Las restricciones de retardo de grupo excluirán algunos de estos filtros. Sin embargo, la posible variación del diseño del receptor introduce dimensiones adicionales que el fabricante del subsistema de tierra debe considerar. Los tipos de filtros son parte del espacio de configuración que debe considerarse.

7.5.12.2 Requisitos del subsistema de tierra y evaluación de la actuación en materia de aeronavegabilidad. La certificación de la aeronavegabilidad de los sistemas de aterrizaje automático para uso en operaciones de Categoría 11/111 requiere una evaluación de la actuación de aterrizaje en condiciones sin y con fallas. En el documento RTCA DO-253D "Minimum Operational Performance Requirements for Airborne Equipment using the Local Area Augmentation System",

Apéndice J, figura más información que describe cómo pueden utilizarse las normas técnicas en apoyo de la evaluación.

7.5.12.3 Tiempo hasta alerta de la señal en el espacio GBAS. A continuación se define, en el contexto del GBAS, el tiempo hasta alerta de la señal en el espacio GBAS (GBAS SIS TTA) tomando como base la definición de tiempo hasta alerta (TTA) del Capítulo 3, sección 3.7.1. El GBAS SIS TTA es el tiempo máximo permitido transcurrido desde el inicio de una condición fuera de tolerancia en la salida del receptor GBAS sin falla de aeronave hasta que el receptor GBAS de la aeronave anuncia la alerta. Este tiempo es un límite que nunca debe sobrepasarse y tiene por objeto proteger la aeronave contra períodos prolongados de guía fuera de los límites de alerta lateral o vertical.

En las normas existen dos asignaciones que se hacen para apoyar el GBAS SIS TTA.

La primera asignación, los requisitos del TTA del subsistema de tierra para la señal en el espacio, limita el tiempo que tarda el subsistema de tierra en proporcionar una indicación de que ha detectado una situación fuera de tolerancia considerando la salida de un receptor GBAS sin falla. La indicación al elemento de la aeronave es: a) radiodifundir mensajes de tipo 1 (y tipo 11 si se radiodifunden) o tipo 101 indicando la condición (de acuerdo con el Apéndice B, 3.6.7.3.2.1) o b) terminar todas las transmisiones VDB. Se asignan 3 segundos al subsistema de tierra para realizar una de las dos acciones.

Para los receptores de a bordo que utilizan el GAST C, por lo menos un mensaje de tipo 1 que indique la condición fuera de tolerancia debe ser recibido por un receptor de a bordo sin falla dentro del tiempo de expiración del mensaje para satisfacer el SIS TTA. Para los receptores de a bordo que utilizan el GAST D, por lo menos uno de cada mensaje (tipo 1 y tipo 11) con la misma cuenta Z modificada pertinente (y el mismo conjunto de satélites) debe ser recibido por un receptor de a bordo sin falla dentro del tiempo de expiración del mensaje para satisfacer el SIS TTA. Como interrumpir la VDB puede dar como resultado un tiempo de exposición mayor que el SIS TTA para fallas de satélite, se recomienda esta opción sólo en condiciones en las que la transmisión VDB no satisface los requisitos conexos de actuación (véase el Apéndice B, 3.6.7.3.1.1).

Además, a los subsistemas de tierra que satisfacen los requisitos de actuación en materia de monitorización del GAST D sólo se le asignan 1,5 segundos para detectar una condición que produce errores fuera de tolerancia en seudodistancias corregidas de 30 segundos y para excluir de la radiodifusión las mediciones de la fuente telemétrica o marcarlas como inválidas. El tiempo disponible para la detección y la radiodifusión en cuestión es similar en su definición pero no equivalente en su función al TTA del subsistema de tierra, ya que una condición fuera de tolerancia en una sola fuente telemétrica no conduce necesariamente a una información de guía fuera de tolerancia.

La segunda asignación para el tiempo hasta alerta de la señal en el espacio GBAS cubre la posible pérdida temporal de recepción de mensajes. El equipo de a bordo que funciona con el GAST C activo generará una alerta si no se recibe un mensaje de tipo 1 en 3,5 segundos durante las etapas finales de la aproximación. Cuando el equipo de a bordo está por debajo de una altura de 200 ft por encima del umbral de la pista (HAT), el equipo de a bordo que opera con el GAST D activo generará una alerta o cambiará el tipo de servicio activo si no se recibe en 1,5 segundos un conjunto de mensajes de tipo 1 y tipo 11 con la misma cuenta Z modificada. Cabe destacar que estos tiempos de expiración también dictarán el tiempo hasta alerta de la señal en el espacio logrado cuando el subsistema de tierra cesa las transmisiones VDB en lugar de difundir los mensajes como una alerta al equipo de a bordo.

En el documento RTCA DO-253D figuran los requisitos sobre cuán rápido deben invalidarse las salidas del receptor (anunciando así una alerta), así como las condiciones adicionales que exigen que las salidas se indiquen como inválidas. Por ejemplo, existe el requisito de que la función de determinación de la posición del receptor de aeronave GBAS utilice el contenido del mensaje recibido más recientemente y refleje el contenido del mensaje en sus salidas dentro de 400 ms. El SIS TTA

se define por medio de los sucesos de arranque y parada en el mismo punto en la aeronave. Cualquier procesamiento que resulte común para generar salidas en condiciones tanto normales como de alerta no cambiará el SIS TTA logrado. Esto es, dicho período común actúa como un retardo tanto para el suceso inicial como para el suceso final y no afecta al tiempo total de exposición a la aeronave. Dentro del receptor GBAS, las salidas en estas dos condiciones deben satisfacer el mismo requisito de latencia, de manera que no se esperan grandes diferencias. El SIS TTA diferirá del TTA del subsistema de tierra en un valor igual a la diferencia entre el tiempo de procesamiento del receptor y el tiempo del receptor para invalidar las salidas.

En la Tabla D-5B se resumen los períodos que contribuyen al GBAS SIS TTA y el intervalo de TTA logrados que puede esperarse.

Tabla D-5B. Contribuciones al tiempo hasta alerta de la señal en el espacio

Requisitos relativos al riesgo de integridad y tipos de servicio	TTA del subsistema de tierra [Nota 7/]	Tiempo de expiración del mensaje en la aeronave [Nota 5]	TTA de la señal en el espacio (nominal) [Nota 6/]	TTA de la señal en el espacio (máximo) [Nota 7/]
Ap B, 3.6.7.1.2.1.1.1 y 3.6.7.1.2.2.1 (GAST A, B, C)	3,0 s [Nota 2]	3,5 s	3,0 s	6,0 s
Ap B, 3.6.7.1.2.1.1.2 y 3.6.7.1.2.2.1 (GAST D)	3,0 s [Notas 2y 8]	3,5 s (por encima de 200 ft HAT) 1,5 s (por debajo de 200 ft HAT)	3,0 s 3,0 s	6,0 s 4,0 s
Ap B, 3.6.7.1.2.1.1.3 (GAST D)	1,5 s	3,5 s (por encima de 200 ft HAT) 1,5 s (por debajo de 200 ft HAT)	1,5 s 1,5 s	4,5 s [Nota 3/] 2,5 s [Nota 3/]
Ap B, 3.6.7.3.3 (GAST D)	1,5 s [Nota 9]	3,5 s (por encima de 200 ft HAT) 1,5 s (por debajo de 200 11 HAT)	1,5 s 1,5 s	4,5 s [Nota 4/] 2,5 s [Nota 3/]

Nota 1.— Estos requisitos relativos al 1TA del subsistema de tierra se aplican a un subsistema de tierra que transmite mensajes de tipo 1. Los subsistemas de tierra que transmiten mensajes de tipo 101 tienen un 7TA de 5.5 s de forma normalizada como figura en el Apéndice B, 3.6. 7.1.2.1.2.1.2.

Nota 2.— Estos tiempos se aplican a la exclusión de todas las fuentes telemétricas, la marcación de todas las fuentes telemétricas como inválidas en el mensaje de tipo 1 o el cese de la transmisión VDB.

Cuando una sola fuente telemétrica se marca como inválida o se excluye, puede o no ocasionar que el receptor de la aeronave genere una alerta, dependiendo de la función de esa fuente telemétrica en la solución de posición de la aeronave.

Nota 3.— Este requisito de diseño se aplica a la integridad de las funciones internas del subsistema de tierra (excluidas las fallas de un solo receptor de referencia). Esto comprende la capacidad de monitorización de la fuente telemétrica del subsistema de tierra. En la tabla se ilustra el tiempo de exposición para las fallas del equipo de tierra que originan una transmisión de información que no cumple los requisitos y que se enuncian a la aeronave utilizando la transmisión VDB.

Nota 4.— Estos requisitos se aplican a la monitorización de la integridad de las fuentes telemétricas GNSS. Cuando una sola fuente telemétrica se marca como inválida o se excluye, puede o no ocasionar que el receptor de la aeronave genere una alerta, dependiendo de la función que desempeñe esa fuente telemétrica en la solución de posición de la aeronave. Los tiempos enumerados en la tabla se basan en el supuesto de que la fuente telemétrica sea crítica para determinar la solución de posición.

Nota 5.— La asignación del tiempo de expiración del mensaje frustrado se inicia con el último mensaje recibido y no con el primer mensaje frustrado, de manera que es 0,5 s mayor que el tiempo que se añade al tiempo hasta alerta de la SIS.

Nota 6.— Si las transmisiones prosiguen y no hay mensajes frustrados, resulta pertinente la columna "nominal". Este valor incluye la contribución máxima del subsistema de tierra.

Nota 7.— El SIS TTA máximo incluye la contribución máxima del subsistema de tierra y la posible pérdida temporal de recepción del mensaje. Cuando las transmisiones VDB cesan, resulta pertinente el SIS TTA máximo. Este tiempo se calcula sumando el TTA del subsistema de tierra y el tiempo de expiración del mensaje de a bordo menos 0,5 s (véase la Nota 5).

Nota 8.— Aunque estas secciones se relacionan con el FAST D y los valores máximos de TTA son mayores que los que históricamente se han asociado a las operaciones de Categoría 11/111, los valores de 77'A en esta línea no son pertinentes para la integridad en apoyo de la Categoría 11/111 Estos valores de 77'A se aplican a las condiciones relativas a los límites (véase 7.5.3.1) y, por lo tanto, se relacionan con el riesgo total de fuentes de errores sin fallas y con fallas que sobrepasan los niveles de protección. Para el GAST D, los efectos de un mal funcionamiento se cubren por medio de los requisitos adicionales del Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.3, Apéndice B, 3.6.7.3.3, y los requisitos adicionales de a bordo estipulados en el documento RTCA DO-253D, por ejemplo para el monitor de fallas del receptor de referencia. Estos requisitos adicionales son más restrictivos y exigen que se cumpla un TTA más corto que es apropiado para operaciones de Categoría 11/111. No debería interpretarse que la existencia de valores TTA mayores en esta línea implica que pueden producirse errores próximos o superiores al límite de alerta hasta estos tiempos de exposición mayores con una probabilidad mayor que 1 x 10-9 en cualquier aterrizaje.

Nota 9.— Este es el "tiempo de detección y radiodifusión"; los otros requisitos del sistema de tierra se aplican por añadidura.

En la Figura D-1D se ilustra el caso nominal sin mensajes frustrados y en la Figura D-1E se ilustra el efecto de los mensajes frustrados para el GAST D por debajo de 200 ft. Por encima de 200 ft, la situación es similar, pero la aeronave tiene una asignación de mensajes frustrados más prolongada, como se describió antes.

En la figura se ilustra el efecto en el SIS TTA debido a mensajes frustrados (la mitad superior) y la terminación de la VDB (mitad inferior) utilizando el ejemplo de los requisitos del GAST D por debajo de 200 ft. La línea de tiempo superior ilustra sólo dos mensajes que se frustran pero el tercero se recibe, de manera que las operaciones pueden continuar, a menos que el tercer mensaje indique una condición de falla que genere una alerta del receptor. La línea de tiempo inferior ilustra el efecto de terminar la VDB. El receptor de la aeronave invalida sus salidas después de tres mensajes frustrados. El SIS TTA combina el TTA de tierra y la asignación de mensajes frustrados (véase la Tabla D-5B), pero ahora queda desplazado por el tiempo de procesamiento del receptor de la aeronave. Por encima de 200 ft la situación es análoga pero la aeronave tiene una asignación mayor, como se describe en RTCA DO-253D.

Para la integridad de la SIS, en el diagrama se indica que el punto de inicio del tiempo hasta alerta de la SIS es donde el receptor de a bordo sin falla emite datos fuera de tolerancia. El suceso final del tiempo hasta alerta de la SIS también se encuentra en la salida del receptor de a bordo.

El suceso de inicio del tiempo hasta alerta o tiempo de detección y radiodifusión del subsistema de tierra es el último bit del primer mensaje (par de mensajes de tipo 1 y tipo 11 para el GAST D) que incluye los datos fuera de tolerancia. Para fallas del equipo de tierra o la terminación de la señal VDB, es el primer mensaje que difunde el subsistema de tierra con la información de corrección, integridad o trayecto que no se ajusta al requisito de integridad aplicable (p.ej., integridad de la SIS, integridad del subsistema de tierra). Para fallas de satélite, los requisitos están fuera de tolerancia una vez que los errores diferenciales de seudodistancia superan la medida de actuación detallada

dentro de un cierto requisito (p.ej., monitorización de la fuente telemétrica). Su suceso final es el último bit del primer mensaje (par de mensajes para el GAST D) que elimina los datos fuera de tolerancia o lo marca como inválido.

Cabe destacar que, si bien en la Figura D-1D se indica que los TTA de la SIS y del subsistema de tierra se refieren a distintos puntos inicial y final en el tiempo, un ANSP puede suponer que son los mismos. Los subsistemas de tierra deberían evaluarse y certificarse sin crédito o sanción por las variaciones del receptor de a bordo debidas a una implantación específica y aprobada de aeronave. Desde la perspectiva del subsistema de tierra, se supone que el receptor de a bordo aplica instantáneamente todos los mensajes recibidos o actúa de acuerdo con ellos. Esto en la práctica da como resultado puntos de referencia de TTA equivalentes para la SIS y el subsistema de tierra desde la perspectiva del subsistema de tierra.

7.5.12.4 Riesgo de integridad del subsistema de tierra para el GAST D. En el Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.3, se especifica un nuevo requisito de integridad del subsistema de tierra en relación con los criterios de diseño a prueba de fallas. Este método de integridad garantizará que las fallas dentro del subsistema de tierra que puedan afectar a las funciones de las estaciones y generar información errónea sean extremadamente improbables. La intención de este requisito es especificar el riesgo admisible de que el subsistema de tierra genere internamente y ocasione que se radiodifunda información errónea. Mediante otros requisitos se especifica la actuación requerida del subsistema de tierra con respecto a la detección y mitigación de fallas que se originan fuera del subsistema de tierra (fallas en la fuente telemétrica, etc.). Este requisito se relaciona con la probabilidad de que el subsistema de tierra no cumpla la función prevista. La función prevista para el GBAS se define en el Capítulo 3, 3.7.3.5.2. Las funciones enumeradas en esa sección y sus correspondientes requisitos de actuación caracterizan la función prevista del sistema.

7.5.12.4.1 Verificación de conformidad del riesgo de integridad del subsistema de tierra para el GAST D. La verificación de que un subsistema de tierra satisface los requisitos de riesgo de integridad del Apéndice B, 3.6.7.1.2.1.1.3, comúnmente se logra combinando el análisis y prácticas/procesos apropiados de diseño relacionados con la seguridad operacional. Los procesos, en su conjunto, deben garantizar que las fallas dentro del subsistema de tierra que puedan afectar a las funciones previstas de las estaciones y generar información errónea sean extremadamente improbables. Debe demostrarse que todas las condiciones de falla de los componentes del subsistema de tierra están suficientemente mitigadas por medio de una monitorización directa o el uso de un proceso para lograr el aseguramiento de un diseño aceptable (como en RTCA/DO-178 y RTCA/DO-254). La metodología debería ofrecer la garantía de que las fallas de los componentes (HW, SW) se mitiguen. El método de integridad del aseguramiento del diseño, que se aplica en conjunto con los conceptos de diseño a prueba de fallas y otras medidas de aseguramiento (como las que figuran en SAE ARP 4754) para detectar y eliminar errores sistemáticos en el diseño, garantiza la seguridad operacional del sistema de tierra GAST D. Algunos Estados han utilizado la orientación relativa al aseguramiento de la seguridad operacional que figura en el Manual de gestión de la seguridad operacional (SMM) (Doc 9859) de la OACI.

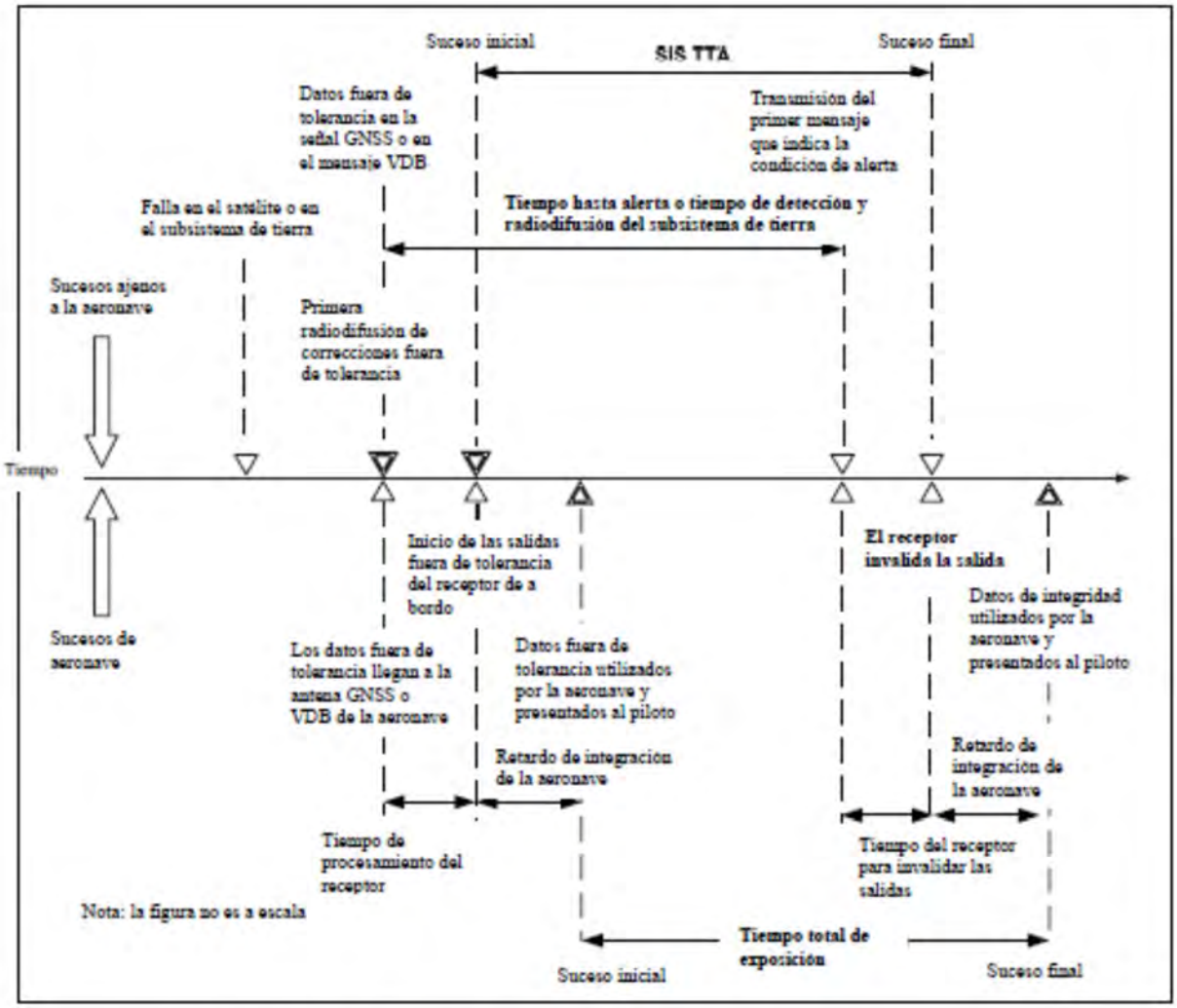


Figura D-1D. Ilustración del tiempo hasta alerta nominal GBAS

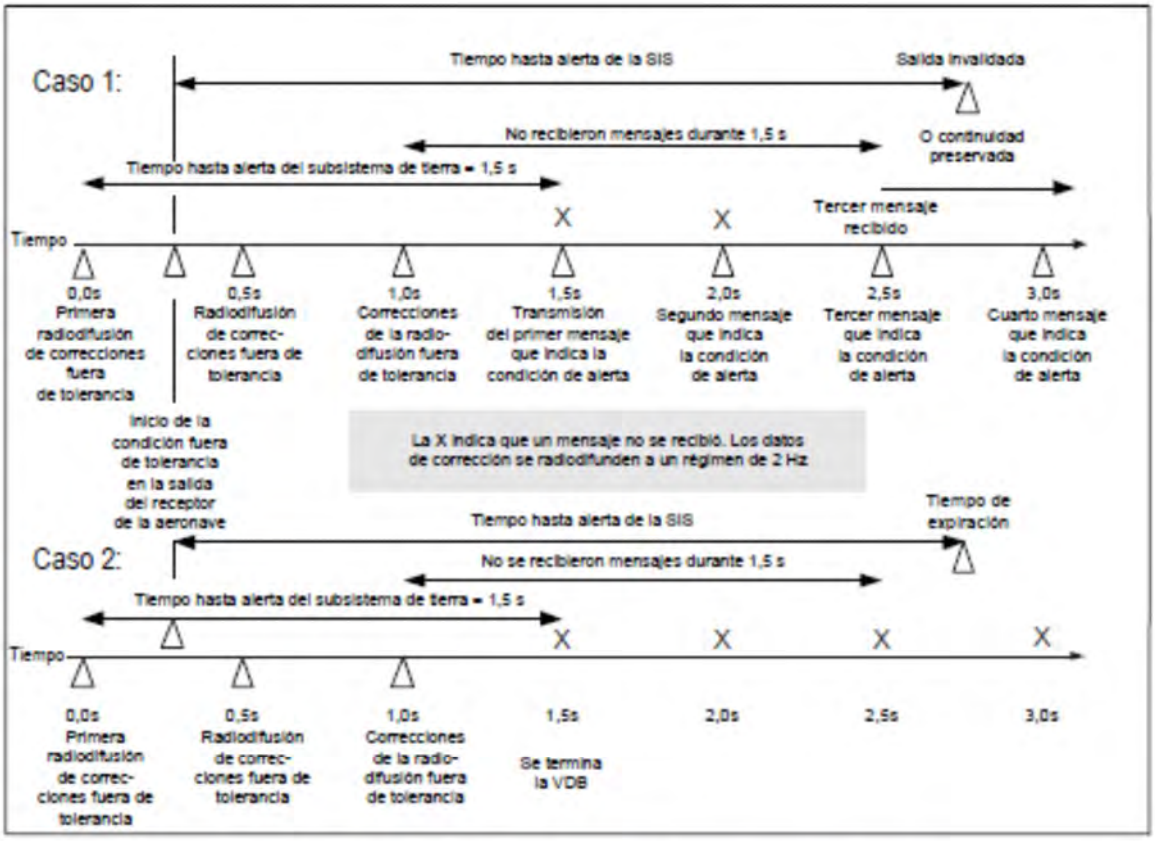


Figura D-1E. Efecto de los mensajes frustrados en el tiempo hasta alerta del GAST D GBAS por debajo de 200 ft. En el Caso 1 se describe la situación de los mensajes frustrados y en el Caso 2 la de la terminación de la VDB.

7.6 Continuidad de servicio

7.6.1 Designador de continuidad e/integridad del GBAS. El designador de continuidad e /integridad del GBAS (GCID) proporciona una indicación de la capacidad actual de los subsistemas de tierra GBAS. El subsistema de tierra satisface los requisitos de actuación y funcionales del GAST A, B o C cuando el GCID se pone a fija en 1. El subsistema de tierra satisface los requisitos de actuación y funcionales de los GAST A, B, C y D cuando el GCID se fija en 2. Los GCID de 3 y 4 están previstos paraapoyar operaciones del futuro con un tipo de servicio conexo con requisitos que sean más estrictos que el GAST D. El objetivo del GCID es dar una indicación de la condición del subsistema de tierra por utilizar cuando una aeronave selecciona una aproximación. No se tiene el objetivo de substituir o suplir una indicación instantánea de integridad comunicada en un mensaje de tipo 1 o de tipo 101. El GCID no proporciona ninguna indicación acerca de la capacidad del subsistema de tierra para prestar apoyo al servicio de determinación de la posición.

7.6.2 *Continuidad de servicio del subsistema de tierra.* Los subsistemas de tierra GBAS deben satisfacer la continuidad de servicio prescrita en el Apéndice B de la Subparte 3, 3.6.7.1.3, para prestar apoyo a los GAST A, B y C. Los subsistemas de tierra GBAS destinados a prestar apoyo también a otras operaciones mediante el servicio de determinación de la posición GBAS deben satisfacer la continuidad mínima requerida para las operaciones de área terminal, que es $1-10^{-4}$/hora (Capítulo 3, Tabla 3.7.2.4-1). Cuando la continuidad requerida de del GAST A, B y C ($1\text{-}8 \times 10^{-6}$/15 segundos) se convierte en un valor por hora, no cumple con el requisito de continuidad mínima de

$1-10^{-4}$/hora. En consecuencia, se necesitan medidas adicionales para satisfacer la continuidad requerida para otras operaciones. Una manera de mostrar conformidad con este requisito consiste en suponer una aplicación a bordo que usa tanto el GBAS como el ABAS para proporcionar redundancia y, que el ABAS ofrece precisión suficiente para la operación prevista.

7.6.2.1 Continuidad de servicio del subsistema de tierra para el GAST D. Un segmento de tierra que apoya el GAST D debe satisfacer el requisito de continuidad de la SIS ($1-8{,}0 \times 10^{-6/15}$ segundos) para un sistema GAST A, B y C, pero también debe satisfacer los requisitos de continuidad específicos del GAST D, como se definen en el Apéndice B, 3.6.7.1.3.2. La continuidad del subsistema de tierra se define por medio de dos requisitos. Uno es la continuidad del subsistema de tierra que incluye fallas de todos los componentes necesarios para la radiodifusión VDB, incluidos los receptores de referencia. También incluye la pérdida de servicio debido a fallas de integridad del subsistema de tierra que originan alertas y alertas falsas del monitor. El otro es la continuidad asociada a las detecciones sin falla del monitor. La razón de definir las detecciones del monitor de la fuente telemétrica como un requisito por separado es que la porción de radiodifusión VDB incluye todas las fallas que originan la pérdida de la SIS, en tanto que la contribución del monitor se relaciona sólo con la exclusión de satélites individuales de las correcciones difundidas. Esto no ocasiona necesariamente la pérdida de la SIS en el receptor de a bordo. El requisito se define para cada fuente telemétrica, de manera que en el diseño de tierra no se necesita tener en cuenta el número real de satélites que están a la vista o el número que se considera crítico para el usuario en una aproximación específica. Es responsabilidad del usuario de a bordo demostrar la continuidad general lograda al considerar la contribución de los satélites y de los monitores de a bordo.

7.7 Selección de canal GBAS

7.7.1 Se utilizan los números de canal en GBAS para facilitar una interfaz entre el equipo de aeronave y la señal en el espacio que esté en armonía con interfaces para el ILS y el MLS. La integración del puesto de pilotaje y de la interfaz de la tripulación para el GBAS puede o no basarse en la entrada del número de canal de cinco dígitos. También es posible una interfaz basada en la selección de la aproximación mediante una función de gestión de vuelo similar a lo que actualmente se practica con el ILS. El número de canal GBAS puede almacenarse en una base de datos de navegación de a bordo como parte de una aproximación con nombre.

Puede seleccionarse la aproximación por su nombre y el número de canal puede proporcionarse automáticamente al equipo que debe seleccionar los datos de aproximación GBAS adecuados a partir de los datos de radiodifusión. De manera similar, el uso del servicio de determinación de la posición GBAS puede basarse en la selección de un número de canal de 5 dígitos. Esto facilita la realización de operaciones que no sean las aproximaciones definidas por los datos FAS. Para facilitar la sintonización de frecuencia, pueden proporcionarse en el bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 los números de canal GBAS para subsistemas de tierra GBAS vecinos que presten apoyo al servicio de determinación de la posición.

7.7.2 Se asigna un número de canal en la gama de 20 001 a 39 999 cuando se radiodifunden datos FAS en el mensaje de tipo 4. Se asigna un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999 cuando los datos FAS asociados a un tipo de servicio GAST A se obtienen a partir de la base de datos de a bordo.

7.7.3 Cada bloque de datos FAS transmitido en un mensaje de tipo 4 se asociará a un solo número de canal de cinco dígitos sin importar que la aproximación esté o no apoyada por múltiples tipos de servicios de aproximación. Para aproximaciones apoyadas por múltiples tipos de servicios de aproximación, se utiliza el campo de designador de actuación de aproximación en el mensaje de tipo 4 para indicar el tipo de servicio de aproximación más exigente apoyado por el subsistema de tierra para cualquier aproximación específica..

Se asigna un número de canal en la gama de 40 000 a 99 999 cuando los datos FAS asociados a una APV se obtienen a partir de la base de datos de a bordo.

7.8 Selector de datos de trayectoria de referencia y selector de datos de estación de referencia

Un plan de correspondencia proporciona una asignación exclusiva de un número de canal a cada aproximación GBAS. El número de canal consta de cinco caracteres numéricos en la gama de 20 001 a 39 999. El número de canal permite que el subsistema de a bordo GBAS sintonice la frecuencia correcta y seleccione el bloque de datos del tramo de aproximación final (FAS) que define la aproximación deseada. Se selecciona el bloque de datos FAS correcto mediante el selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) que está incluido como parte de los datos de definición de FAS en el mensaje de tipo 4. En la Tabla D-6 se muestran ejemplos de la relación entre el número de canal, frecuencia y RPDS. El mismo plan de correspondencia se aplica a la selección del servicio de determinación de la posición mediante el selector de datos de estación de referencia (RSDS). El RSDS se radiodifunde en el mensaje de tipo 2 y permite la selección de un subsistema de tierra GBAS específico que proporciona el servicio de determinación de la posición. Para los subsistemas de tierra GBAS que no ofrecen el servicio de determinación de la posición y radiodifunden los datos de efemérides adicionales, el RSDS se codifica con un valor de 255. Toda radiodifusión de RPDS y RSDS efectuada por el subsistema de tierra tiene que ser exclusiva en la frecuencia de radiodifusión dentro del alcance de radio de la señal. El valor RSDS no debe ser igual a ninguno de los valores RPSD de radiodifusión.

7.9 Asignación de RPDS y RSDS por el proveedor de servicio

Las asignaciones de RPDS y RSDS deben ser controladas para evitar la utilización doble de números de canal dentro de la región de protección para la frecuencia de radiodifusión de datos. Por consiguiente, el proveedor de servicio GBAS debe asegurarse de que se asigna solamente una vez el RPDS y el RSDS a determinada frecuencia dentro del alcance de radio de un subsistema particular de tierra GBAS. Deben administrarse las asignaciones de RPDS y RSDS junto con las asignaciones de frecuencias, así como los intervalos de tiempo para la radiodifusión de datos VHF.

7.10 Identificación de GBAS

Se utiliza la identificación (ID) del GBAS para identificar inequívocamente un subsistema de tierra GBAS que radiodifunde por una determinada frecuencia dentro de la región de cobertura VDB del GBAS. La aeronave navegará utilizando la radiodifusión de datos de una o más estaciones de radiodifusión GBAS de un solo subsistema de tierra GBAS (según lo identificado por una identificación GBAS común).

7.11 Trayectoria del tramo de aproximación final (FAS)

7.11.1 La trayectoria del FAS es una línea en el espacio definida por el punto de umbral de aterrizaje/punto de umbral ficticio (LTP/FTP), punto de alineación de la trayectoria de vuelo (FPAP), altura de cruce del umbral (TCH) y ángulo de trayectoria de planeo (GPA). Se determinan estos parámetros a partir de los datos proporcionados en un bloque de datos FAS dentro de un mensaje de tipo 4 o en la base de datos de a bordo. En la Figura D-6 se ilustra la relación entre estos parámetros y la trayectoria FAS.

7.11.1.1 Los bloques de datos FAS para aproximaciones SBAS y algunas GBAS se mantienen dentro de una base de datos de a bordo común que presta apoyo tanto a SBAS como a GBAS. Los Estados son responsables de proporcionar los datos FAS en apoyo de procedimientos APV cuando no se radiodifunde el mensaje de tipo 4. Estos datos comprenden los parámetros que figuran en el bloque FAS, el RSDS, y la frecuencia de radiodifusión asociada. En el Apéndice B, 3.6.4.5.1 y en la Tabla B-66 se describe el bloque FAS para un procedimiento de aproximación particular.

Tabla D-6. Ejemplos de asignación de canal

Número de canal (N)	Frecuencia en MHz (F)	Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS) o Selector de datos de la estación de referencia (RSDS)
20 001	108,025	0
20 002	108,05	0
20 003	108,075	0
…..	…..	…..
20 397	117,925	0
20 398	117,95	0
20 412 (Nota)	108,025	1
20 413	108,05	1
…..	…..	…..

Nota.-No pueden asignarse los canales 20 398 y 20 412 porque los algoritmos de canal les hacen corresponder a frecuencias fuera de la gama de 108,025 MHz y 117,950 MHz. Ocurre una "laguna" similar en las asignaciones de canal de cada transición RPDS.

7.11.2 *Definición de trayectoria FAS*

7.11.2.1 *Orientación lateral.* El LTP/FTP está ordinariamente en el umbral de la pista o cerca del umbral. Sin embargo, para satisfacer las necesidades operacionales o las limitaciones materiales, el LTP/FTP puede no estar en el umbral. Se utiliza el FPAP conjuntamente con el LTP/FTP para definir el plano de referencia lateral en la aproximación. Para una aproximación en línea recta alineada con la pista, el FPAP estará en el extremo de parada de la pista o más allá. El FPAP no se sitúa antes del extremo de parada de la pista.

7.11.2.2 *Desplazamiento de longitud*∆. El desplazamiento de longitud∆ define la distancia desde el extremo de la pista al FPAP. Se proporciona este parámetro para que el equipo de aeronave pueda calcular la distancia al extremo de la pista. Si no se regula el desplazamiento de longitud∆ a un valor apropiado para indicar el extremo de la pista relativo al FPAP, el proveedor de servicio debe asegurarse de que el parámetro está codificado como "no se proporciona".

7.11.2.3 *Orientación vertical.* Se define la vertical local para la aproximación como la normal a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP y puede diferir significativamente del vector de gravedad local. El plano horizontal local para la aproximación se define como un plano perpendicular a la vertical local que pasa por el LTP/FTP (es decir tangente a la elipsoide en el LTP/FTP). El punto de cruce de referencia (DCP) es un punto a una altura determinada por la TCH por encima del LTP/FTP. Se define la trayectoria FAS como una línea con un ángulo (definido por el GPA) relativo al plano horizontal local que pasa por el DCP. El GPIP es el punto en que la trayectoria de aproximación final intercepta el plano horizontal local. El GPIP puede en realidad estar por encima o por debajo de la superficie de la pista dependiendo de la curvatura de la pista.

7.11.3 *Cálculos de desviación "similares a ILS".* Para fines de compatibilidad con los diseños actuales de aeronave, es de desear que el equipo de aeronave produzca datos de salida de información de guía en forma de desviaciones relativas a una trayectoria de vuelo deseada definida por la trayectoria FAS. En el mensaje de tipo 4 se incluyen parámetros que prestan apoyo al cálculo de desviaciones que estén en consonancia con las instalaciones ILS típicas.

7.11.3.1 *Definición de desviación lateral.* También se ilustra en la Figura D-6 la relación entre el FPAP y el origen de las desviaciones angulares laterales. El parámetro de anchura de rumbo y el FPAP se

utilizan para definir el origen y la sensibilidad de las desviaciones laterales. Ajustando el emplazamiento del FPAP y del valor de la anchura de rumbo, la anchura de rumbo y la sensibilidad de un GBAS pueden ponerse a los valores deseados. Pueden ponerse para que coincidan con la anchura de rumbo y con la sensibilidad de un ILS o MLS existente. Esto puede ser necesario, por ejemplo, para la compatibilidad con las actuales ayudas visuales de aterrizaje.

7.11.3.1.1 *Referencia de desviación lateral.* El plano de referencia para desviación lateral es el plano en el que se incluyen el LTP/FTP, el FPAP y un vector normal a la elipsoide WGS-84 en el LTP/FTP. La desviación lateral rectilínea es la distancia de la posición calculada de la aeronave a partir del plano de referencia de desviación lateral. La desviación lateral angular es un desplazamiento angular correspondiente por referencia al punto de referencia de azimut GNSS (GARP). Se define el GARP como un punto más allá del FPAP a lo largo del eje reglamentario a un valor de distancia de separación fija de 305 m (1 000 ft).

7.11.3.1.2 *Sensibilidad de desplazamiento lateral.* El equipo de aeronave determina la sensibilidad de desplazamiento lateral a partir de la anchura de rumbo proporcionada en el bloque de datos FAS. El proveedor de servicio es responsable de reglar el parámetro de anchura de rumbo a un valor que lleve al ángulo apropiado para la deflexión completa de escala (es decir 0,155 DDM o 150 µA) teniendo en cuenta todas las limitaciones de las operaciones.

7.11.3.2 *Desviaciones verticales.* El equipo de aeronave calcula las desviaciones verticales respecto al punto de referencia de elevación GBAS (GERP). El GERP puede estar en el GPIP o desplazado lateralmente de GPIP por un valor fijo de desplazamiento GERP de 150 m. El uso del GERP desplazado permite desviaciones de trayectoria de planeo para producir los mismos efectos hiperbólicos que son características normales del ILS y MLS (por debajo de los 200 ft). El equipo de aeronave toma la decisión de desplazar o no el GERP de conformidad con los requisitos en virtud de la compatibilidad con los sistemas de aeronave existentes. Los proveedores de servicio deben ser conscientes de que los usuarios pueden calcular las desviaciones verticales utilizando un GERP que esté situado en uno u otro lugar. Se establece automáticamente la sensibilidad de las desviaciones verticales en el equipo de aeronave en función del GPA. La relación especificada entre el GPA y la deflexión de escala completa (FSD) de la sensibilidad de desviación vertical es: FSD=0,25*GPA. El valor 0,25 es el mismo que para el MLS (Adjunto G, 7.4.1.2) y difiere ligeramente del valor nominal de 0,24 recomendado para el ILS (Capítulo 3, sección 3.1.5.6.2). Sin embargo, el valor especificado está perfectamente dentro de las tolerancias recomendadas para el ILS (0,2 a 0,28). Por consiguiente, la sensibilidad resultante es equivalente a la sensibilidad de desplazamiento de la trayectoria de planeo proporcionada por un ILS típico.

7.11.4 *Aproximaciones no alineadas con la pista.* Algunas operaciones pueden exigir la definición de una trayectoria FAS que no esté alineada con el eje de la pista según lo ilustrado en la Figura D-7. Para aproximaciones no alineadas con la pista, el LTP/ FTP puede estar o no en la prolongación del eje de la pista. Para este tipo de aproximación el desplazamiento de longitud∆ no tiene sentido y debe indicarse “no se proporciona”.

7.11.5 *Proveedor de servicio SBAS.* Se utiliza un formato común para bloques de datos FAS que han de utilizarse por el GBAS y el SBAS. En el campo ID de proveedor de servicio SBAS se identifican cuáles son los sistemas SBAS que puede utilizar una aeronave que esté aplicando los datos FAS durante una aproximación. El proveedor de servicios GBAS puede impedir el uso de los datos FAS junto con cualquier servicio SBAS. Para aproximaciones de precisión basadas en GBAS este campo no se utiliza y el equipo GBAS de aeronave puede hacer caso omiso del mismo.

7.11.6 *Identificador de aproximación.* El proveedor de servicio es responsable de asignar el identificador correspondiente a cada aproximación. La identificación de aproximación debe ser exclusiva en una amplia zona geográfica. En un determinado aeródromo deben seleccionarse las identificaciones de aproximación para pistas múltiples a fin de reducir la posibilidad de confusión y de identificación errónea. La identificación de aproximación debe figurar en las cartas publicadas que describen la aproximación. La primera letra del identificador de aproximación se usa en los protocolos

de autenticación para el GBAS. Las estaciones terrestres que admiten los protocolos de autenticación deben codificar el primero de los caracteres del identificador para todas las aproximaciones admitidas a partir del conjunto de letras {A X Z J C V P T}, como se describe en el Apéndice B, sección 3.6.7.4.1.4. Esto permite al equipo de a bordo (que admite protocolos de autenticación) determinar qué intervalos se asignan a la estación terrestre y, por lo tanto, ignorar después la recepción de datos radiodifundidos en intervalos no asignados a la estación terrestre seleccionada. Para las estaciones terrestres que no admiten protocolos de autenticación, al primero de los caracteres del identificador de aproximación puede asignársele cualquier carácter, a excepción de los que figuran en el conjunto {A X Z J C V P T}.

7.12 Consideraciones en cuanto a emplazamiento de aeropuerto

7.12.1 La instalación de un subsistema de tierra GBAS implica especiales consideraciones en la selección de posibles emplazamientos de las antenas del receptor de referencia y de las antenas VDB. En los planes de emplazamiento de antenas, deben satisfacerse los requisitos de limitación de obstáculos del Anexo 14.

7.12.2 *Lugar de las antenas de receptor de referencia.* Debe seleccionarse el emplazamiento en una zona libre de obstáculos de forma que puedan recibirse las señales de satélite a ángulos de elevación lo más bajo posibles. En general, todo lo que enmascare a los satélites GNSS a ángulos de elevación superiores a 5º degradará la disponibilidad del sistema.

7.12.2.1 Deben diseñarse y emplazarse las antenas de los receptores de referencia a fin de limitar las señales de multitrayectos que interfieran con la señal deseada. Montando las antenas cerca de un plano de tierra se disminuyen los multitrayectos de largo retardo que resultan de reflexiones por debajo de la antena. La altura de montaje debe ser suficiente para impedir que la antena sea cubierta por nieve o sea objeto de interferencias por parte del personal de mantenimiento o del tráfico de tierra. La antena debe emplazarse de forma que cualquier estructura metálica tal como salidas de ventilación, tuberías, y otras antenas, estén fuera de los efectos de campo cercano de la antena.

7.12.2.2 Además de considerarse la magnitud del error por multitrayectos en cada emplazamiento de antena de receptor de referencia, debe también tenerse en cuenta el grado de correlación. Las antenas de receptor de referencia deben estar emplazadas en lugares que proporcionen entornos independientes de multitrayectos.

7.12.2.3 La instalación de cada antena debe incluir un montaje que no se doble con el viento y bajo cargas de hielo. Deben emplazarse las antenas del receptor de referencia en una zona de acceso controlado. El tráfico puede contribuir al error por multitrayectos y obstaculizar la vista de los satélites desde las antenas.

7.12.3 Emplazamiento de la antena VDB. La antena VDB debe estar situada de forma que satisfaga los requisitos de intensidad mínima y máxima de campo dentro del volumen o los volúmenes de servicio, como se define en el Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4. Por lo general, es posible satisfacer el requisito de intensidad mínima de campo para los servicios de aproximación si la antena VDB se encuentra situada de forma que exista una línea de alcance óptico sin obstáculos desde la antena hasta cualquier punto dentro del volumen de servicio de cada FAS al que se preste apoyo. Debe prestarse atención también a asegurar la separación mínima entre transmisor y receptor de forma que no exceda de la intensidad máxima de campo. Para el balance nominal de enlace, comúnmente se requiere una separación de 80 m para evitar sobrepasar el requisito de intensidad máxima de campo. Aunque resulta conveniente aplicar los criterios de separación a cualquier emplazamiento en el que pueda operar una aeronave (incluidas calles de rodaje, áreas de plataformas y puertas de embarque), sólo es necesario satisfacer el requisito de intensidad máxima de campo en el volumen o los volúmenes de servicio (véase 3.7.3.5.3 para las definiciones de volumen de servicio). Si no puede lograrse la separación mínima para todas las aeronaves que están operando (incluidas calles de rodaje, áreas de plataformas y puertas de embarque), debe garantizarse que el receptor de a

bordo esté protegido contra destrucción por sobrecalentamiento, de conformidad con los MOPS RTCA/DO-253C. Esto exige comúnmente una separación mínima de 20 m de la antena VDB a la antena de la aeronave. Para proporcionar la cobertura requerida de múltiples FAS en un determinado aeropuerto, y para que haya flexibilidad en el emplazamiento de la antena VDB, podría ser necesario que la cobertura en torno a la antena del transmisor sea de dimensiones considerablemente superiores a las requeridas para un solo FAS. La capacidad de proporcionar esta cobertura depende del emplazamiento de la antena VDB respecto a la pista y de la altura de la antena VDB. En general, una mayor altura de la antena puede ser necesaria para proporcionar una intensidad adecuada de la señal a los usuarios a bajas altitudes, pero también puede llevar a unos nulos por multitrayectos inaceptables dentro de la cobertura deseada. Debe llegarse a un compromiso con respecto a la altura conveniente de la antena, basándose en los análisis para garantizar que se satisfacen dentro de toda la cobertura, los requisitos de intensidad de la señal. Debe también prestarse atención al efecto de las características del terreno y de los edificios en el entorno de multitrayectos.

7.12.3.1 Para asegurar que no se transgredan los requisitos de intensidad de campo máxima definidos en el Capítulo 3, 3.7.3.5.4.4, los transmisores VDB no deberían emplazarse a menos de 80 m del lugar donde las aeronaves están aprobadas para operar sobre la base de los procedimientos publicados utilizando información de orientación de GBAS o ILS. Esto se aplica a las aeronaves en la aproximación final, salida y en las pistas. La separación de 80 m se aplica a la distancia oblicua entre las antenas de transmisión VDB y la posición de la antena de la aeronave. Para las aeronaves en la pista, la desviación máxima respecto del eje puede suponerse en 19 m. En regiones anteriores a los umbrales de las pistas, la máxima desviación angular de curso lateral a partir de la prolongación del eje en aproximación final es de más/menos un sexto de la anchura de curso completa, que es nominalmente de 210 m [±105 m (±350 pies)] en el umbral. El origen del curso lateral debería suponerse en el GARP del GBAS o en el localizador del ILS, según corresponda. La máxima desviación vertical es la mitad de la deflexión de escala completa respecto de la trayectoria de planeo, donde la deflexión de escala completa se calcula como de ±0,25 veces el ángulo de trayectoria de planeo. El origen de la trayectoria de planeo debería suponerse en el GPIP. En 7.11.3 figura más orientación sobre la sensibilidad de la desviación de la anchura de curso lateral y vertical.

7.12.4 *Uso de antenas de transmisión múltiples para mejorar la cobertura VDB.* En algunas instalaciones GBAS, las limitaciones relacionadas con el emplazamiento de la antena, la topografía local u obstáculos pueden llevar a multitrayectos de tierra o a bloqueo de la señal que dificulta el suministro de la intensidad de campo especificada en todos los puntos dentro del volumen de servicio. En algunas instalaciones de tierra GBAS puede utilizarse uno o más sistemas adicionales de antenas, emplazados para proporcionar diversidad de trayecto de la señal de forma tal que colectivamente satisfagan los requisitos de volumen de servicio.

7.12.4.1 Siempre que se utilicen sistemas de antenas múltiples, debe disponerse la secuencia de las antenas y la programación de los mensajes a fin de proporcionar radiodifusiones en todos los puntos dentro del volumen de servicio que se adhieran a los regímenes de radiodifusión de datos mínimos y máximos especificados, considerando la capacidad del receptor de adaptarse a variaciones de la intensidad de la señal en un determinado intervalo desde transmisión hasta transmisión. Resulta aceptable superar el requisito de variación de potencia de señal que figura en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.3 en áreas limitadas dentro del volumen de servicio, siempre que pueda demostrarse que la actuación resultante es aceptable sobre la base del comportamiento del receptor según se describe, por ejemplo, en RTCA DO-253D y en las hipótesis indicadas a continuación.

Los requisitos de régimen de transmisión y recepción de mensajes y los requisitos de tiempo hasta la alerta impiden que los mensajes de tipo 1 y de tipo 11 se alternen entre antenas en el mismo intervalo de trama a trama. Solo los mensajes de tipo 2 y 4 (y los mensajes de tipo 3 como mensaje de relleno) pueden alternarse. La continuidad se mantiene siempre que se reciba un mensaje de tipo 2 por lo menos una vez por minuto. El receptor no verifica la recepción repetida de mensajes de tipo 4 durante las etapas finales de una aproximación.

Si bien el requisito de variación de potencia de señal que figura en el Apéndice B, 3.6.8.2.2.3 se aplica en el puerto de entrada del receptor, la situación para un lugar específico debe evaluarse en el dominio de la intensidad de campo. Por consiguiente, debe tenerse en cuenta la posible variación en la ganancia de la antena de la aeronave. Si el área donde puede excederse el requisito de variación de potencia de señal es tan grande que pueda llevar a una aeronave en aproximación un minuto o más en atravesarla, puede ser necesario tratar la posible pérdida de mensaje desde un punto de vista probabilístico. En estos casos, debería limitarse la configuración de antena VDB múltiple de modo que, en caso de que se aplique la alternación de mensajes en el mismo intervalo de trama a trama, la configuración de alternación solo entrañe dos antenas transmisoras, con una ráfaga programada en cada trama, y que la transmisión alterne entre las antenas con cada trama, a efectos de simular la situación para la cual se ha ensayado el receptor. Esto resulta necesario para poder formular hipótesis sobre tasas de falla de mensajes (MFR) del receptor.

Al analizar la probabilidad de que se pierdan mensajes, se aplican las siguientes hipótesis básicas:

1. Si todos los niveles de las señales recibidas se encuentran entre la potencia mínima de entrada de diseño (Smin) y la potencia máxima de entrada de diseño (Smáx) del receptor, y están dentro de 40 dB entre sí, entonces el análisis puede suponer una tasa de falla de mensaje (MFR) de 10^{-3}.
2. Si todas las señales recibidas se encuentran por debajo de la Smin, entonces el análisis debe suponer una MFR de 100%.
3. Si alguna señal está por encima de la Smáx debe suponerse que la recepción en todos los intervalosde esa trama y en cualquier número de tramas subsiguientes se ve afectada adversamente (no solo aquellas donde se exceda la Smáx), dado que para estas condiciones no se especifica ningún tiempo de recuperación de receptor.

Además, en el caso de una configuración de antena doble con mensajes que alternan en cada trama, pueden formularse las hipótesis siguientes:

4. Si una señal está por debajo de la S_{min} (S_{min} - Δ) y la segunda señal está dentro de 40 dB (es decir, S_{min} - Δ + 40 dB o menos), entonces el análisis debe suponer que la MFR para la señal por debajo de Smin es de 100% y la MFR para la señal más fuerte es de 10^{-3}.
5. Si ambas señales se encuentran entre S_{min} y $S_{máx}$, pero la variación entre ambas es superior a 40 dB, entonces el análisis debe suponer una MFR de 60%.
6. Si una señal está por debajo de la S_{min} (S_{min} - Δ) y la segunda por encima de la Smin y supera una variación de 40 dB (S_{min} - Δ + 40 dB + ε o más), entonces el análisis debe suponer que la MFR de la señal por debajo de la Smin es de 100% y la MFR de la señal más fuerte es de 60%.

La probabilidad resultante de que no se reciban mensajes de tipo 2 por una duración de un minuto debería evaluarse por referencia al requisito de continuidad aplicable.

Nota.— El análisis puede tener que considerar una variación de hasta 15 dB para la variación de ganancia de la antena VDB de la aeronave dependiendo del escenario, de modo que la variación de potencia de 40 dB ≤ variación de potencia de la SIS + hasta 15 dB de variación de ganancia de la antena de la aeronave.

Para evitar problemas de procesamiento del receptor relativos a la pérdida o duplicación de mensajes, todas las transmisiones de los mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 o de pares enlazados de mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 para un determinado tipo de medición dentro de una sola trama, proporcionarán un contenido de datos idéntico.

7.12.4.2 Un ejemplo del uso de antenas múltiples es una instalación con dos antenas instaladas en el mismo emplazamiento pero a alturas distintas por encima del plano del terreno. Se seleccionan las alturas de las antenas de forma que la configuración de una antena llena los nulos de la configuración de la otra antena que son consecuencia de reflexiones del plano del terreno. El subsistema de tierra GBAS alterna las radiodifusiones entre las dos antenas utilizando uno o, dos o

tres intervalos asignados de cada trama para cada antena. Los mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101, según corresponda al tipo de servicio que se está apoyando, se radiodifunden una vez por trama por antena. Esto permite la recepción de uno o dos mensajes de tipo 1, de tipo 11 o de tipo 101 por trama dependiendo de que el usuario esté emplazado dentro del nulo de una de las configuraciones de antena. Los mensajes de tipo 2 y de tipo 4 se radiodifunden desde la primera antena en una trama, seguidamente desde la segunda antena en la siguiente trama. Esto permite la recepción de cada uno de los mensajes de tipos 2 y 4 por una o dos tramas, dependiendo del emplazamiento del usuario.

7.13 Definición de límites de alerta lateral y vertical

7.13.1 Los límites de alerta lateral y vertical cuando el tipo de servicio activo es C o D se calculan según lo definido en el Apéndice B, Tablas B-68 y B-69. En esos cálculos los parámetros D y H tienen el significado indicado en la Figura D-8.

7.13.2 El límite de alerta vertical cuando el tipo de servicio activo es C o D se indica a escala desde una altura de 60 m (200 ft) por encima del LTP/FTP. Para un procedimiento diseñado con una altura de decisión superior a 60 m (200 ft), el VAL a esa altura de decisión será mayor que el FASVAL de radiodifusión.

7.13.3 Los límites de alerta lateral y vertical para procedimientos apoyados por el tipo de servicio GAST A asociados a los números de canal 40 001 a 99 999 se calculan del mismo modo que para SBAS según lo indicado en el Adjunto D, 6.6

7.14 Medidas de monitorización y de mantenimiento

7.14.1 Determinados requisitos del dispositivo monitor o comprobador incorporado pueden ser necesarios además de los monitores definidos en el Apéndice B, 3.6.7.3 y así ha de determinarlo cada uno de los Estados. Puesto que la señal VDB es crítica para el funcionamiento de la estación de radiodifusión GBAS, cualquier falla de la VDB para transmitir con éxito una señal útil dentro de los intervalos asignados y en todo el volumen de servicio debe corregirse lo antes posible. Por consiguiente, se recomienda utilizar como guía para implantar un dispositivo monitor VDB las siguientes condiciones:

a) Potencia. Debe detectarse en un período apropiado de tiempo cualquier caída significativa de potencia.

b) Pérdida de tipo de mensaje. El fallo en transmitir cualquier tipo de mensaje programado. Esto podría basarse en el fallo en cuanto a transmitir un tipo exclusivo de mensajes sucesivamente o una combinación de distintos tipos de mensajes.

c) Pérdida de todos los tipos de mensajes. Será detectado el fallo en transmitir cualquier tipo de mensaje por un período apropiado de tiempo.

Los períodos apropiados de tiempo para estos monitores dependen del FAST y de si se proporciona un transmisor de reserva. Cuando se proporciona un transmisor de reserva, el objetivo es conmutar al transmisor de reserva con la suficiente rapidez para evitar que se genere una alerta en el equipo de a bordo. Esto significa que los períodos apropiados de tiempo son, como máximo, de 3 segundos para los sistemas de tierra del FAST C y de 1,5 segundos para los del FAST D, a fin de que haya congruencia con los requisitos de pérdida de mensajes del equipo de aeronave. Si se aplican períodos mayores que éstos, el traspaso al transmisor de reserva originará una alerta y, por lo tanto, debe considerarse como una falla de continuidad. Si no se proporciona un transmisor de reserva, los períodos de tiempo de estos monitores no son críticos.

7.14.2 Una vez detectada una falla y no existiendo ningún transmisor de reserva, debe considerarse dar por terminado el servicio VDB si la señal no puede utilizarse con confianza dentro del volumen

de servicio, en la medida en que ello repercute de modo significativo en las operaciones de las aeronaves. Deben considerarse medidas apropiadas en los procedimientos operacionales para mitigar la posibilidad de que la señal se retire del servicio. Entre estas medidas se incluiría el envío de especialistas de mantenimiento para prestar servicio a la VDB GBAS o procedimientos ATC especiales. Además, deben adoptarse medidas de mantenimiento siempre que sea posible respecto a todas las fallas de comprobador incorporado a fin de impedir la pérdida del servicio GBAS.

7.14.3 El uso del transmisor de reserva también se aplica a los requisitos de monitorización de la VDB definidos en el Apéndice B, 3.6.7.3.1. Es necesario tener en cuenta el tiempo de conmutación a la reserva sin dejar de cumplir el tiempo para detectar y terminar las transmisiones definido en el Apéndice B, 3.6.7.3.1.1 y 3.6.7.3.1.2

7.15 Ejemplos de mensajes VDB

7.15.1 En las Tablas D-7 a D-10A se presentan ejemplos de codificación de mensajes VDB. En los ejemplos se ilustra la codificación de los diversos parámetros de aplicación, incluidos los parámetros de verificación por redundancia cíclica (CRC) y corrección de errores sin canal de retorno (FEC) y los resultados de la codificación secreta de bits y de la codificación de símbolos D8PSK. Los valores técnicos de los parámetros de los mensajes en estas tablas ilustran el proceso de codificación de los mensajes pero no son necesariamente representativos de valores realistas.

7.15.2 En la Tabla D-7 se proporciona un ejemplo de mensaje VDB de tipo 1. Se codifica el campo de bandera adicional de mensaje para indicar que este es el primero de dos mensajes de tipo 1 por radiodifundir dentro de la misma trama. Esto se hace para fines de ilustración. Ordinariamente no se requiere un segundo mensaje de tipo 1 excepto para permitir la radiodifusión de más correcciones de la fuente telemétrica que las que pueda incluirse en un solo mensaje.

7.15.3 En la Tabla D-7A se proporciona un ejemplo de un mensaje VDB de tipo 101. El campo adicional de bandera de mensaje se codifica para indicar que este es el primero entre dos mensajes de tipo 101 por radiodifundir dentro de la misma trama. Esto se hace para fines de ilustración. Generalmente no se requiere un segundo mensaje de tipo 101, salvo para facilitar la radiodifusión de más correcciones de fuente telemétrica a que las que puedan incluirse en un solo mensaje.

7.15.4 En la Tabla D-8 se proporcionan ejemplos de un mensaje en VDB de tipo 1 y de un mensaje VDB de tipo 2 codificados dentro de una sola ráfaga (es decir, dos mensajes por radiodifundir dentro de un solo intervalo de transmisión). Se codifica el campo de bandera adicional del mensaje de tipo 1 para indicar que es el segundo de los dos mensajes de tipo 1 por radiodifundir dentro de la misma trama. El mensaje de tipo 2 incluye el bloque de datos adicional 1. En la Tabla D-8A se proporciona un ejemplo de mensajes de tipo 1 y de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1 y 2.

7.15.4.1 En la Tabla D-8B se proporcionan ejemplos de un mensaje de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1, 3 y 4 codificados dentro de una sola ráfaga con un mensaje de tipo 3 que se usa para rellenar el resto del intervalo de tiempo.

7.15.5 En la Tabla D-9 se proporciona un ejemplo de mensaje de tipo 4 que incluye dos bloques de datos FAS.

7.15.6 En la Tabla D-10 se proporciona un ejemplo de mensaje de tipo 5. En este ejemplo se proporcionan para dos fuentes telemétricas, las duraciones de disponibilidad de la fuente comunes a todas las aproximaciones. Además, se proporcionan las duraciones de disponibilidad de la fuente para dos aproximaciones particulares: la primera aproximación tiene dos fuentes telemétricas afectadas y la segunda, una fuente telemétrica afectada.

7.15.7 En la Tabla D-10A figura un ejemplo de un mensaje de tipo 11.

7.16 Precisión del levantamiento topográfico GBAS

Las normas relativas a la precisión del levantamiento topográfico para las ayudas para la navegación aérea figuran en el Anexo 14 — Aeródromos. Además, en el Manual del sistema geodésico mundial (WGS-84) (Doc 9674) se proporciona orientación acerca de la creación de una red de estaciones de control de levantamiento topográfico en cada aeródromo y de la forma de usar la red para establecer las coordenadas WGS-84. Los requisitos de precisión del levantamiento topográfico que figuran en el Anexo 14 para las ayudas para la navegación aérea emplazadas en el aeródromo se aplicarán al GBAS hasta que se elaboren requisitos específicos para el mismo. La recomendación contenida en el Apéndice B de la Subparte 3, 3.6.7.2.3.4, relativa a la precisión del levantamiento topográfico del punto de referencia GBAS tiene por objeto reducir aún más el error en la posición WGS-84 calculada a bordo por un usuario del servicio de determinación de la posición GBAS, a un valor inferior a aquel establecido por los requisitos de la Subparte 3, 3.6.7.2.4.1 y 3.6.7.2.4.2, de las normas GBAS y aumentar la precisión del levantamiento topográfico con respecto a lo prescrito en el Anexo 14. La integridad de todos los datos aeronáuticos utilizados por el GBAS debe concordar con los requisitos de integridad de la Subparte 3, Tabla 3.7.2.4-1.

7.17 Bloques de datos adicionales de mensaje de tipo 2

7.17.1 El mensaje de tipo 2 contiene datos relacionados con la instalación GBAS como el emplazamiento del punto de referencia del GBAS, la continuidad GBAS/designador de integridad (GCID) y otra información pertinente sobre la configuración. Se concibió un método para agregar nuevos datos al mensaje de tipo 2 con la finalidad de que el GBAS evolucione hasta poder prestar tipos de servicios adicionales. El método consiste en la definición de nuevos bloques de datos adicionales que se añaden al mensaje de tipo 2. En el futuro, podrán definirse más bloques de datos adicionales. Los bloques de datos del 2 al 255 son de longitud variable y pueden agregarse en cualquier orden al mensaje después del bloque de datos adicional 1

7.17.2 El bloque de datos adicional 1 del mensaje de tipo 2 contiene información relacionada con la descorrelación espacial de errores e información que es necesaria para seleccionar el servicio de determinación de la posición GBAS (cuando lo proporciona una estación terrestre determinada).

7.17.3 Los datos del bloque de datos adicional 2 del mensaje de tipo 2 pueden utilizarse en el GRAS para que el subsistema de a bordo GRAS conmute entre estaciones de radiodifusión GBAS, particularmente si en la estación de radiodifusión GBAS se utilizan frecuencias diferentes. El bloque de datos adicional 2 identifica los números de canal y los emplazamientos de la estación de radiodifusión GBAS de la que actualmente se está recibiendo y de otras estaciones de radiodifusión GBAS adyacentes o cercanas.

7.17.4 El bloque de datos adicional 3 del mensaje de tipo 2 contiene la información necesaria para apoyar el GAST D. Se requiere que todos los subsistemas de tierra del FAST D transmitan un mensaje de tipo 2 con bloque de datos adicional 3 correctamente poblado de manera que se satisfagan los requisitos relativos a los límites.

7.17.5 El bloque de datos adicional 4 del mensaje de tipo 2 contiene información necesaria para una estación terrestre que admite protocolos de autenticación. Incluye un solo parámetro que indica qué intervalos están asignados a la estación terrestre para transmisiones VDB. El equipo de a bordo que admite protocolos de autenticación no empleará datos a menos que se transmitan en los intervalos indicados por el campo de definición de grupos de intervalos en el bloque de datos adicional 4 del mensaje de tipo 2 (MT 2 ADB 4).

Tabla D-7. Ejemplo de mensaje VDB de tipo 1

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	536	000 0000 1000 0110 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 1
DATOS DE APLICACIÓN BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 1)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	61	0011 1101
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	1° del par	01
Número de mediciones	5	0 a 18	1	4	0 0100
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275\times10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m	1×10^{-4}	0001 0100
CRC de efemérides	16	—	—	—	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No proporcionado	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	2	0000 0010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	255	1111 1111
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	−0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,98 m	0011 0001
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 2					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	126	0111 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	−1,0 m	1111 1111 1001 1100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,2 m/s	0000 0000 1100 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,34 m	0001 0001
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,50 m	1111 0110
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 3					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	222	1101 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,11 m	0000 0000 0110 1111

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	−0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,02 m	0011 0011
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,25 m	0000 0101
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
Bloque de medición 4					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	23	0001 0111
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	80	0101 0000
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	−2,41 m	1111 1111 0000 1111
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	−0,96 m/s	1111 1100 0100 0000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,16 m	0000 1000
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,20 m	0000 0100
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,30 m	0000 0110
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,50 m	1111 0110
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
CRC de bloque de mensaje	32	—	—	—	1101 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
FEC DE APLICACIÓN	48	—	—	—	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 46 10 10 55 30 CA 10 80 BC 17 C2 20 28 00 00 FF 40 FF 26 00 1C FF 8C 40 C0 DF 01 20 7E 39 FF 13 00 88 20 60 6F 01 30 7B F6 00 1C FF CC 40 A0 DF 01 E8 0A F0 FF 02 3F 10 20 60 6F 01 53 D0 CF 43 AE 94 B7 07 97 C6				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 60 27 98 1F 2F D2 3B 5F 26 C2 1B 12 F4 46 D0 09 81 B6 25 1C 18 D0 7C 2A 7F B9 55 A8 B0 27 17 3A 60 EB 5F 1B 3B A5 FE 0A E1 43 D7 FA D7 B3 7A 65 D8 4E D7 79 D2 E1 AD 95 E6 6D 67 12 B3 EA 4F 1A 51 B6 1C 81 F2 31				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	0	
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650100 12707716 71645524 74035772 26234621 45311123 22460075 52232477 16617052 04750422 07724363 40733535 05120746 45741125 22545252 73171513 51047466 13171745 10622642 17157064 67345046 36541025 07135576 55745512 222				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-7A. Ejemplo de un mensaje VDB de tipo 101

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3			E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	416	00000000110100000
FEC de secuencia de entrenamiento	5				11011
BLOQUE DE MENSAJE DE DATOS DE APLICACIÓN					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 101)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8,101	1	101	0110 0101
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	46	0010 1110
Mensaje (ejemplo de tipo 101)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	1° del par	01
Número de mediciones	5	0 a 18	1	4	0 0100
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275\times10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m	$0{,}115\times10^{-3}$ m/m	0001 0111
CRC de efemérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No proporcionados	1111 1111
Número de parámetros B	1	0 a 1	1	0	0
Extra	7			0	000 0000
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	2	0000 0010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	255	1111 1111
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+3,56 m	0000 0001 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	−0,011 m/s	1111 1111 1111 0101
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	9,8 m	0011 0001
Bloque de medición 2					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	126	0111 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	−1.0 m	1111 1111 1001 1100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	+0,002 m/s	0000 0000 0000 0010
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	3,4 m	0001 0001
Bloque de medición 3					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	222	1101 1110
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+4,11 m	0000 0001 1001 1011
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	−0,029 m/s	1111 1111 1110 0011

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	10,2 m	0011 0011
Bloque de medición 4					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	23	0001 0111
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	80	0101 0000
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	−2,41 m	1111 1111 0000 1111
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	−0,096 m/s	1111 1111 1010 0000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 50,8 m	0,2 m	1,6 m	0000 1000
CRC de bloque de mensaje	32				1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
FEC DE APLICACIÓN	48				1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 41 60 1B 55 73 A4 A8 A6 74 17 C2 20 E8 00 00 FF 00 40 FF 26 80 AF FF 8C 20 7E 39 FF 40 00 88 30 7B D9 80 C7 FF CC E8 0A F0 FF 05 FF 10 20 1E F9 11 46 6B 73 6F 67 33				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 67 57 93 1F 6C BC 83 79 EE C2 1B 12 34 46 D0 09 C1 09 FC 3A 84 80 0F E6 9F 18 6D 77 8E 1E 60 19 1B BA FF BC AB 68 26 7B E7 BC CE FA 0B D3 C4 43 C8 E0 B6 FA 42 84 A1				
Bits de relleno	0 a 2			0	
Descenso de potencia	9				000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650105 06345463 57026113 51374661 15123376 12066670 44776307 04225000 02735027 73373152 13230100 04706272 74137202 47724524 12715704 15442724 01101677 44571303 66447212 222				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-8. Ejemplo de mensaje VDB de tipo 1 y de tipo 2 en una sola ráfaga

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	E	10 0
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit		000 0000 1000 1000 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 0
DATOS DE APLICACIÓN					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 1)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	2° del par	11
Número de mediciones	5	0 a 18	1	1	0 0001
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a $1{,}275\times10^{-3}$ m/m	5×10^{-3} m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC de efemérides	16	—	—	0	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2540 s	10 s	No proporcionados	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	122	0111 1010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+1,0 m	0000 0000 0110 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m	0,001 m/s	−0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No utilizados	1000 0000
CRC de bloque de mensaje 1	32	—	—	—	1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
Bloque de mensaje 2 (mensaje de tipo 2)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bits	1 bit	34	0010 0010
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	3	01
Letra de designador de exactitud de tierra	2	—	—	B	01
Extra	1	—	—	0	0

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	1	001
Declinación magnética local	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000
Extra	5	—	—	0	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 a $25{,}5\times10^{-4}$m/m	$0{,}1\times10^{-4}$m/m	0	0000 0000
Índice de refracción	8	16 a 781	3	379	1111 1001
Altura de la escala	8	0 a 25 500 m	100 m	100 m	0000 0001
Incertidumbre de refracción	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcsec	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcsec	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso máxima (D_{max})	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{md\_u\_POS.GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md\_u\_GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md\_u\_POS.GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md\_u\_GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
CRC de bloque de mensaje 2	32	—	—	—	0101 1101 0111 0110 0010 0011 0001 1110
FEC de aplicación	48				1110 1000 0100 0101 0011 1011 0011 1011 0100 0001 0101 0010
Entrada de codificación secreta bits (Nota 2)	1 41 10 00 55 30 CA 10 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 26 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 4A 3D 0B AD 55 30 CA 10 40 44 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 78 C4 6E BA 4A 82 DC DC A2 17				
Salida de codificación secreta bits (Nota 3)	0 67 27 88 1F 2F D2 3B 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 25 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 C2 F3 15 45 7C 50 A9 6F 3B 10 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 42 44 37 45 68 29 5A B9 55 65				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	1	0
Descenso de potencia	9	—	—		000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650105 67443352 35201160 30501336 62023576 12066670 74007653 30010255 31031274 26172772 76236442 41177201 35131033 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 66547730 34732201 40607506 014444				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-8A. Ejemplos de mensajes VDB de tipo 1 y de tipo 2 con bloques de datos adicionales 1 y 2

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3			E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	592	00000001001010000
FEC de secuencia de entrenamiento	5				10110
DATOS DE APLICACIÓN					
Bloque de mensaje 1 (mensaje de tipo 1)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	1	0000 0001
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 1)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	2ª del par	11
Número de mediciones	5	0 a 18	1	1	0 0001
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P)	8	0 a 1,275 × 10^{-3} m/m	5 × 10^{-6} m/m	0 (SBAS)	0000 0000
CRC de efemérides	16			0	0000 0000 0000 0000
Duración de disponibilidad de fuente	8	0 a 2 540 s	10 s	No se proporciona	1111 1111
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	122	0111 1010
Expedición de datos (IOD)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Corrección de seudodistancia (PRC)	16	±327,67 m	0,01 m	+2,09 m	0000 0000 1101 0001
Corrección de cambio de distancia (RRC)	16	±32,767 m/s	0,001 m/s	−0,2 m/s	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,96 m	0110 0010
B_1	8	±6,35 m	0,05 m	+0,10 m	0000 0010
B_2	8	±6,35 m	0,05 m	+0,15 m	0000 0011
B_3	8	±6,35 m	0,05 m	−0,25 m	1111 1011
B_4	8	±6,35 m	0,05 m	No se utiliza	1000 0000
CRC de bloque de mensaje 1	32				00110010 10100100 11001011 00110000
Bloque de mensaje 2 (mensaje de tipo 2)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8			Normal	1010 1010
ID GBAS	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	40	0010 1000
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	3	01

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
Letra de designador de exactitud de tierra	2			B	01
Extra	1			0	0
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	1	001
Variación magnética local	11	±180°	0,25°	58° E	000 1110 1000
Extra	5			0	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradient}$	8	0 a $25{,}5 \times 10^{-6}$ m/m	$0{,}1 \times 10^{-6}$ m/m	0	0000 0000
Índice de refracción	8	16 a 781	3	379	1111 1001
Altura de escala	8	0 a 25 500 m	100 m	100 m	000 0001
Incertidumbre de refracción	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	±90,0°	0,0005 arcsec	45°40'32" N	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Longitud	32	±180,0°	0,0005 arcsec	93°25'13" W	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	±83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso máxima (Dmáx)	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{rtd\_a\_POSGPS}$	8	0 a 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{rtd\_a\_GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{rtd\_a\_POSGLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{rtd\_a\_GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloques de datos adicionales					
Longitud del bloque de datos adicional	8	2 a 255	1	6	0000 0110
Número del bloque de datos adicional	8	2 a 255	1	2	0000 0010
Bloque de datos adicional 2					
Número de canal	16	20001 a 39999	1	25001	0110 0001 1010 1001
ΔLatitud	8	±25,4"	0,2"	5,2	0001 1010
ΔLongitud	8	±25,4"	0,2"	−3,4	1110 1111
CRC de bloque de mensaje 2	32				11100000 01110010 00011101 00100100
FEC DE APLICACIÓN	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 42 90 0D 55 73 A4 A8 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 8B 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 0C D3 25 4C 55 73 A4 A8 40 14 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 60 40 95 86 58 F7 24 B8 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 64 A7 85 1F 6C BC 83 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 88 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 84 1D 3B A4 7C 13 C7 D7 3B 40 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 5A C0 CC 79 7A 5C A2 DD B9 75 B6 95 64 52 78 3F				
Bits de relleno	0 a 2			1	0
Descenso de potencia	9				000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650107 56336574 60137224 74145772 26467132 56422234 30443700 05565722 06506741 73647332 27242654 63345227 31575333 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 62077121 37275607 55315167 17135031 34423411 274444				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-8B. Ejemplo de mensaje de tipo 2 que contiene bloques de datos 1, 3 y 4 y un mensaje de tipo 3 para rellenar el resto del intervalo

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15	-	-	-	000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48	-	-	-	0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación	3	-	-	E	100
Longitud de transmisión	17	0 a 1824 bits	1 bit	1704	0 0000 0110 1010 1000
FEC de secuencia de entrenamiento	5	-	-	-	01000
DATOS DE APLICACIÓN					
Bloque de mensaje 1 (mensaje de tipo 2)					
Encabezador de bloque de Mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	-	-	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	-	-	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 101	1	2	0000 0010
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	43	0010 1011
Mensaje (ejemplo de tipo 2)					
Receptores de referencia GBAS	2	2 a 4	1	4	10
Letra de designador de Exactitud de tierra	2	-	-	C	10
Extra	1	-	-	-	0
Designador de continuidad/integridad GBAS	3	0 a 7	1	2	010
Variación magnética local	11	± 180°	0,25°	E58,0°	000 1110 1000
Reservado	5	-	-cero	-	0000 0
$\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$	8	0 a 25,5 x 10^{-6} m/m	0,1 x10^{-6} m/m	4x10^{-6}	0010 1000
Índice de refracción	8	16 a 781	3	379	1111 1001
Altura de escala	8	0 a 25 500m	100 m	100 m	0000 0001
Incertidumbre de refracción	8	0 a 255	1	20	0001 0100
Latitud	32	± 90,0°	0,0005 arcsec	N45° 40' 32" (+16443 2")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Longitud	32	± 180,0°	0,0005 arcsec	W93° 25' 13" (-336313 ")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Altura del elipsoide	24	± 83 886,07 m	0,01 m	892,55 m	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Bloque de datos adicional 1					
Selector de datos de estación de referencia	8	0 a 48	1	5	0000 0101
Distancia de uso máxima ($D_{máx}$)	8	2 a 510 km	2 km	50 km	0001 1001
$K_{md\_e\_POS,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md\_e\_GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md\_e\_POS,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md\_e,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
Bloque de datos adicional 4					
Longitud del bloque de datos Adicional	8	3	1 byte	3	0000 0011
Número del bloque de datos Adicional	8	4	1	4	0000 0100
Definición de grupo de intervalos	8	-	-	E+F	0011 0000
Bloque de datos adicional 3					
Longitud del bloque de datos Adicional	8	6	1 byte	6	0000 0110
Número del bloque de datos Adicional	8	3	1	3	0000 0011
$K_{md\,e\,D,GPS}$	8	0 a 12,75	0,05	5,55	0110 1111
$K_{md\,e\,D,GLONASS}$	8	0 a 12,75	0,05	0	0000 0000
$\sigma_{vert\_iono\_gradiente,D}$	8	0 - 25,5 x 10^{-6} m/m	0,1 X 10^{-6} m/m	4 x 10^{-6}	0010 1000
		-	-	-	
Y_{EXG}	5	0 a 3,0 m	0,1	1	0 1010
M_{EXG}	3	0 a 0,7 m/km	0,1	0,3	011
CRC de bloque de mensaje 1	32	-	-	-	0011 1100 1110 0001 1000 0100 1011 1011
Bloque de mensaje 2 (mensaje de tipo 3)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	-	-	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	-	-	BELL	000010 000101 001100 001100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 101	1	3	0000 0011
Longitud de mensaje	8	N/A	1 byte	164	1010 0100
Mensaje (ejemplo de tipo 3)					
Relleno	1232	-	-	-	1010 1010 ..... 1010 1010
CRC de bloque de mensaje 2	32	-	-	-	0110 1101 1011 1001 1110 0100 1110 0100

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
FEC de aplicación	48	-	-	-	1111 0110 0011 0100 1101 1001 1110 0010 1110 0011 1111 1101
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 45 58 02 55 30 CA 10 40 D4 52 17 00 14 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 C0 20 0C 60 C0 F6 00 14 56 DD 21 87 3C 55 30 CA 10 C0 25 55 27 27 9D B6 BF C7 47 9B 2C 6F				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 63 6F 8A 1F 2F D2 3B 9F 4E 87 CE 32 C8 D9 50 DE CI CI 5A D4 09 7E E7 81 5A 5C D4 28 56 00 CE 29 60 A3 5F 77 34 64 38 71 03 15 16 24 9C CF 8F 8A 13 B6 ID AC 78 B6 C7 D0 93 58 5D 46 B5 6F D5 0C AA 77 FE D3 30 A2 27 EI EC E4 F7 17 2D AD F4 0B 29 82 04 61 96 E4 50 E9 58 FA B8 C0 38 99 C7 BB 6C 3D 09 CA 7B 7E C2 CF 60 8D 18 75 B9 2B C5 FC 94 C8 57 79 52 C5 5F 6A B2 FF DF 33 4D DD 74 B5 28 2A 06 01 91 9B A4 43 E9 63 05 ID 95 B4 54 29 56 05 51 95 5B AA BC 00 36 66 2E EE 0F 0E 72 71 21 25 E5 EB 14 FD A8 CB F8 83 38 62 39 1E 3A 4E 3E 8E 30 71 D9 24 BA 17 CI AC 9B F7 BC D3 C8 A3 78 1D 39 B5 C4 2B 69 FD 04 CA 68 81 07 9A 1E 33 C1 86 6F 86 78 98 87 95				
Bits de relleno	0 a 2	-	-	42	00
Descenso de potencia	9	-	-	-	000 000 000

DESCRIPCION DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACION BINARIA (NOTA 1)
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650102 46331130 13067746 52652552 60712455 15066026 22433136 20007526 34111714 74536644 75444673 47266102 52635407 12243401 11561037 01237127 60553360 64340421 37024663 76701711 41435042 46314343 14302740 43711436 70511643 01271030 13504154 47365114 45511504 12200201 40164744 00021467 34131754 52554125 73741336 24044706 62272634 50547410 75654505 73645775 05153625 27427624 71315376 42507750 01000470 73036771 61401006 63561510 31143140 01422617 26364743 33357073 46405563 35412370 11472764 14014631 72320522 11576761 26127747 24352562 32277467 01242252 66037246 31604613 72367522 27243731 56617534 16114672 47000774 37674402 66002316 56521466 56347666 6				

.Votas. —

I. El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.

2. Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su M.S'B. El primer carácter representa un bit aislado.

3. En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.

4. Este campo representa la fase, en unidades de r/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de Sir/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.

Tabla D-9. Ejemplo de mensaje de tipo 4

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				010 0011 1110 1111 1100 0110 0011 1011 0000 0011 1100 1000 0
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	784	000 0000 1100 0100 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0000 0
DATOS DE APLICACIÓN BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 4)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	4	0000 0100
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 bytes	92	0101 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 4)					
Conjunto de datos FAS 1					
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte	41	0010 1001
Bloque de datos FAS 1					
Tipo de operación	4	0 a 15	1	0	0000
Proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1	15	1111
ID de aeropuerto	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Número de pista	6	1 a 36	1	15	00 1111
Letra de pista	2	—	—	R	01
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1	CAT 1	001
Indicador de ruta	5	—	—	C	0001 1
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS)	8	0 a 48	1	3	0000 0011
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—	GTBS	0000 0111 0001 0100 0000 0010 0001 0011
Latitud LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 arcsec	43,6441075°N	0001 0010 1011 1010 1110 0010 1000 0110
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 arcsec	1,345940°E	0000 0000 1001 0011 1101 1110 1001 0000
Altura LTP/FTP	16	−512,0 a 6 041,5 m	0,1 m	197,3	0001 1011 1011 0101
Latitud Δ FPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	−0,025145°	1111 1101 0011 1100 1100 1100
Longitud ΔFPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	0,026175°	0000 0010 1110 0000 0010 1100
Altura de cruce sobre umbral de aproximación (TCH)	15	0 a 1 638,35 m (0 a 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	17,05 m	000 0001 0101 0101
Selector de unidades TCH de aproximación	1	0 = ft; 1 = m	—	metros	1
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	0 a 90°	0,01°	3°	0000 0001 0010 1100
Anchura de rumbo	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
Desplazamiento de longitud Δ	8	0 a 2 032 m	8 m	0	0000 0000
FAS CRC de bloque de datos 1	32	—	—	—	1010 0010 1010 0101 1010 1000 0100 1101
FASVAL/estado de aproximación	8	0 a 25,4	0,1 m	10	0110 0100
FASLAL/estado de aproximación	8	0 a 50,8	0,2 m	40	1100 1000

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILI-ZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
FAS conjunto de datos 2					
Longitud de conjunto de datos	8	2 a 212	1 byte	41	0010 1001
Bloque de datos FAS 2					
Tipo de operación	4	0 a 15	1	0	0000
Proveedor de servicio SBAS	4	0 a 15	1	01	0001
ID de aeropuerto	32	—	—	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Número de pista	6	1 a 36	1	33	10 0001
Letra de pista	2	—	—	R	01
Designador de actuación de aproximación	3	0 a 7	1	CAT 1	001
Indicador de ruta	5	—	—	A	0000 1
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS)	8	0 a 48	1	21	0001 0101
Identificador de trayectoria de referencia	32	—	—	GTN	0000 0111 0001 0100 0000 1110 0010 0000
Latitud LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 arcsec	43,6156350°N	0001 0010 1011 0111 1100 0001 1011 1100
Longitud LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 arcsec	1,3802350°E	0000 0000 1001 0111 1010 0011 0001 1100
Altura LTP/FTP	16	−512,0 a 6 041,5 m	0,1 m	200,2 m	0001 1011 1101 0010
Latitud ΔFPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	0,02172375°	0000 0010 0110 0010 1111 1011
Longitud ΔFPAP	24	±1°	0,0005 arcsec	−0,0226050°	1111 1101 1000 0100 0011 1100
Altura de cruce sobre umbral de aproximación (TCH)	15	0 a 1 638,35 m (0 a 3 276,7 ft)	0,05 m (0,1 ft)	15,25 m	000 0001 0011 0001
Selector de unidades TCH de aproximación	1	0 = ft; 1 = m	—	metros	1
Ángulo de trayectoria de planeo (GPA)	16	0 a 90°	0,01°	3,01°	0000 0001 0010 1101
Anchura de rumbo	8	80,0 a 143,75 m	0,25 m	105	0110 0100
Desplazamiento de longitud Δ	8	0 a 2 032 m	8 m	0	0000 0000
FAS CRC de bloque de datos 2	32	—	—	—	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
FASVAL/estado de aproximación	8	0 a 25,4	0,1 m	10	0110 0100
FASLAL/estado de aproximación	8	0 a 50,8	0,2 m	40	1100 1000
CRC bloque de mensaje	32	—	—	—	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
FEC DE APLICACIÓN	48	—	—	—	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
Entrada a codificación secreta de bit (Nota 2)	1 82 30 00 55 05 4B 30 20 3A 94 0F F0 40 60 30 F2 98 C0 C8 40 28 E0 61 47 5D 48 09 7B C9 00 AD D8 33 3C BF 34 07 40 AA 81 34 80 26 00 B2 15 A5 45 26 13 94 08 F0 40 60 30 86 90 A8 04 70 28 E0 3D 83 ED 48 38 C5 E9 00 4B D8 DF 46 40 3C 21 BF 8C 81 B4 80 26 00 EB 05 B2 F5 26 13 D9 7F C0 EA A1 A4 3D 54 89 D8					
Salida de codificación secreta de bit (Nota 3)	1 A4 07 88 1F 1A 53 1B FF A0 41 D6 C2 9C 26 E0 04 59 89 CB 5C 2C CF 91 2D E2 2E 5D F3 07 1E 45 F1 53 5F C0 4F 53 E4 64 F0 23 C3 ED 05 A9 E6 7F FF FF B5 49 81 DD A3 F2 B5 40 9D A0 17 90 12 60 64 7C CF E3 BE A0 1E 72 FF616E E4 02 44 D9 1E D2 FD 63 D1 12 C3 5A 00 0E F8 89 FE 4C 12 0C 78 4F 9D 55 08 16 F6					
Bits de relleno	0 a 2	—	—	1	0
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650432 23007716 62170713 05255667 31767243 45377776 15776346 16615705 43615214 57640513 34016775 21423130 44430613 01150266 77434175 56032762 41630527 53654001 52470514 20322575 33346255 54377076 05652760 63144462 43163101 35372225 01207604 07526435 10345771 40777704 15665273 60012232 40074020 31443362 754444				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-10. Ejemplo de mensaje de tipo 5

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	D	01 1
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	272	000 0000 0100 0100 00
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	—	0001 1
DATOS DE APLICACIÓN BLOQUE DE MENSAJE					
Bloque de mensaje (mensaje de tipo 5)					
Encabezador de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 8	1	5	0000 0101
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	28	0001 1100
Mensaje (ejemplo de tipo 5)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Extra	2	—	—	—	00
Número de fuentes afectadas (N)	8	0 a 31	1	2	0000 0010
Primera fuente afectada					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	50 s	0000 101
Segunda fuente afectada					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	3	0000 0011
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Empezará	1
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	200 s	0010 100
Número de aproximaciones con obstáculos (A)	8	0 a 255	1	2	0000 0010
Primera aproximación con obstáculos					
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS)	8	0 a 48	1	21	0001 0101
Número de fuentes afectadas para la primera aproximación con obstáculos (N_A)	8	1 a 31	1	2	0000 0010
Primera fuente telemétrica afectada de la primera aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	250 s	0011 001
Segunda fuente telemétrica afectada de la primera aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	14	0000 1110
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	1 000 s	1100 100

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
Segunda aproximación con obstáculos					
Selector de datos de trayectoria de referencia (RPDS)	8	0 a 48	1	14	0000 1110
Número de fuentes afectadas para la segunda aproximación con obstáculos (N_A)	8	1 a 31	1	1	0000 0001
Primera fuente telemétrica afectada de la segunda aproximación con obstáculos					
ID de fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Sentido de disponibilidad de fuente	1	—	—	Cesará	0
Duración de disponibilidad de fuente	7	0 a 1 270 s	10 s	220 s	0010 110
CRC de bloque de mensaje	32	—	—	—	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
FEC DE APLICACIÓN	48	—	—	—	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
Entrada a la codificación secreta de bit (Nota 2)	1 82 20 18 55 05 4B 30 A0 38 17 C0 40 20 50 C0 94 40 A8 40 30 4C 70 13 70 80 30 34 90 48 F4 DB DA D3 6A 78 5D 7C				
Salida de la codificación secreta de bit	1 A4 17 90 1F 1A 53 1B 7F A2 C2 19 72 FC 16 10 62 81 E1 43 2C 48 5F E3 1A 3F 56 60 18 86 EA 33 F3 B3 09 07 26 28				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	0	
Descenso de potencia	9				000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 3)	00000035 11204546 31650432 20566605 51067602 41612447 73634632 20700103 22400660 13321241 66231163 64377711 01731157 43023234 45146644 444				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *Los símbolos están representados por su fase diferencial respecto al primer símbolo del mensaje en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

Tabla D-10A. Ejemplos de mensajes VDB de tipo 11

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
CONTENIDO DE DATOS EN RÁFAGA					
Aumento y estabilización de potencia	15				000 0000 0000 0000
Sincronización y resolución de ambigüedad	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
DATOS CODIFICADOS EN SECRETO					
Identificador de intervalo de estación (SSID)	3	—	—	E	100
Longitud de transmisión (bits)	17	0 a 1 824 bits	1 bit	440	0 0000 0001 1011 1000
FEC de secuencia de entrenamiento	5	—	—	-	0 1011
BLOQUE DE MENSAJE DE DATOS DE APLICACIÓN					
Bloque de mensaje 1 (mensaje de tipo 11)					
Encabezado de bloque de mensaje					
Identificador de bloque de mensaje	8	—	—	Normal	1010 1010
ID GBAS	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Identificador de tipo de mensaje	8	1 a 101	1	11	0000 1011
Longitud de mensaje	8	10 a 222 bytes	1 byte	49	0011 0001
Mensaje (ejemplo de tipo 11)					
Cuenta Z modificada	14	0 a 1 199,9 s	0,1 s	100 s	00 0011 1110 1000
Bandera de mensaje adicional	2	0 a 3	1	0	00
Número de mediciones	5	0 a 18	1	5	0 0101
Tipo de medición	3	0 a 7	1	C/A L1	000
Parámetro de descorrelación de efemérides (P_D)	8	0 a 1,275 $\times 10^{-3}$ m/m	5×10^{-6} m/m	1×10^{-4}	0001 0100
Bloque de medición 1					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	12	0000 1100
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+1,04 m	0000 0000 0110 1000
Corrección de cambio de	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,18 m/s	1111 1111 0100 1100

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
distancia (RRC_{30})					
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,96 m	0011 0000
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,00 m	0011 0010
Bloque de medición 2					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	4	0000 0100
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	–1,08 m	1111 1111 1001 0100
Corrección de cambio de distancia (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	+0,18 m/s	0000 0000 1011 0100
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,24 m	0000 1100
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,6 m	0001 1110
Bloque de medición 3					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	2	0000 0010
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+1,2 m	0000 0000 0111 1000
Corrección de cambio de distancia (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	0,3 m/s	0000 0001 0010 1100
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,64 m	0010 0000
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,74 m	0010 0101
Bloque de medición 4					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	23	0001 0111
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	–2,64 m	1111 1110 1111 1000
Corrección de cambio de distancia (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,51 m/s	1111 1110 0000 0010
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,08 m	0000 0100
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,14 m	0000 0111
Bloque de medición 5					
ID fuente telemétrica	8	1 a 255	1	122	0111 1010
Corrección de seudodistancia (PRC_{30})	16	±327,67 m	0,01 m	+0,8 m	0000 0000 0101 0000
Corrección de cambio de distancia (RRC_{30})	16	±32,767 m	0,001 m/s	–0,25 m/s	1111 1111 0000 0110
$\sigma_{pr\_gnd,D}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	0,92 m	0010 1110
$\sigma_{pr\_gnd,30}$	8	0 a 5,08 m	0,02 m	1,08 m	0011 0110
CRC bloque de mensaje	32	—	—	—	0010 1111 0000 0101 1101 1001 0000 1100
FEC DE APLICACIÓN	48	—	—	—	1001 0011 1110 0111 1101 1100 0100 0001 0100 0101 1011 1110

DESCRIPCIÓN DEL CONTENIDO DE DATOS	BITS UTILIZADOS	GAMA DE VALORES	RESOLUCIÓN	VALORES	REPRESENTACIÓN BINARIA (NOTA 1)
Entrada a codificación secreta de bits (Nota 2)	0 47 60 1A 55 30 CA 10 D0 8C 17 C0 A0 28 30 16 00 32 FF 0C 4C 20 29 FF 2D 00 30 78 40 1E 00 34 80 04 A4 E8 1F 7F 40 7F 20 E0 5E 0A 00 60 FF 74 6C 30 9B A0 F4 7D A2 82 3B E7 C9				
Salida de codificación secreta de bits (Nota 3)	0 61 57 92 1F 2F D2 3B 0F 16 C2 19 92 F4 76 C6 F6 F3 B6 0F 50 24 06 0F 47 BF 56 2C C8 D0 1E DC A9 64 C7 97 64 2B E4 B1 51 F7 1D C1 05 7B 0C AE D6 E9 3D 7D 7D 50 41 10 BE 21 C4				
Bits de relleno	0 a 2	—	—	0	
Descenso de potencia	9	—	—	—	000 000 000
Símbolos D8PSK (Nota 4)	00000035 11204546 31650101 42701130 13067746 60457114 40234621 31760262 76357705 07725551 13760416 17615700 43341354 25047116 53736646 34577501 64015223 34742121 71757170 16162053 65544366 41033007 777				

Notas.—

1. *El bit más a la derecha es el LSB del valor de parámetro binario y es el primer bit transmitido o enviado al codificador secreto de bits. Todos los campos de datos se envían en el orden especificado en la tabla.*
2. *Este campo se codifica en hexadecimal con el primer bit por enviar al codificador secreto de bit como su MSB. El primer carácter representa un bit aislado.*
3. *En el ejemplo presente no se codifican en secreto los bits de relleno.*
4. *Este campo representa la fase, en unidades de π/4 (p. ej., un valor de 5 representa una fase de 5π/4 radianes), relativo a la fase del primer símbolo.*

7.18 Mensaje de tipo 101

El mensaje de tipo 101 es una alternativa del mensaje de tipo 1 preparado para satisfacer las necesidades específicas de los sistemas GRAS. La diferencia primaria en el contenido y aplicación de estos dos tipos de mensajes es doble: a) el mensaje de tipo 101 es una alternativa del mensaje de tipo 1 preparado para satisfacer las necesidades específicas de los sistemas GRAS. La diferencia primaria en el contenido de aplicación de estos dos tipos de mensajes es doble: a) el mensaje de tipo 101 tiene disponible una gama de valores σ_{pr_gnd} más amplia y b) el tiempo hasta alerta del subsistema de tierra es más prolongado para un sistema que radiodifunde mensajes de tipo 101. La primera condición ocurriría ordinariamente en un sistema cuando una estación de radiodifusión cubre un área grande tal que los errores de descorrelación aumentan el límite superior de los errores de corrección de seudodistancia. La segunda condición puede ser ordinaria para los sistemas en los que una estación principal central procesa datos de múltiples receptores dispersos en un área extensa.

7.19 Procesamiento de a bordo para tipos de servicio de aproximación GBAS

Nota.— Para garantizar el logro de los objetivos de actuación y funcionales requeridos para el GAST D, es necesario que el equipo de a bordo se ajuste a las normas de actuación y funcionales definidas. Las normas de actuación operacional mínima (MOPS) pertinentes figuran en RTCA DO-253D.

7.19.1 Solución de posición diferencial para el servicio de determinación de la posición GBAS. La solución de posición que se emplea para proporcionar los datos sobre la posición, la velocidad y el tiempo se basa en seudodistancias adaptadas de 100 segundos corregidas con correcciones que se obtienen del mensaje de tipo 1 o 101.

7.19.2 Solución de posición diferencial para el servicio de aproximación GAST A, B y C. Cuando el

tipo de servicio activo de aproximación es A, B o C, la solución de posición que se utiliza para generar las desviaciones se basa en seudodistancias adaptadas de 100 segundos corregidas con correcciones que se obtienen del mensaje de tipo 1 o tipo 101. La matriz de proyección S. utilizada para calcular la solución de posición (Apéndice B, 3.6.5.5.1.1.2), se calcula con base en σi utilizando $\sigma_{pr\_gnd\ [i]}$ del mensaje de tipo 1 o tipo 101 y $\sigma_{iono.}$, con base $\sigma_{vert\_iono\_gradiente}$ del mensaje de tipo 2.

7.19.3 Soluciones de posición diferencial para el servicio de aproximación GAST D. Cuando el tipo de servicio activo de aproximación es el GAST D, el equipo de a bordo calculará dos soluciones distintas de la posición, una con base en seudodistancias adaptadas de 30 segundos y la otra con base en seudodistancias adaptadas de 100 segundos. Lo siguiente caracteriza el procesamiento normal que se exige en las MOPS:

a) la solución de posición que se utiliza para desarrollar las desviaciones se basa en seudodistancias adaptadas de 30 segundos corregidas con correcciones que se obtienen del mensaje de tipo 11;
b) la matriz de proyección S, utilizada para calcular las dos soluciones de la posición, se calcula con base en $\sigma_{w\ i}$ calculada utilizando $\sigma_{pr\_gnd\_30s}$ del mensaje de tipo 11 y $\sigma_{iono,i}$ con base en $\sigma_{vert\_iono\_gradiente\_D}$ del bloque de datos adicional 3 del mensaje de tipo 2;
c) se calcula una segunda solución de posición utilizando la matriz de proyección de b) y las seudodistancias adaptadas de 100 segundos corregidas con correcciones que se obtienen del mensaje de tipo 1; y
d) las dos soluciones de posición se basan en el mismo conjunto de satélites que se utiliza para la solución de la posición definida en el inciso a) precedente.

En 7.5.6.1 de este adjunto figura información adicional sobre el uso previsto de estas soluciones duales de posición.

7.20 Mensaje de tipo 11

Se requiere un mensaje de tipo 11 para los subsistemas de tierra del FAST D. El mensaje de tipo 11 contiene correcciones diferenciales que se derivan de los datos de las seudodistancias que se han adaptado a la portadora con constante de tiempo de 30 segundos. El mensaje de tipo 11 también incluye parámetros alternativos para limitar la integridad y para ponderar en forma óptima las mediciones.

En 7.19 figura información adicional sobre el procesamiento normal de parámetros en el mensaje de tipo 11.

7.21 Nivel de ocupación de intervalos

El requisito relativo al nivel de ocupación de intervalos del Apéndice B, 3.6.7.4.1.3, está destinado a los subsistemas de tierra que apoyan la autenticación. El nivel de ocupación de intervalos es la longitud de una ráfaga dividida por la longitud de un solo intervalo de tiempo. En forma detallada y expresado en número de bits:

Nivel de ocupación del intervalo = (88 bits + hasta 1 776 bits en datos de aplicación + 57 a 59 bits para el FEC de aplicación, los bits de relleno y el descenso de potencia) / I 968,75 bits

El numerador de la fórmula suma todos los bits que se incluyen en una sola ráfaga del subsistema de tierra. Éstos son los primeros 88 bits del ascenso al FEC de secuencia de entrenamiento, hasta 1 776 bits en datos de aplicación, 48 bits de FEC de aplicación, O a 2 bits de relleno y 9 bits para el descenso. Para el denominador, los 1 968,75 bits son el número calculado de bits que pueden transmitirse en 62,5 ms (Apéndice B, 3.6.3.1) utilizando el régimen de datos de 31 500 bits/s (Apéndice B, 3.6.2.5).

8. DISEÑO DEL DISPOSITIVO MONITOR DE CALIDAD DE LA SEÑAL (SQM)

8.1 El objetivo del dispositivo monitor de calidad de la señal (SQM) es detectar anomalías en las señales de los satélites para impedir que los receptores de aeronave utilicen información engañosa (MI). MI es un error diferencial no detectado de seudodistancia de la aeronave, superior al error máximo (MERR) admisible. Para el equipo de GAST D, se cuenta con requisitos adicionales a fin de garantizar la detección antes de que el error de seudodistancia diferencial llegue a un valor especificado (véase el Apéndice B, 3.6.7.3.3). Estos grandes errores de seudodistancia se deben a una distorsión del máximo de correlación de código C/A causado por fallas de la carga útil de los satélites. Si el receptor de referencia utilizado para crear las correcciones diferenciales y el receptor de aeronave tienen distintas mecanizaciones para la medición (o sea, anchura de banda del receptor y espaciado de correlator de bucle de seguimiento), la distorsión de la señal influye de modo distinto en ambos**.**

El SQM debe proteger al receptor de aeronave en casos en los que las mecanizaciones no son similares. La actuación del SQM está definida más a fondo mediante la probabilidad de detectar una falla del satélite y la probabilidad de anunciar incorrectamente una falla del satélite.

8.2 Los efectos de la señal que hacen que el GBAS o el SBAS presente información pueden clasificarse en tres distintos efectos en la función de correlación del modo siguiente:

a) *Zonas muertas:* si la función de correlación pierde su cresta, entonces en la función de discriminador del receptor se incluirá un punto plano o una zona muerta. Si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se estabilizan en partes distintas de esta zona muerta, puede obtenerse una MI.

b) *Crestas falsas:* si el receptor de referencia y el receptor de aeronave se enganchan a distintas crestas puede ocurrir una MI.

c) *Distorsiones:* si el máximo de correlación tiene una forma errónea, una aeronave que utilice un espaciado de correlator distinto al utilizado por los receptores de referencia puede muy bien ser objeto de MI.

8.3 El modelo de amenaza propuesto para uso en la evaluación del SQM tiene tres partes que pueden crear las tres patologías de cresta de correlación enumeradas anteriormente.

8.4 El modelo de amenaza A consta de la señal de código C/A normal salvo que todos los elementos positivos tienen un borde de caída que está por delante o por detrás respecto al tiempo correcto de fin para tal elemento. Este modelo de amenaza está asociado a una falla de la unidad de datos de navegación, la distribución digital de un satélite GPS o GLONASS.

8.4.1 El modelo de amenaza A para GPS tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto ($\Delta < 0$) o el retardo ($\Delta > 0$) expresado en fracciones de un elemento. La gama de valores de este parámetro es $-0{,}12 \leq \Delta \leq 0{,}12$. El modelo de amenaza A para GLONASS tiene un solo parámetro Δ, que es el adelanto ($\Delta < 0$) o el retardo ($\Delta > 0$) expresado en fracciones de un elemento. La gama de valores de este parámetro es $-0{,}11 \leq \Delta \leq 0{,}11$.

8.4.2 Dentro de esta gama de valores, el modelo de amenaza A genera las zonas muertas descritas anteriormente. (Las formas de onda con adelanto no es necesario someterlas a ensayo puesto que sus funciones de correlación son sencillamente adelantos de las funciones de correlación para el retardo; por lo tanto la amenaza MI es idéntica.)

8.5 El modelo de amenaza B introduce la modulación de amplitud y modela las degradaciones de la sección analógica del satélite GPS o GLONASS. Más en concreto, consta de la salida de un sistema

de segundo orden cuando la señal de banda de base nominal de código C/A es la entrada. En el modelo de amenaza B se supone que el subsistema de satélite degradado puede ser descrito como un sistema lineal dominado por un par de polos conjugados complejos. Estos polos están situados

8.5.1 La respuesta de etapa unitaria de un sistema de segundo orden es:

$$e(t) = \begin{cases} 0 & t \leq 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t)\left[\cos \omega_d t + \frac{\sigma}{\omega_d} \operatorname{sen} \omega_d t\right] & t \geq 0 \end{cases}$$

donde $\omega_d = 2\pi f_d$.

8.5.2 En el modelo de amenaza B para GPS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros Δ, f_d y σ:

$$\Delta = 0;\ 4 \leq f_d \leq 17;\ \text{y}\ 0{,}8 \leq \sigma \leq 8{,}8.$$

En el modelo de amenaza B para GLONASS correspondiente a anomalías de segundo orden se utilizan las siguientes gamas de valores para los parámetros definidos anteriormente:

$$\Delta = 0;\ 10 \leq f_d \leq 20;\ \text{y}\ 2 \leq \sigma \leq 8.$$

8.5.3 Dentro de estas gamas de valores de los parámetros, el modelo de amenaza B genera distorsiones de la cresta de correlación así como a crestas falsas.

8.6 En el modelo C se introduce tanto un adelanto/retraso como una modulación de la amplitud. Concretamente consta de datos de salida de un sistema de segundo orden en el que la señal de código C/A a la entrada está sometida a un adelanto o retraso. Esta forma de onda es una combinación de los dos efectos anteriormente descritos.

8.6.1 En el modelo de amenaza C para GPS se incluyen los parámetros Δ, f_d y σ en las siguientes gamas de valores:

$$-0{,}12 \leq \Delta \leq 0{,}12;\ 7{,}3 \leq f_d \leq 13;\ \text{y}\ 0{,}8 \leq \sigma \leq 8{,}8.$$

En el modelo de amenaza C para GLONASS se incluyen los parámetros Δ, f_d y σ en las siguientes gamas de valores:

$$-0{,}11 \leq \Delta \leq 0{,}11;\ 10 \leq f_d \leq 20;\ \text{y}\ 2 \leq \sigma \leq 8.$$

8.6.2 Dentro de estas gamas de valores de parámetros, el modelo de amenaza C genera zonas muertas, distorsiones de la cresta de correlación y crestas falsas.

8.7 A diferencia del GPS y del GLONASS, la señal del SBAS se pone en servicio y se controla a cargo del proveedor del servicio. El proveedor del servicio supervisa también la calidad de la señal procedente del SBAS. Para este fin, se especificará y publicará por el proveedor de servicio el modelo de amenaza respecto a cada satélite SBAS. Se diseñará el SQM de SBAS para proteger todo el equipo de aviónica que cumpla con lo indicado en la Tabla D-12. Se requiere para estos casos que se publique el modelo de amenaza siempre que el proveedor del servicio opte por permitir que se utilice la señal telemétrica SBAS de un proveedor de servicio vecino para aproximaciones de precisión por SBAS o GBAS. En estos casos, el proveedor de servicio supervisará la señal telemétrica SBAS procedente de satélites vecinos.

8.8 Para analizar la actuación de un diseño particular de dispositivo monitor, debe definirse el límite de este dispositivo y reglarse para proteger el error particular de seudodistancia del satélite respecto al nivel de protección con un margen para el riesgo de integridad del subsistema de tierra. El error máximo admisible (denotado como MERR) para cada fuente telemétrica *i* puede ser definido en el GBAS como:

$$\mathrm{MEER} = \mathrm{K_{ffmd}}\ \sigma_{pr-gn\ ,i} \qquad y$$

$$\mathrm{MEER} = \mathrm{K_{fV,PA}}\ \sqrt{\sigma_{i,UDRE}^2\ +\ min\ \{\sigma_{i,UDRE}^2\ \}}$$

para S APV y para aproximaciones de precisión cuando min $\{\sigma_{i,UDRE}^2\ \}$ es el valor mínimo posible para cualquier usuario. Se evalúa MERR a la salida de un receptor de usuario libre de fallas y varía con el ángulo de elevación del satélite y con la actuación del subsistema de tierra.

8.9 El SQM ha sido diseñado para limitar el UDRE a valores por debajo de MERR en el caso de una QM del satélite. Ordinariamente, SQM mide diversos valores de cresta de correlación y genera el espaciado y la métrica de relación que caracteriza la distorsión de cresta de correlación. En la Figura D-9 se ilustran los puntos ordinarios en la parte superior de una cresta de correlación sin fallas y no filtrada.

8.9.1 Se utiliza un par de correlatores para el seguimiento. Se miden todos los demás valores de correlacionador respecto a este par de seguimiento.

8.9.2 Se forman dos tipos de métrica de ensayo: métrica de pronto menos tarde (D), que son indicadores de los errores de seguimiento causados por la distorsión de cresta y métrica de relación de amplitudes (R) que mide la pendiente indicadora de una cresta plana o de crestas múltiples al acercarse.

8.9.3 Es necesario que el receptor SQM tenga una anchura de banda precorrelación que sea suficientemente ancha para medir la métrica de espaciado estrecho a fin de no causar por sí mismo una distorsión significativa de la cresta y para no enmascarar las anomalías causadas por un fallo de satélites. Ordinariamente, el receptor SQM debe tener una anchura de banda de precorrelación por lo menos de 16 MHz para el GPS y de por lo menos 15 MHz para el GLONASS.

8.9.4 La métrica de ensayos está suavizada mediante filtros digitales de paso de banda bajo. La constante de tiempo de estos filtros ha de ser más corta que las constantes utilizadas conjuntamente (y normalizadas a 100 segundos) por los receptores de referencia para deducir las correcciones diferenciales y por el receptor de aeronave para suavizar las mediciones de seudodistancia (aplicando la suavización de transportadora). La métrica de suavización se compara seguidamente con los umbrales. Si se excede cualquiera de los umbrales, se genera una alarma respecto a tal satélite.

8.9.5 Los umbrales utilizados para deducir la actuación se definen como errores mínimos detectables (MDE) y relaciones mínimas detectables (MDR). La probabilidad de detección falsa sin fallas y la probabilidad de detección frustrada se utiliza para deducir los MDE y MDR. El ruido en las métricas (D) y (R) denotado por $\sigma_{D,test}$ y $\sigma_{R,test}$ en lo que sigue, está dominado por los errores por multitrayectos. Obsérvese que la prueba de métrica tiene también un valor medio ($\mu_{,test}$) causado por la distorsión del filtro receptor de SQM. En los ensayos de umbral deben tenerse en cuenta los valores medios.

8.9.6 Los valores de MDE y MDR utilizados en las simulaciones de actuación SQM se calculan en base a las siguientes ecuaciones:

$$\mathrm{MDE} = (\mathrm{K_{ffd}} + \mathrm{K_{md}})\,\sigma_{D,test} \qquad y$$

$$\mathrm{MDR} = (\mathrm{K_{ffd}} + \mathrm{K_{md}})\,\sigma_{R,test}$$

donde

K_{ffd} = 5,26 es un multiplicador ordinario de detección sin fallas que representa la probabilidad de una detección falsa de 1,5 × 10-7 por ensayo;

K_{md} = 3,09 es un valor ordinario de multiplicador de detección frustrada que representa una probabilidad de detección frustrada de × 10-3 por ensayo;

$\sigma_{D,test}$ es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de diferencia D; y

$\sigma_{R,test}$ es la desviación normal de los valores medidos de la métrica de ensayo de relación R.

8.9.7 Si se utilizan receptores múltiples SQM independientes para detectar las fallas, los valores sigma pueden reducirse por la media cuadrática del número de dispositivos monitores independientes.

8.9.8 Se declara una falla si

$$| D,test - \mu_{D,test} | \geq \mathrm{MDE} \text{ o}$$

$$| R,test - \mu_{R,test} | \geq \mathrm{MDR}$$

para cada uno de los ensayos realizados, siendo $\mu_{X,test}$ el valor medio del ensayo X en el que se tiene en cuenta la distorsión del filtro del receptor SQM sin falla, así como la distorsión de la cresta de correlación peculiar del PRN de código C/A específico. (No todas las crestas de correlación de código C/A tienen la misma pendiente. Sin embargo, en un entorno de simulación puede hacerse caso omiso de esta distorsión PRN y puede utilizarse una cresta de correlación perfecta salvo para la distorsión simulada del filtro.)

8.10 Las desviaciones normales en la estadística de los ensayos, $\sigma_{D,test}$ y $\sigma_{R,test}$ pueden ser determinadas mediante una recopilación de datos respecto a un receptor multicorrelacionador en el entorno de operaciones previsto. En el receptor de recopilación de datos se utiliza un solo par de correlacionadores de seguimiento y puntos adicionales de medición de la función de correlación que se hacen esclavos de este par de seguimiento según lo ilustrado en la Figura D-9. Se recopilan y suavizan los datos para todos los puntos de medición disponibles a fin de calcular la métrica. La desviación normal de estas métricas determina el $\sigma_{D,test}$ También es posible calcular estas estadísticas de ensayo de un sigma si se dispone de un modelo de multitrayectos en el entorno de la instalación.

8.10.1 El valor es $\sigma_{D,test}$ resultante depende en gran manera del entorno de multitrayectos en el que se recopilan los datos. La desviación debida a multitrayectos puede ser de un orden de magnitud superior a la que se obtendría a partir del ruido, incluso al nivel mínimo portadora/ruido. Este aspecto ilustra la importancia del diseño de las antenas y de los criterios de emplazamiento que son los factores primarios para determinar el nivel de multitrayectos que entrará en el receptor. Reduciendo los multitrayectos disminuirán significativamente los MDE resultantes y por lo tanto mejorarán las funciones SQM.

8.10.2 Por otro lado, los valores medios $\mu_{D,test}$ y $\mu_{R,test}$, están determinados en un entorno relativamente libre de errores, tales como los que utilizan simulador de señales GPS y GLONASS como datos de entrada. Estos valores promedios sirven de modelo para la distorsión nominal del filtro del receptor SQM de la cresta de autocorrelación, incluidos los efectos de distorsión debidos a crestas menores de autocorrelación adyacentes. Los valores promedio pueden diferir de los diversos PRN en base a estas propiedades.

8.10.3 La presencia de sesgos nominales de deformación de la señal puede ocasionar que la distribución de los detectores del equipo monitor tenga una media distinta de cero. Estos sesgos pueden observarse al promediar las mediciones hechas a partir de una recopilación de datos en el mundo real. Adviértase que los sesgos nominales pueden depender de la elevación y usualmente cambian lentamente con el tiempo.

8.11 Para que el dispositivo monitor de tierra proteja a los usuarios frente a modelos distintos de amenaza descritos anteriormente es necesario suponer que los receptores de aeronave tienen características específicas. Si no se suponen tales limitaciones, la complejidad del dispositivo monitor de tierra sería innecesariamente elevada. La evolución futura de la tecnología puede llevar a una capacidad mejorada de detección en el receptor de aeronave y pueden mitigar las limitaciones actuales.

8.11.1 Para correlacionadores de doble delta, los receptores de aeronave siguen la pista a los máximos de correlación más fuertes en toda la secuencia completa de códigos respecto a cada fuente telemétrica utilizada en la solución de navegación.

8.11.2 En el caso de correlacionadores de doble delta, el filtro precorrelación se atenúa progresivamente por lo menos 30 dB por octava en la banda de transición. Para los receptores GBAS, se requiere que la atenuación resultante en la banda atenuada sea mayor o igual que 50 dB (relativa a la ganancia pico de la banda de paso).

8.11.3 Se utilizan los siguientes parámetros para describir la actuación de seguimiento propia de cada tipo de satélite:

a) el espaciado de correlacionadores instantáneo está definido como el espaciado entre un conjunto particular de muestras pronto y tarde de la función de correlación;

b) el espaciado promedio de correlacionadores está definido como un promedio en un segundo del espaciado instantáneo de correlacionadores. Se aplica el promedio a cualquier trama en un tiempo de un segundo;

c) el discriminador Δ se basa en un promedio de muestras pronto menos tarde con espaciados dentro de la gama especificada, o es del tipo $\Delta = 2\Delta d_1 - \Delta_{2d1}$, con ambos d_1 y $2d_1$ en la gama de valores especificada. Se utiliza un discriminador ya sea coherente o no coherente; y

d) el retardo de grupo diferencial se aplica a todo el sistema instalado en la aeronave antes del correlacionador, incluida la antena. Se define el retardo de grupo diferencial como:

$$\left|\frac{d\phi}{d\omega}(f_c) - \frac{d\phi}{d\omega}(f)\right|$$

siendo:

f_c la frecuencia de centro de filtro de pasa banda antes de la correlación;
f cualquier frecuencia dentro de la anchura de banda de 3 dB del filtro precorrelación;
ϕ la respuesta de fase combinada del filtro de paso de banda de precorrelación y de la

antena; y
ω igual a $2\pi f$.

8.11.4 Para receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores pronto-tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, salvo lo indicado más abajo.
8.11.4.1 Para el equipo GBAS de a bordo que utilice correlacionadores pronto-tarde y satélites GPS de seguimiento, la anchura de banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y la demora de grupo diferencial se sitúan dentro de las gamas definidas en la Tabla D-11, salvo que la anchura de banda mínima de la región 1 aumentará pasando a 4 MHz y el espaciado medio de correlacionadores se reduce a un promedio de 0,21 elementos o un espaciado instantáneo de 0,235 elementos.

8.11.4.2 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11, regiones 2, 3 o 4 únicamente. Además, en la región 2 la gama de espaciado medio de correlacionadores es 0,045 — 0,12 elementos y el espaciado de correlacionadores instantáneo es 0,04 — 0,15 elementos.

8.11.4.3 Para equipo de a bordo SBAS en el que se utilicen correlacionadores pronto-tarde y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial (incluida la contribución de la antena) están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-11 para las tres primeras regiones.

8.11.5 Para receptores de aeronave en los que se utilizan correlacionadores pronto tarde y satélites de seguimiento de GLONASS, la anchura de banda precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-12.

8.11.5.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de GLONASS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores de la Tabla D-12, regiones 2 y 3 únicamente. Además, en la región 2 la gama de espaciado medio de correlacionadores es 0,05 — 0,1 elementos y el espaciado de correlacionadores instantáneos es 0,045 — 0,11 elementos.

8.11.6 En el caso de receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores de doble delta y satélites de seguimiento GPS, la anchura de banda precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tablas D-13A y D13B.

8.11.6.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores de doble delta y satélites de seguimiento de GPS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-13, regiones 2 y 3 únicamente.

8.11.7 En el caso de receptores de aeronave en los que se utilicen correlacionadores pronto tarde o de doble delta y satélites de seguimiento SBAS, la anchura de banda precorrelación de la instalación,

el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de las gamas de valores definidas en la Tabla D-14.

8.11.7.1 Para los receptores del equipo de a bordo GBAS clase D (GAEC D) que utilizan correlacionadores temprano-tarde o de doble delta y satélites de seguimiento de SBAS, la anchura de la banda de precorrelación de la instalación, el espaciado de correlacionadores y el retardo de grupo diferencial están dentro de la gama de valores definidos en la Tabla D-14, región 2 únicamente. Además, para los receptores GAEC D que utilizan correlacionadores temprano-tarde y satélites de seguimiento de SBAS, el espaciado medio de correlacionadores es 0,045 - 0,12 elementos y el espaciado de correlacionadores instantáneo es 0,04 - 0,15 elementos.

9. SUPERVISIÓN DE LA CONDICIÓN Y DE LOS NOTAM

9.1 Condición del sistema

9.1.1 La degradación del GBAS tiene habitualmente efectos locales y principalmente influye en las operaciones de aproximación. Debe distribuirse como información relacionada con la aproximación lo relativo a la degradación del sistema GBAS.

9.1.2 La degradación de las constelaciones principales de satélites no tiene habitualmente efectos locales, pero se observan consecuencias adicionales en un área más amplia y pueden directamente influir en las operaciones en ruta. Debe distribuirse como información relacionada con el área lo relativo a la degradación de estos elementos del sistema. Un ejemplo sería la falla de satélites.

9.1.3 La degradación de GRAS puede tener efectos locales y efectos de área amplia. Por consiguiente, si la degradación solamente tiene efectos locales, la información sobre degradación del sistema GRAS ha de distribuirse de conformidad con 9.1.1. Si la degradación tiene efectos de área amplia, la información sobre degradación del sistema GRAS ha de distribuirse de conformidad con 9.1.2.

9.1.4 Debe distribuirse la información para indicar que el GNSS no es capaz de prestar apoyo a una determinada operación. Por ejemplo, el GPS/SBAS podría no prestar apoyo a operaciones de aproximación de precisión de carácter particular. Esta información puede ser generada automáticamente o manualmente en base a modelos de actuación del sistema.

Tabla D-11. Limitaciones de seguimiento GPS para correlacionadores pronto tarde

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	2 < BW ≤ 7 MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	7 < BW ≤ 16 MHz	0,045 – 0,21	0,04 – 0,235	≤ 150 ns
3	16 < BW ≤ 20 MHz	0,045 – 0,12	0,04 – 0,15	≤ 150 ns
4	20 < BW ≤ 24 MHz	0,08 – 0,12	0,07 – 0,13	≤ 150 ns

Tabla D-12. Limitaciones de seguimiento GLONASS para correlacionadores pronto tarde

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	7 < BW ≤ 9 MHz	0,05 – 1,0	0,045 – 1,1	≤ 100 ns
2	9 < BW ≤ 15 MHz	0,05 – 0,2	0,045 – 0,22	≤ 100 ns
3	15 < BW ≤ 18 MHz	0,05 – 0,1	0,045 – 0,11	≤ 100 ns

Tabla D-13A. Limitaciones de seguimiento GPS para receptores de a bordo GRAS y SBAS con correlacionadores doble delta

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (X) (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 7$ MHz	0,1 – 0,2	0,09 – 0,22	≤ 600 ns
	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,2 – 0,6	0,18 – 0,65	
2	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq (40 \times X) + 11,2$ MHz	0,045 – 0,07	0,04 – 0,077	
	$(-50 \times X) + 12 < BW \leq 14$ MHz	0,07 – 0,1	0,062 – 0,11	≤ 150 ns
	$7 < BW \leq 14$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq 16$ MHz	0,07 – 0,24	0,04 – 0,26	≤ 150 ns

Tabla D-13B. Limitaciones de seguimiento GPS para receptores de a bordo GBAS con correlacionadores doble delta

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (X) (elementos)	Gama de espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$(-50 \times X)+12 < BW \leq 7$ MHz	0,1 – 0,16	0,09 – 0,18	≤ 600 ns
	$4 < BW \leq 7$ MHz	0,16 – 0,6	0,14 – 0,65	
2	$(-50 \times X)+12 < BW \leq (133,33 \times X + 2,667$ MHz	0,07 – 0,085	0,063 – 0,094	
	$(-50 \times X)+12 < BW \leq 14$ MHz	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	≤ 150 ns
	$7 < BW \leq 14$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	
3	$14 < BW \leq 16$ MHz	0,1 – 0,24	0,09 – 0,26	≤ 150 ns
	$14 < BW \leq (133,33 \times X) + 2,667$ MHz	0,085 – 0,1	0,077 – 0,11	

Tabla D-14. Limitaciones de seguimiento de la función telemétrica SBAS

Región	Anchura de banda precorrelación de 3 dB, BW	Espaciado promedio de correlacionadores (elementos)	Espaciado instantáneo de correlacionadores (elementos)	Retardo de grupo diferencial
1	$2 < BW \leq 7$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 600 ns
2	$7 < BW \leq 20$ MHz	0,045 – 1,1	0,04 – 1,2	≤ 150 ns

9.2 Información sobre el tipo de degradación

Debe distribuirse la siguiente información:

a) no disponibilidad del servicio;

b) deterioro del servicio, de ser aplicable; y

c) hora y duración prevista de la degradación.

9.3 Plazo de notificación

Para sucesos programados, la notificación debe presentarse a la autoridad NOTAM por lo menos 72 horas antes del suceso.

En caso de sucesos no programados, la notificación a la autoridad NOTAM debe tener lugar en un plazo de 15 minutos. Debe presentarse la notificación respecto a sucesos de una duración de 15 minutos o más.

10 INTERFERENCIA

10.1 Posibilidad de interferencia

Los sistemas de radionavegación por satélite, GPS y GLONASS tienen características de potencia de señal recibida relativamente débil, lo cual significa que una señal de interferencia podría llevar a la pérdida del servicio. Para mantener el servicio, será necesario asegurarse de que no se excede de los niveles máximos de interferencia especificados en los SARPS.

10.2 Especificación del umbral de interferencia en el puerto de la antena

Las indicaciones de los niveles de umbral de interferencia se dan por referencia al puerto de la antena. En este contexto, “puerto de la antena” significa la interfaz entre la antena y el receptor GNSS cuando la potencia de la señal de satélite corresponde a la potencia mínima nominal recibida de −164,5 dBW para GPS y de −165,5 dBW para GLONASS. Debido a la separación reducida de posibles fuentes de interferencia, los receptores GNSS utilizados para la fase de aproximación del vuelo pueden tener umbrales superiores de interferencia que los receptores que solamente se utilizan para la navegación en ruta.

10.3 Fuentes de interferencia en la banda

Una fuente posible de interferencia perjudicial en la banda es el funcionamiento del servicio fijo en algunos Estados. Existe una atribución primaria al servicio fijo para enlaces por microondas punto a punto en algunos Estados en la banda de frecuencias utilizada por el GPS y por el GLONASS.

10.4 Fuentes de interferencia fuera de banda

Entre las fuentes posibles de interferencia fuera de banda se incluyen emisiones armónicas y no deseadas de los transmisores aeronáuticos en VHF y UHF. El ruido fuera de banda, los productos discretos no esenciales y los productos de intermodulación causados por radiodifusiones de radio y televisión pueden también ocasionar problemas de interferencia.

10.5 Fuentes generadas por aeronaves

10.5.1 La posibilidad de interferencia perjudicial en el GPS y el GLONASS en una aeronave depende del tipo de aeronave, de su tamaño y del equipo transmisor instalado. En el emplazamiento de la antena GNSS debe tenerse en cuenta la posibilidad de interferencia a bordo (principalmente en SATCOM).

10.5.2 Los receptores GNSS que se utilizan a bordo de las aeronaves con equipos SATCOM deben tener un umbral superior de interferencia en la gama de frecuencias entre 1 610 MHz y 1 626,5 MHz que los receptores a bordo de aeronaves sin equipo SATCOM. Por consiguiente, deben distinguirse ambos casos en las especificaciones relativas al umbral de interferencia.

Nota.-En la RAB 69, Parte III, Subparte 4, 4.2.3.5 se presentan los límites para las estaciones terrenas de aeronave que radian a SATCOM.

10.5.3 Las principales técnicas de mitigación para interferencias a bordo comprenden el apantallamiento, el filtrado, las técnicas de diseño del receptor y particularmente en aeronaves de mayor dimensión, la separación física de antenas, transmisores y cables. Entre las técnicas del receptor se incluyen el uso de filtros adaptables y las técnicas de cancelación de interferencias que mitigan los efectos de interferencia en banda estrecha. Entre las técnicas de diseño de antenas se incluyen las antenas de direccionamiento nulo adaptables que reducen la ganancia de antena en la dirección de las fuentes de interferencia sin reducir la potencia de la señal procedente de los satélites.

10.6 Integridad en presencia de interferencia

El requisito de que los receptores SBAS y GBAS no produzcan información que induzca a error en presencia de interferencia tiene por finalidad evitar que se produzca información que induzca a error en las situaciones de interferencia involuntaria que pudieran surgir. Su fin no es ocuparse específicamente de la interferencia involuntaria. Aunque es imposible verificar completamente este requisito mediante pruebas, las normas de performance mínima operacional apropiadas del receptor, publicadas por RTCA y EUROCAE, ofrecen un medio aceptable de cumplirlo.

11 GRABACIÓN DE PARÁMETROS GNSS

11.1 Para poder realizar las investigaciones después de incidentes y accidentes (Capítulo 2, 2.4.3), es necesario grabar la información GNSS tanto para el sistema de aumentación como para la constelación apropiada del sistema principal GNSS utilizada en la operación. Los parámetros que deben grabarse dependen del tipo de operación, el sistema de aumentación y los elementos principales empleados. Todos los parámetros a disposición de los usuarios dentro de un área de servicio en particular deben grabarse en emplazamientos representativos dentro del área de servicio.

11.2 El objetivo no es garantizar de manera independiente que el GNSS está funcionando correctamente, ni tampoco proporcionar otro nivel de supervisión del sistema con el fin de detectar anomalías en el funcionamiento o en los datos de entrada para un proceso NOTAM. No es necesario que el sistema de grabación sea independiente del servicio GNSS, y puede delegarse a otros Estados u organismos. Para hacer posible la reconstrucción futura de las indicaciones de posición, velocidad y tiempo que proporcionan las configuraciones GNSS específicas, se recomienda registrar los datos continuamente, en general a cada 1 Hz.

11.3 En el caso de los sistemas GNSS principales, deben grabarse para todos los satélites los siguientes elementos que son objeto de supervisión:

a) portadora del satélite observado a densidad de ruido (C/N0);
b) código de seudodistancia en bruto del satélite observado y mediciones de fase de la portadora;
c) mensajes de navegación de satélites de radiodifusión, para todos los satélites a la vista; y
d) información acerca de la condición del receptor de grabación pertinente.

11.4 En el caso del SBAS, deben grabarse los siguientes elementos supervisados, para todos los satélites geoestacionarios a la vista además de los elementos supervisados del sistema principal GNSS que se enumeran a continuación:

a) portadora del satélite geoestacionario observado a densidad de ruido (C/N0);
b) código de seudodistancia en bruto del satélite geoestacionario observado y mediciones de fase de la portadora;

c) mensajes de datos SBAS de radiodifusión; y
d) información acerca de la condición del receptor pertinente.

11.5 En el caso del GBAS, deben grabarse los elementos supervisados siguientes, además de los elementos que se supervisan del sistema principal GNSS y del GBAS ya mencionados (si corresponde):

a) nivel de potencia de la VDB;
b) información acerca de la condición de la VDB; y
c) mensajes de datos GBAS de radiodifusión.

12 EVALUACIÓN DE LA ACTUACIÓN GNSS

12. EVALUACIÓN DE LA ACTUACIÓN GNSS

12.1 La evaluación de la actuación GNSS constituye una actividad regular que pueden llevar a cabo los Estados o la entidad responsable, cuyo objeto es verificar que los parámetros de actuación del GNSS se ajusten a las normas pertinentes del Anexo 10. Esta actividad puede realizarse para la constelación principal, el sistema de aumentación o los dos en combinación.

Nota.— En el Manual sobre el sistema mundial de navegación por satélite (GNSS) (Doc 9849) figura orientación adicional sobre la evaluación de la actuación del GNSS.

12.2 La información de la Sección 11 se puede utilizar también para prestar apoyo en la evaluación de la actuación del GNSS.

13 GNSS Y BASE DE DATOS

Nota.-En el Anexo 11, Capítulo 2, y en el Anexo 15, Capítulo 3 figuran disposiciones relativas a los datos aeronáuticos.

13.1 La base de datos debe estar actualizado respecto al ciclo AIRAC de efectividad que generalmente significa que se cargue la base de datos vigente al sistema aproximadamente cada 28 días. Debe evitarse el funcionar con bases de datos de navegación fuera de fecha.

13.2 Sin embargo, en algunas situaciones, las operaciones sin riesgo con una base de datos que haya expirado pueden realizarse implantando un proceso o utilizando procedimientos para asegurarse que los datos requeridos son correctos. Es necesario obtener previamente la aprobación del Estado respecto a estos procesos o procedimientos.

13.2.1 Estos procedimientos deben basarse en uno de los siguientes métodos:

a) exigir que la tripulación verifique, antes de las operaciones, la información crítica de la base de datos comparándola con la información actualmente publicada. (Este método aumenta la carga de trabajo y no sería práctico en todas las aplicaciones.);

o

b) renunciar al requisito de una base de datos actualizada y a verificaciones frecuentes de la tripulación acerca de la información en la base de datos. Esta renuncia puede solamente aplicarse en casos muy concretos cuando la aeronave realiza operaciones en un área geográfica estrictamente limitada y cuando tal área está controlada por un solo organismo normativo o por múltiples organismos que coordinan este proceso; o

c) utilizar otro método aprobado que asegure un nivel equivalente de seguridad.

14 MODELO DE ERRORES RESIDUALES

14.1 La aplicación de los requisitos de integridad para el SBAS y GBAS exige que se utilice una distribución modelo para caracterizar las características de error de seudodistancia. Se construyen los modelos HPL/LPL y VPL (véase 7.5.3) basándose en modelos de los componentes de error particulares (en el dominio de seudodistancia) que son distribuciones normales de promedio cero. Debe definirse la relación entre este modelo y la distribución de error verdadero.

14.2 Un método de asegurar que se satisfacen los requisitos de riesgo de nivel de protección es definir la varianza modelo (σ^2), tal que la distribución de error acumulado satisface las condiciones:

$$\int_{y}^{\infty} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ por todos } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \geq 0 \text{ y}$$

Siendo

f(x) = función de densidad de probabilidad del componente de error residual de seudodistancia de aeronave, y

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

14.3 Este método puede aplicarse directamente cuando los componentes del error tienen un promedio cero, son simétricos y tienen funciones de densidad de probabilidad unimodal. Este es el caso para la contribución del receptor al error de seudodistancia corregida, puesto que el elemento de aeronave no está sometido a errores residuales de multitrayectos de baja frecuencia.

14.4 Este método puede ampliarse para atender a los errores residuales que no son promedio cero, inflando la varianza modelo para compensar el efecto posible del promedio en el dominio de posición.

14.5 Deben tenerse en cuenta varios factores al verificar los modelos de error de seudodistancia comprendido lo siguiente:

a) la índole de los componentes del error;
b) el tamaño de la muestra requerido para tener confianza en la recopilación de datos y la estimación de cada distribución;
c) el tiempo de correlación de los errores; y
d) la sensibilidad de cada distribución respecto al lugar geográfico y a la hora.

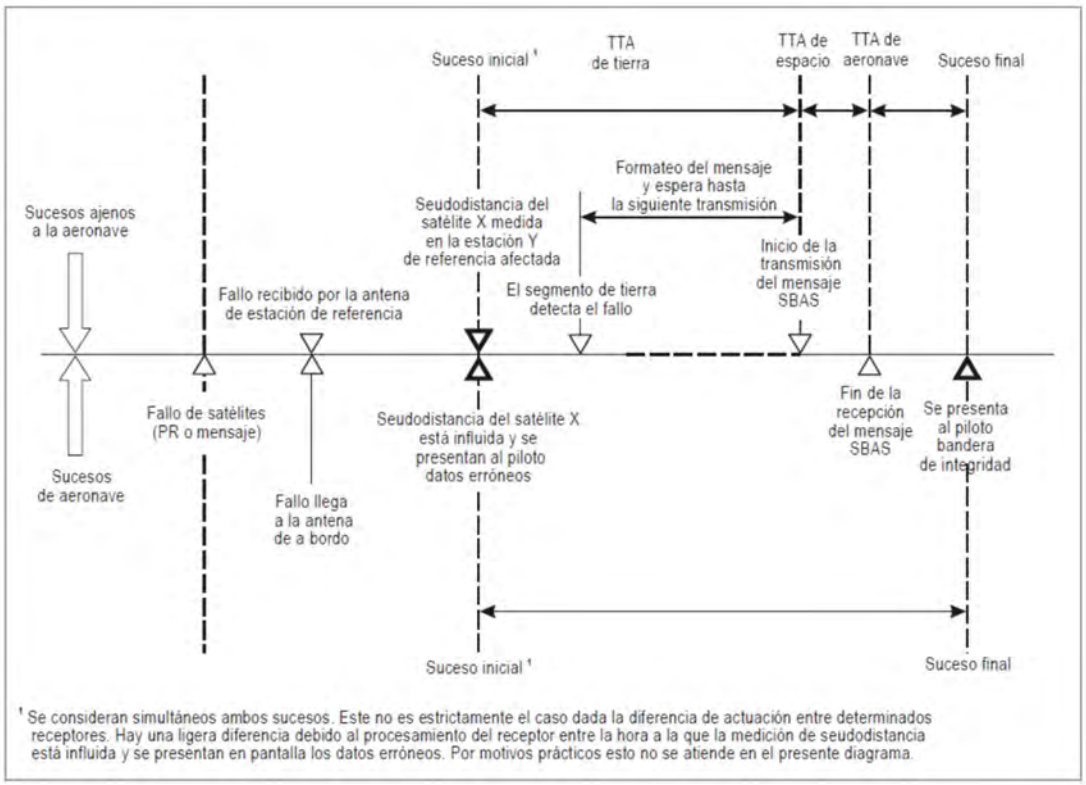


Figura D-2. Tiempo a alerta SBAS

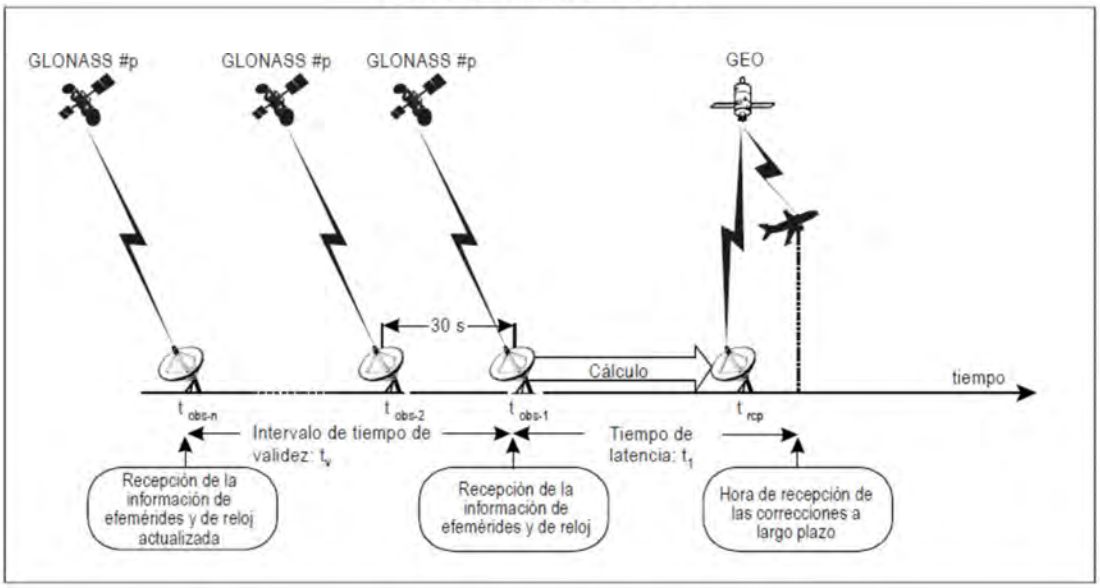
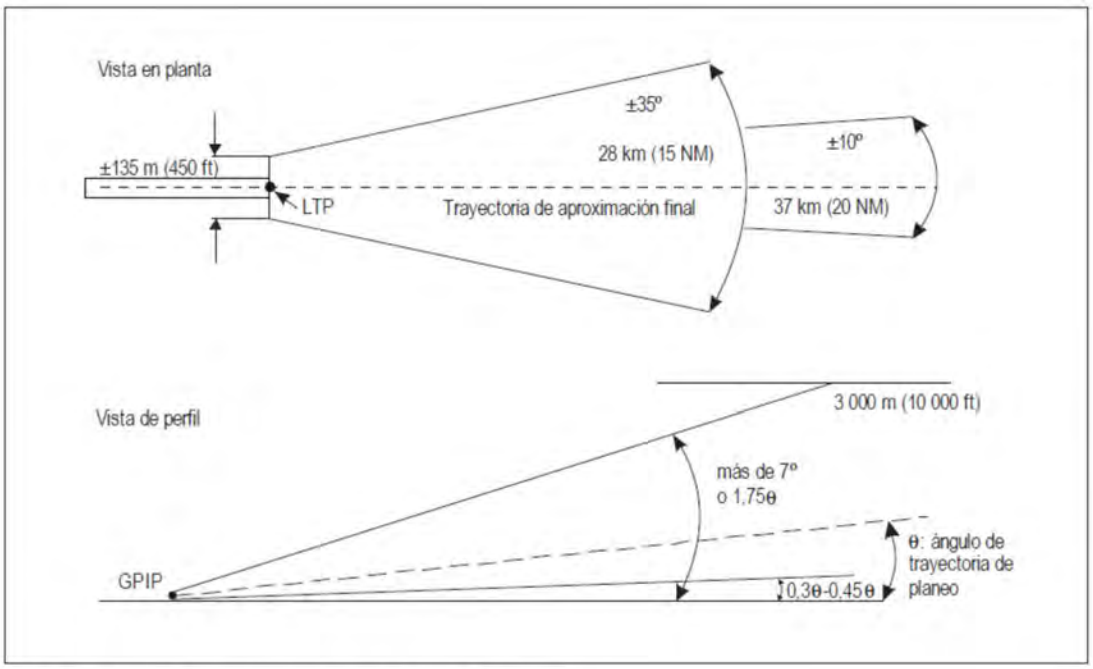


Figura D-3. Hora GLONASS



GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje

Figura D-4. Cobertura GBAS mínima

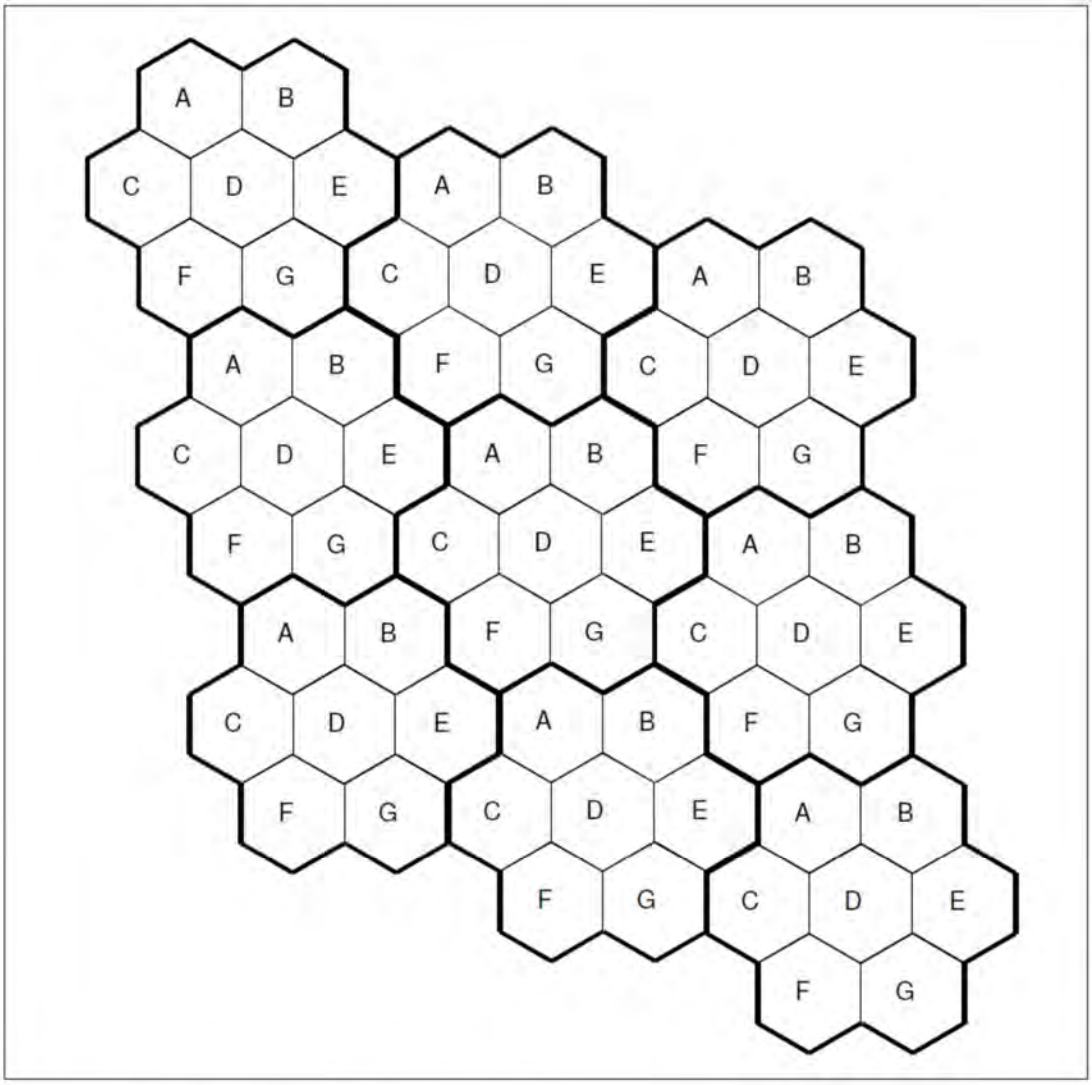


Figura D-4A. Red VHF GBAS de una sola frecuencia con intervalos de tiempo múltiples

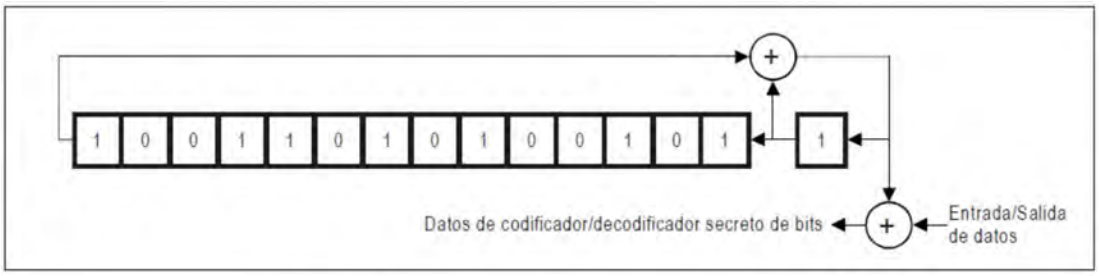
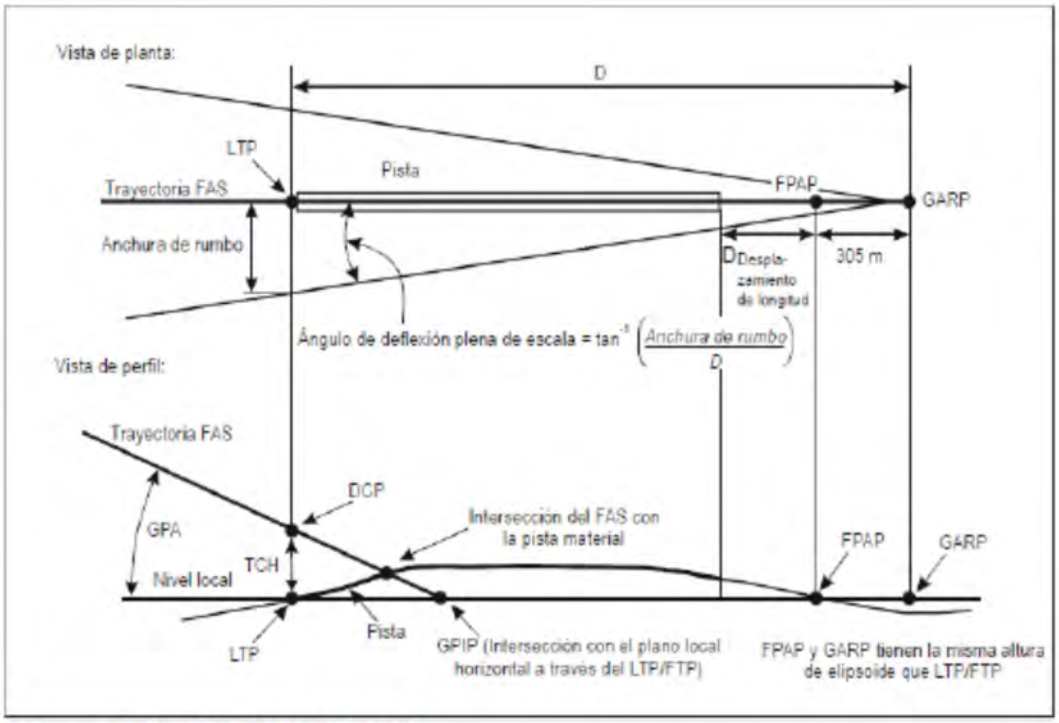
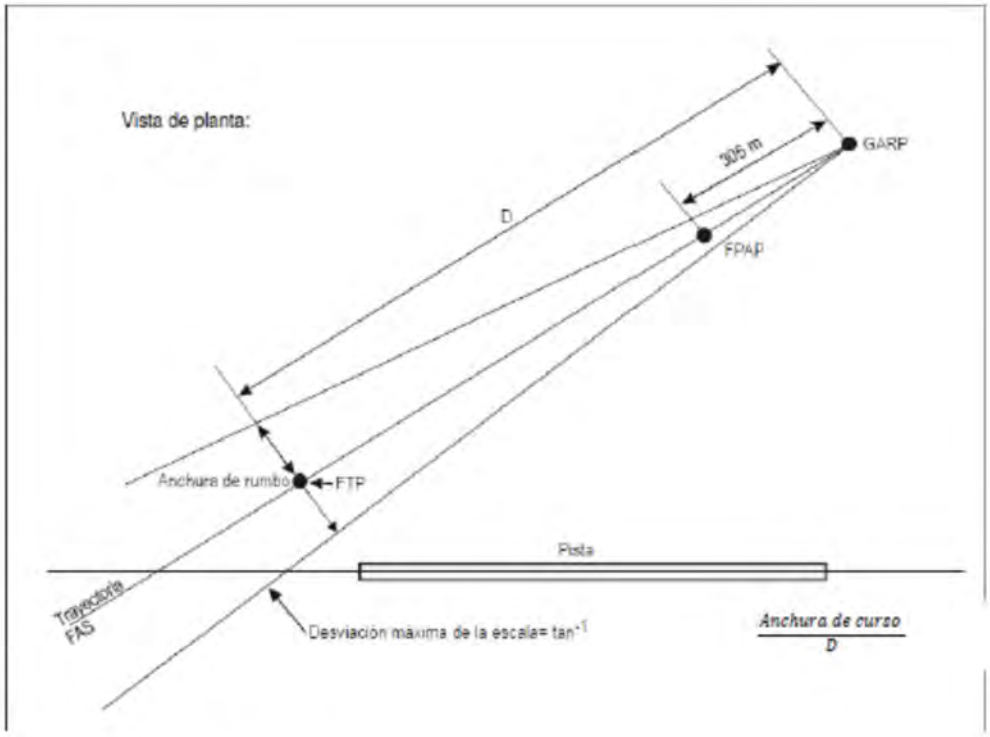


Figura D-5. Codificador/decodificador secreto de bits



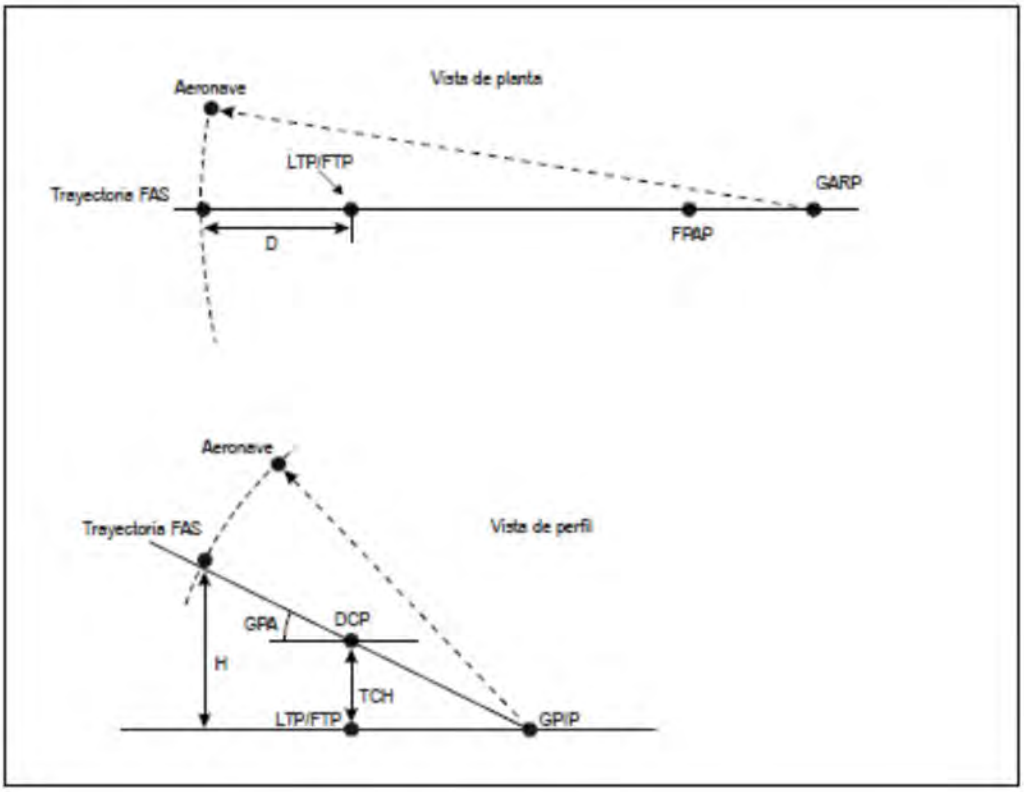
DCP — punto de cruce de referencia
FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio (véase la Fi
GARP — punto de referencia de azimut GNSS
GPA — ángulo de trayectoria de planeo promulga •o
GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje
TCH — altura de franqueamiento del umbral

Figura D-6. Definición de trayectoria (le tramo de aproximación final (FAS)



FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio
GARP — punto de referencia de azimut GNSS

Figura D-7. Definición de trayectoria FAS para aproximaciones no alineadas con la pista



DCP — punto de cruce de referencia
FAS — tramo de aproximación final
FPAP — punto de alineación de la trayectoria de vuelo
FTP — punto de umbral ficticio (véase la Figura D-7)
GARP — punto de referencia de azimut GNSS
GPA — ángulo de trayectoria de planeo promulgado
GPIP — punto de intersección de la trayectoria de planeo
LTP — punto del umbral de aterrizaje
TCH — altura de franqueamiento del umbral

Figura D-8. Definición de los parámetros D y H en el cálculo del límite de alerta

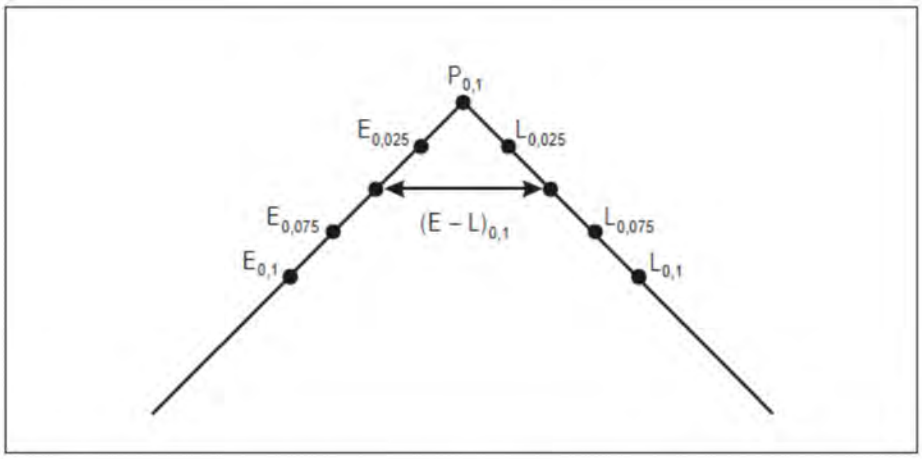


Figura D-9. Cresta de correlación y valores medidos de correlacionador "al acercarse"

ADJUNTO E. TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA VERIFICACIÓN PREVIA AL VUELO DEL EQUIPO VOR DE A BORDO

1. ESPECIFICACIÓN RELATIVA A LA INSTALACIÓN PARA PRUEBAS DEL EQUIPO VOR DE A BORDO (VOT)

1.1 Introducción

Con el fin de orientar a los Estados que deseen facilitar una señal de prueba para la verificación previa al vuelo del equipo VOR de a bordo, se indican a continuación algunas características de una instalación de pruebas del equipo VOR de a bordo (VOT).

1.2 Generalidades

1.2.1 El VOT debe estar diseñado de forma que emita señales que permitan el funcionamiento satisfactorio de una instalación típica VOR de aeronave en aquellas áreas del aeródromo en las que la verificación previa al vuelo es conveniente y deseable.

1.2.2 El VOT debe construirse y ajustarse de tal forma que el indicador de marcaciones del VOR de la aeronave indique cero grados “FROM” (“DE”) cuando no haya variado la calibración del receptor. Dicha indicación permanece constante independientemente de la posición angular de la aeronave con respecto al VOT, dentro de la cobertura prevista.

1.2.3 En vista de la forma en que se hace uso del VOT no existe ninguna necesidad fundamental de duplicarlo en ningún emplazamiento.

1.2.4 El VOT debe radiar una radiofrecuencia portadora a la que se aplican dos modulaciones separadas de 30 Hz. Las características de estas modulaciones deben ser idénticas a las señales de fase de referencia y de fase variable del VOR.

Las fases de dichas modulaciones deben ser independientes del azimut y deben coincidir entre sí en todo momento.

1.3 Radiofrecuencia

El VOT debe funcionar en la banda de 108-117,975 MHz en un canal VOR apropiado, elegido de modo que no interfiera con ningún servicio de comunicación o de navegación VHF. La frecuencia más alta asignable es de 117,975 MHz. La tolerancia de frecuencias de la radiofrecuencia portadora será de ± 0,005%, excepto por lo dispuesto en la Subparte 3, 3.3.2.2 y 3.3.2.3.

1.4 Polarización y precisión

1.4.1 La emisión del VOT debe estar polarizada horizontalmente.

1.4.2 La precisión de la información de “marcación” transmitida por la radiación del VOT será de ± 1°.

Nota.-Como las dos modulaciones de la radiofrecuencia portadora coinciden en fase en todo momento, la energía residual polarizada verticalmente no afectará a la precisión de la instalación.

1.5 Cobertura

1.5.1 Los requisitos respecto a cobertura y, por lo tanto, la potencia que debe radiarse dependerán necesariamente, en gran medida, de las circunstancias locales. Para ciertas instalaciones será suficiente una pequeña fracción de un vatio, mientras que en otros casos, especialmente si dos o más aeródromos muy cercanos han de servirse de una sola instalación de pruebas, quizás necesite emitirse una energía de radiofrecuencia de varios vatios.

1.5.2 Cuando no haya necesidad de proteger canales comunes de los VOR, VOT y localizadores ILS contra interferencia del VOT, la emisión se limitará a la necesaria para conseguir un funcionamiento satisfactorio y lograr que no se produzcan interferencias a otras asignaciones de canal común.

1.6 Modulación

1.6.1 La radiofrecuencia portadora observada en cualquier punto del espacio estará modulada en amplitud por dos señales en la forma siguiente:

a) una subportadora de 9 960 Hz de amplitud constante modulada en frecuencia a 30 Hz con una relación de desviación de 16 ± 1 (es decir, 15 a 17);
b) 30 Hz.

1.6.2 La profundidad de modulación debida a las señales de 9 960 Hz y de 30 Hz estará comprendida dentro de los límites del 28 al 32% para cada componente.

1.6.3 La señal que modula en frecuencia la subportadora de 9 960 Hz y la señal que modula en amplitud la radiofrecuencia portadora deben mantenerse ambas a 30 Hz dentro de ± 1%.

1.6.4 La frecuencia de la subportadora de 9 960 Hz se mantendrá dentro de ± 1%.

1.6.5 El porcentaje de modulación en amplitud de la subportadora de 9 960 Hz existente en la salida del transmisor no debe exceder del 5%.

1.7 Identificación

1.7.1 El VOT debe transmitir una señal de identificación de 1 020 Hz. La clave de identificación de una instalación VOT debe seleccionarse por la autoridad competente para que sea inequívocamente distintiva de la función de prueba y, de ser necesario, del emplazamiento.

Nota.-En un Estado, cuando la cobertura del VOT se limita a un solo aeródromo, la identificación consiste en una serie continua de puntos.

1.7.2 La profundidad a que la radiofrecuencia portadora se modula por la señal de identificación debe ser aproximadamente del 10%.

1.8 Control

1.8.1 Básicamente, no es necesario el control automático continuo del VOT, siempre que la fase relativa de los componentes AM y FM de 30 Hz esté acoplada mecánicamente y que existan medios para hacer la inspección periódica y la supervisión remota del estado del VOT.

1.8.2 La provisión de control automático puede doblar el costo de una instalación VOT y, en consecuencia, muchas autoridades competentes quizás empleen únicamente la supervisión remota desde un punto de control. Sin embargo, cuando de acuerdo con el uso que ha de hacerse del VOT, un Estado decida proveer control automático, éste debe tener las siguientes características.

El equipo de control debe transmitir un aviso a un punto de control y suspender la transmisión cuando se produzcan cualquiera de las desviaciones siguientes respecto a las condiciones establecidas:

a) un cambio de más de 1°, en el emplazamiento del equipo de control de la información de "marcación" transmitida por el VOT;
b) una disminución del 50% en el nivel de la señal, de las señales de 9 960 ó 30 Hz recibida en el equipo de control.

La falla del equipo de control debe suspender automáticamente la transmisión.

2. SELECCIÓN Y EMPLEO DE LOS PUNTOS DE VERIFICACIÓN DEL VOR EN EL AERÓDROMO

2.1 Generalidades

2.1.1 Cuando un VOR está convenientemente emplazado respecto a un aeródromo, la verificación previa al vuelo de la instalación VOR de la aeronave se facilita mediante el establecimiento de puntos de verificación adecuadamente calibrados y señalados en partes convenientes del aeródromo.

2.1.2 En vista de la amplia variedad de circunstancias que puedan encontrarse, no es conveniente determinar ningún requisito ni método uniforme para seleccionar los puntos de verificación del VOR en el aeródromo. Sin embargo, los Estados que deseen dar este servicio pueden guiarse por las siguientes consideraciones para seleccionar los puntos que han de usarse.

2.2 Requisitos relativos al emplazamiento de los puntos de verificación

2.2.1 La intensidad de la señal del VOR cercano tiene que ser suficiente para lograr el funcionamiento satisfactorio de una instalación VOR típica de aeronave. Especialmente, debe asegurarse la completa actuación del banderín (que no se vea el banderín).

2.2.2 Los puntos de verificación, dentro de los límites convenientes para las operaciones, deben estar situados donde no haya edificios ni otros objetos reflectores (fijos o móviles) que puedan disminuir la precisión o la estabilidad de la señal del VOR.

2.2.3 La marcación del VOR observada en cualquier punto seleccionado, teóricamente debe estar comprendida dentro de ± 1,5° de la marcación determinada con toda precisión topográfica o cartográficamente.

Nota.-La cifra de ± 1,5° no tiene una importancia directa en las operaciones puesto que la marcación observada es la marcación publicada; sin embargo, cuando se observe una diferencia mayor, lo más probable es que haya mala estabilidad.

2.2.4 La información VOR en un punto seleccionado debe utilizarse operativamente sólo si se comprueba repetidamente que está comprendida dentro de ± 2° de la marcación publicada. La estabilidad de la información VOR en un punto seleccionado debe comprobarse periódicamente con un receptor calibrado a fin de conseguir que se cumpla la tolerancia de ± 2° independientemente de la orientación de la antena receptora del VOR.

Nota.-La tolerancia de ± 2° se refiere a la estabilidad de la información en el punto elegido y comprende una pequeña tolerancia para la precisión del receptor VOR calibrado que se utiliza para comprobar el punto. La cifra de 2° no tiene relación alguna con las cifras para la aceptación o rechazo de una instalación VOR de aeronave; esta cuestión ha de determinarse por las administraciones y los usuarios teniendo en cuenta la clase de operaciones que hayan de realizarse.

2.2.5 Los puntos de verificación que satisfagan los requisitos anteriores deben seleccionarse en consulta con los explotadores interesados. Generalmente es conveniente disponer de puntos de

verificación en las plataformas de espera en los extremos de las pistas y en las áreas de mantenimiento y de carga.

2.3 Señalamiento de los puntos de verificación del VOR

Todo punto de verificación del VOR debe señalarse claramente. Esta indicación debe incluir la marcación del VOR que un piloto observará en el instrumento de la aeronave si la instalación VOR funciona correctamente.

2.4 Empleo de los puntos de verificación del VOR

La precisión con que un piloto debe situar la aeronave respecto a un punto de verificación dependerá de la distancia desde la estación VOR. En los casos en que el VOR esté relativamente cerca de un punto de verificación, debe tenerse sumo cuidado para que la antena del receptor VOR de la aeronave quede directamente sobre el punto de verificación.

ADJUNTO F. TEXTO DE ORIENTACIÓN RELATIVO A CONFIABILIDAD Y DISPONIBILIDAD DE RADIOCOMUNICACIONES Y DE RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN

1. INTRODUCCIÓN Y CONCEPTOS FUNDAMENTALES

Este adjunto trata de suministrar texto de orientación que los Estados miembros puedan encontrar útil, a fin de proporcionar el grado de integridad, confiabilidad y disponibilidad de la instalación, compatibles con sus exigencias operativas.

El texto contenido en este adjunto tiene por objeto facilitar orientación y aclaración, y no ha de considerarse como parte de las normas y métodos recomendados contenidos en este Anexo.

1.1 Definiciones

Confiabilidad de la instalación. La probabilidad de que la instalación terrestre funcione dentro de las tolerancias especificadas.
Confiabilidad de la señal. La probabilidad de que la aeronave disponga de una señal en el espacio de características especificadas.

Nota.-Esta definición se refiere a la probabilidad de que la señal esté presente durante un período de tiempo especificado.

Disponibilidad de la instalación. La relación entre el tiempo real de funcionamiento y el tiempo de funcionamiento especificado.
Falla de la instalación. Cualquier acontecimiento inesperado que pueda dar lugar a un período operacionalmente importante, durante el cual una instalación no facilite servicio dentro de las tolerancias especificadas.
Tiempo medio entre fallas (MTBF). El tiempo real de funcionamiento de la instalación dividido por el número total de fallas de la instalación ocurridas durante ese período de tiempo.

Nota.- En general el tiempo de funcionamiento debe escogerse de manera que incluya por lo menos cinco fallas de la instalación, o preferiblemente más, con objeto de ofrecer una medida razonable de confianza en la cifra deducida.

1.2 Confiabilidad de la instalación

1.2.1 La confiabilidad se consigue mediante una combinación de factores. Estos factores son variables y se pueden ajustar individualmente para lograr una solución integral que sea óptima y compatible con las necesidades y las condiciones de un determinado medio. Por ejemplo, se puede compensar en cierto grado una baja confiabilidad suministrando más personal de mantenimiento y/o aumentando la redundancia del equipo. De la misma manera, los bajos niveles de pericia del personal de mantenimiento pueden contrarrestarse proporcionando equipo de elevada confiabilidad.

1.2.2 La siguiente fórmula expresa la confiabilidad de la instalación, en porcentaje:

$$R = 100\ e^{-t/m}$$

en la que:

- R = confiabilidad (probabilidad de que la instalación funcione dentro de las tolerancias especificadas durante un tiempo t, también denominada probabilidad de persistencia, P_s);
- e = base de los logaritmos naturales;

t = período de tiempo de interés;
m = tiempo medio entre fallas de la instalación (MTBF).

Se puede ver que la confiabilidad aumente conforme aumenta el tiempo medio entre fallas. Para un alto grado de confiabilidad y para un valor de *t* importante desde el punto de vista operacional, debemos tener un MTBF grande; así, es otra manera más conveniente de expresar la confiabilidad.

1.2.3 Los resultados experimentales indican que la fórmula anterior es correcta para la mayoría de los equipos electrónicos cuando las fallas siguen una distribución de Poisson. No será aplicable al ponerse inicialmente en servicio un equipo cuando hay un número relativamente grande de fallas prematuras de los componentes; tampoco será aplicable cuando el equipo se esté aproximando al final de su vida de servicio.

1.2.4 En muchos tipos de instalación que utilizan equipo convencional (con válvulas termoiónicas), se han conseguido de manera estable valores de MTBF de 1 000 h o más. Para indicar el significado de un MTBF de 1 000 h, la correspondiente confiabilidad de 24 h es aproximadamente de 97,5% (es decir, la probabilidad de una falla de la instalación durante un período de 24 h viene de 2,5%).

1.2.5 La Figura F-1 muestra la probabilidad de persistencia de la instalación P_s después de un período de tiempo *t*, para varios valores MTBF.

Nota.- Es importante observar que la probabilidad de persistencia durante un período de tiempo igual al MTBF es de sólo 0,37 (37%); de esta manera, no debe caerse en la tentación de dar por supuesto que el período MTBF está exento de fallas.

1.2.6 Se puede ver que los ajustes de MTBF producirán el grado deseado de confiabilidad. Los factores que afectan al MTBF y por tanto a la confiabilidad de la instalación son:

a) confiabilidad inherente del equipo;
b) grado y tipo de la redundancia;
c) confiabilidad de los servicios públicos tales como las líneas de distribución de energía eléctrica, de teléfonos o de control;
d) grado y calidad del mantenimiento;
e) factores del medio ambiente, tales como temperatura y humedad.

1.3 Disponibilidad de la instalación

1.3.1 La disponibilidad en tanto por ciento, puede expresarse como el cociente entre el tiempo real de funcionamiento dividido por el tiempo de funcionamiento especificado, considerando un período prolongado. Simbólicamente,

$$A = \frac{\text{Tiempo de funcionamiento (100)}}{\text{Tiempo de funcionamiento especificado}}$$

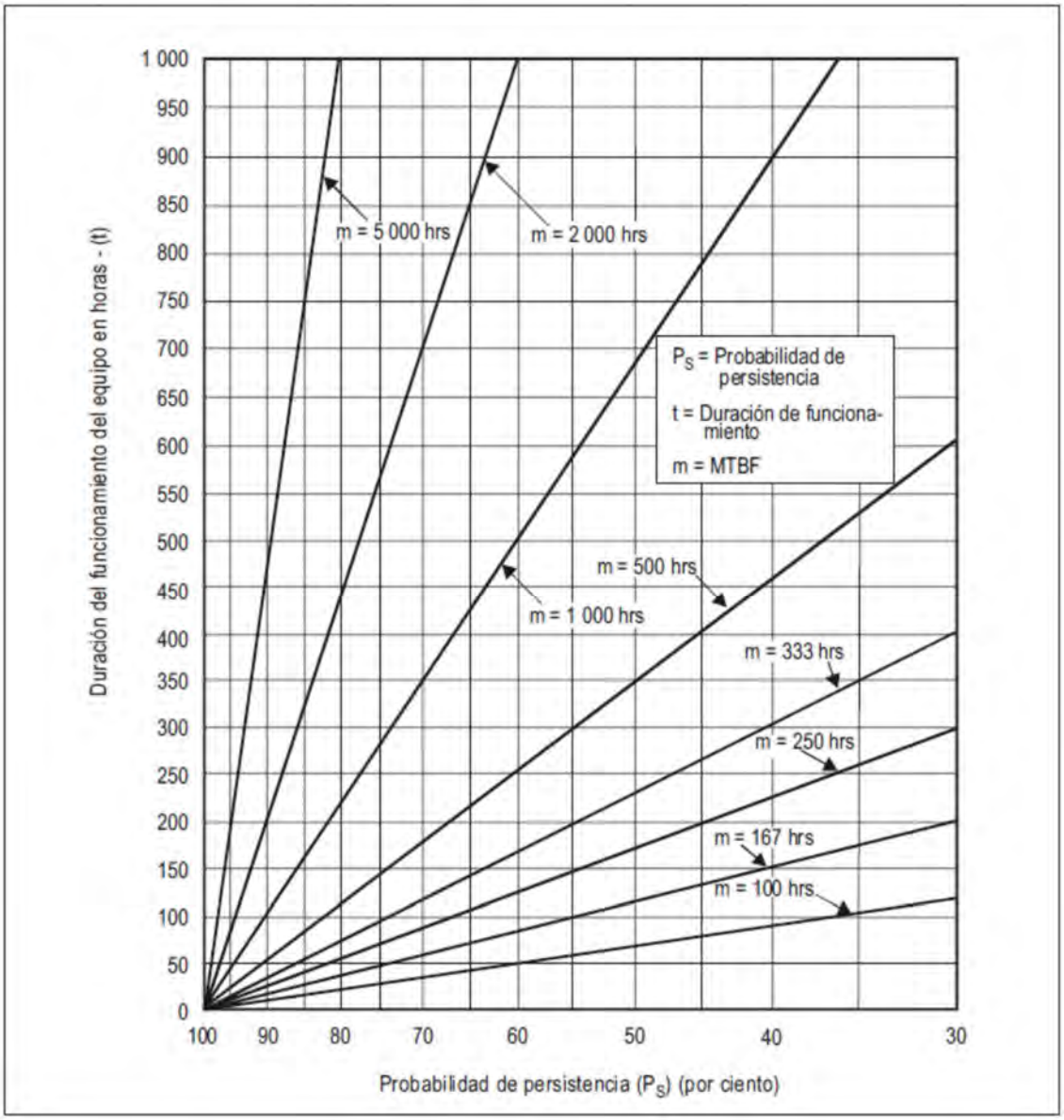


Figura F-1. Gráfico de $P_s = 100\ e^{t/m}$

Por ejemplo, si una instalación hubiese estado funcionando normalmente durante un total de 700 h en el transcurso de un mes de 720 h, la disponibilidad correspondiente a dicho mes sería de un 97,2%.

1.3.2 Los siguientes factores son importantes si se quiere que la instalación posea un alto grado de disponibilidad:

a) confiabilidad de la instalación;
b) actuación rápida del personal de mantenimiento en caso de avería;
c) adiestramiento adecuado del personal de mantenimiento;
d) equipo concebido de forma que ofrezca buenas posibilidades de acceso y mantenimiento;
e) apoyo logístico eficiente;
f) suministro de un equipo de ensayo adecuado;

g) equipo y/o servicios de reserva.

2. ASPECTOS PRÁCTICOS DE LA CONFIABILIDAD Y LA DISPONIBILIDAD

2.1 Medición de la confiabilidad y la disponibilidad

2.1.1 *Confiabilidad.* El valor que se obtiene en la práctica en cuanto al MTBF debe necesariamente ser una estimación, ya que habrá de medirse durante un período finito de tiempo. Si se mide el MTBF durante períodos de tiempo dados, las administraciones podrán determinar las variaciones de confiabilidad de sus respectivas instalaciones.

2.1.2 *Disponibilidad.* Este aspecto también es importante porque proporciona una indicación del grado en que está a disposición de los usuarios una instalación (o un grupo de instalaciones). La disponibilidad está en relación directa con la eficiencia obtenida cuando se restablece el servicio normal de las instalaciones.

2.1.3 Las cantidades básicas y la manera de medirlas se indican en la Figura F-2. Dicha figura no pretende representar una situación típica que, normalmente, entrañaría un mayor número de períodos de inactividad durante el tiempo de funcionamiento especificado. Debe también tenerse presente que si se quieren obtener los valores más representativos en lo que respecta a confiabilidad y a disponibilidad, el tiempo de funcionamiento especificado, respecto al cual se esté midiendo, debe ser lo más prolongado posible.

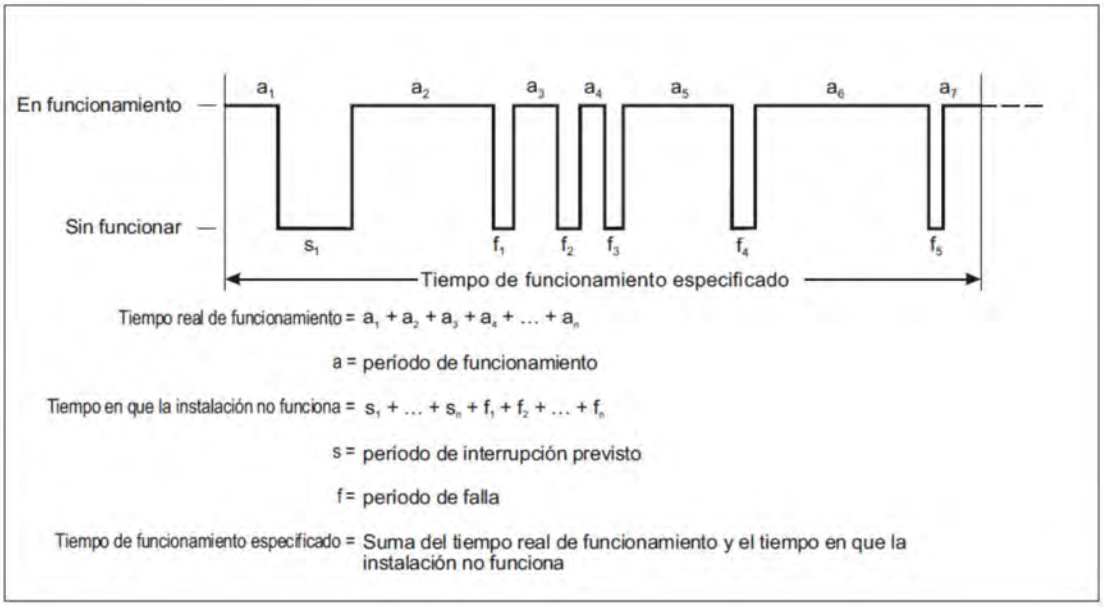


Figura F-2. Evaluación de la disponibilidad y confiabilidad de la instalación

2.1.4 Si se emplean las cantidades que aparecen en la Figura F-2, que incluye un período de interrupción prevista y cinco períodos de falla, se puede calcular el tiempo medio entre fallas (MTBF) y la disponibilidad (A) de la manera siguiente:

Suponiendo que:

$a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + a_5 + a_6 +$	$a_7 =$	5 540	horas
	$s_1 =$	20	horas
	$f_1 =$	2½	horas
	$f_2 =$	6¼	horas
	$f_3 =$	3¾	horas
	$f_4 =$	5	horas
	$f_5 =$	2½	horas

Tiempo de funcionamiento especificado = 5 580 horas

$$\text{MTBF} = \frac{\text{Tiempo real de funcionamiento}}{\text{Número de fallas}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_1}{5}$$

$$= \frac{5\ 540}{5} = 1\ 108 \text{ horas}$$

$$\text{A} = \frac{\text{Tiempo real de funcionamiento} \times 100}{\text{Tiempo de funcionamiento especificado}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_i \times 100}{\sum_{i=1}^{7} a_i + s_1 + \sum_{i=1}^{5} f_i}$$

$$= \frac{5\ 540}{5\ 580} \times 100 = 99{,}3\%$$

ADJUNTO G. INFORMACIÓN Y TEXTO DE ORIENTACIÓN SOBRE LA APLICACIÓN DE LAS NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS RELATIVOS AL MLS

2. DEFINICIONES

(véase también la Subparte 3, 3.11.1)

Nivel dinámico de lóbulo lateral de antena. Nivel excedido durante el 3% del tiempo por el diagrama de radiación en campo lejano de la antena de exploración, con exclusión del haz principal, medido en el régimen de exploración de la función mediante el empleo de un filtro de vídeo de envolvente del haz de 26 kHz. El nivel del 3% se determina mediante la relación entre el tiempo durante el cual los lóbulos laterales exceden el nivel especificado a la duración total de la exploración.
Nivel eficaz de lóbulo lateral. Nivel del lóbulo lateral del haz explorador que en un medio determinado de trayectos múltiples resulta en un error especificado del ángulo de guía.
Punto D MLS. Un punto situado a 2,5 m (8 ft) por encima del eje de pista y a 900 m (3 000 ft) del umbral en la dirección de la antena de azimut.
Punto E MLS. Un punto situado a 2,5 m (8 ft) por encima del eje de pista y a 600 m (2 000 ft) del extremo de parada de la pista en la dirección del umbral.
Receptor normalizado. Modelo de receptor a bordo basado en la división de los presupuestos de errores MLS. Las características más notables son: 1) tratamiento de la señal basado en la medida de los centros de haz; 2) error de centrado despreciable; 3) error de ruido de mandos (CMN) menor o igual que los valores especificados en la Subparte 3, 3.11.6.1.1.2; 4) filtro de envoltura de haz, de paso bajo, bipolar y 26 kHz de anchura de banda; y 5) filtrado de la salida de datos de ángulo con un filtro de paso bajo, monopolar, con una frecuencia de vértice de 10 rad/s.

3. CARACTERÍSTICAS DE LA SEÑAL EN EL ESPACIO — FUNCIONES ANGULARES Y DE DATOS

2.1 Organización del formato de señal

2.1.1 El formato de señal se basa en el multiplexaje por distribución en el tiempo en el cual cada función de guía angular se transmite en secuencia y todas se transmiten en la misma radiofrecuencia. La información angular se obtiene midiendo el intervalo de tiempo entre dos pasadas sucesivas de haces estrechos en forma de abanico, no modulados y extremadamente direccionales.

Las funciones pueden transmitirse en cualquier orden. Se suministran intervalos de tiempo recomendados para las funciones angulares de azimut de aproximación, elevación de aproximación, enderezamiento, y azimut posterior. Cada emisión de haz explorador y de datos va precedida por un preámbulo radiado en todo el espacio de cobertura, por una antena de sector. El preámbulo identifica la función exploradora siguiente y además sincroniza los circuitos de tratamiento de la señal de receptor de a bordo y los lógicos.

2.1.2 Además de la función de exploración en angular, existen funciones de datos básicos y de datos auxiliares, cada una con su propio preámbulo, que se transmiten también desde las antenas de sector. El preámbulo permite reconocer y tratar, en forma independiente, a cada función. Por lo tanto, resulta posible agregar o suprimir funciones en el conjunto terrestre sin afectar el funcionamiento del receptor. Los códigos utilizados en el preámbulo y en las funciones de datos están modulados por manipulación por desplazamiento de fase diferencial (DPSK).

2.1.2.1 *Características de la señal de datos DPSK.* Los datos DPSK se transmiten por modulación de fase diferencial de la portadora en radiofrecuencia con estados de fase relativos de 0° o de 180°. La señal de datos DPSK posee las características siguientes:

régimen de datos	— 15,625 kHz
longitud de bitios	— 64 microsegundos
“0” lógico	— ninguna transición de fase
“1” lógico	— transición de fase

2.1.3 Las Figuras G-1 y G-2* presentan ejemplos de la organización y cronología de las funciones angulares. En la Subparte 3, 3.11.4.8, se proporcionan explicaciones detalladas y definiciones de los ítems de datos que aparecen en la Figura G-1.

2.1.4 Las secuencias de guía angular y transmisiones de datos que se muestran en las Figuras G-3A, G-3B y G-3C han demostrado estar suficientemente protegidas contra las interferencias síncronas.

2.1.4.1 La estructura de estas secuencias tiene por objeto proporcionar un carácter suficientemente aleatorio para impedir la interferencia síncrona como la que pueden causar los efectos de rotación de las hélices.

2.1.4.2 El par de secuencia presentado en la Figura G-3A da cabida a la transmisión de todas las funciones. Cualquier función que no sea necesaria puede ser eliminada en tanto se transmitan las restantes funciones en las posiciones cronológicas designadas.

2.1.4.3 En la Figura G-3B se muestra el par de secuencia que da cabida a la función de azimut de aproximación de régimen alto. Cualquier función que no sea necesaria puede ser eliminada en tanto que las funciones restantes se transmitan en las posiciones cronológicas designadas.

2.1.4.4 La Figura G-3C indica el ciclo de transmisión multiplex de tiempo completo que puede componerse de los pares de secuencias de la Figura G-3A o de la Figura G-3B. Los períodos de tiempo libre entre secuencias pueden usarse para la transmisión de “palabras” de datos auxiliares tal como se indica. Las “palabras” de datos básicos también pueden transmitirse en cualquier período de tiempo libre.

2.1.4.5 Se dispone de tiempo suficiente en el ciclo indicado para la transmisión de los datos básicos y los datos auxiliares definidos en las palabras A1-A4, B1-B39, B40-B45 y B55, siempre y cuando los datos también se transmitan durante los intervalos de tiempo no utilizados o durante los intervalos dedicados a las palabras de datos dentro de las secuencias.

2.1.4.6 Pueden diseñarse secuencias más eficientes ajustando la cronología dentro de las secuencias y los intervalos entre secuencias para permitir la transmisión de palabras de datos auxiliares adicionales. Estas secuencias deben diseñarse para que proporcionen un grado de protección contra las interferencias síncronas equivalente al de las secuencias indicadas en las Figuras G-3A, G-3B y G-3C. Pueden utilizarse técnicas de análisis de frecuencias para demostrar que las secuencias alternativas son suficientemente aleatorias.

2.2 Parámetros de guía de ángulo

2.2.1 Los parámetros de guía de ángulo que determinan el proceso de medida del ángulo MLS están especificados en la Subparte 3, 3.11.4.5. Dos parámetros adicionales que son de utilidad para visualizar la operación del sistema son el tiempo de exploración media (Tm) y el tiempo de pausa. Pueden obtenerse de las especificaciones de la Subparte 3 que se incluyen a continuación como referencia:

Tiempos de las señales del formato de media exploración y pausa
(véase la Figura G-2)

Función	*Tiempo de exploración media1 Tm (µs)*	*Tiempo de pausa (µs)*
Azimut de aproximación	7 972	600
Azimut de aproximación de régimen alto	5 972	600
Azimut posterior	5 972	600
Elevación de aproximación	2 518	400
Elevación de enderezamiento	2 368	800

1. Medido desde el tiempo de referencia del receptor (véase el Apéndice A, Tabla A-1).

2.2.2 *Exactitud de la cronología de función.* Debido a la inexactitud en la determinación del tiempo de referencia de la clave Barker, y debido a que los circuitos del transmisor alisan la fase o la amplitud durante las transiciones de fase de la modulación DPSK, no es posible determinar la cronología de la señal con una exactitud mejor de 2 µs de la señal en el espacio. Por lo tanto, es necesario medir la exactitud de la cronología especificada en la Subparte 3, 3.11.4.3.4 en el equipo terrestre. Deben proporcionarse puntos de ensayo apropiados en el equipo terrestre.

2.3 Funciones de guía en azimut

2.3.1 *Convenciones de exploración.* La Figura G-4 muestra las convenciones de exploración de azimut de aproximación y de azimut posterior.

2.3.2 *Requisitos sobre la cobertura.* Las Figuras G-5 y G-6 ilustran los requisitos de cobertura de azimut especificados en la Subparte 3, 3.11.5.2.2.

2.3.2.1 Cuando los emplazamientos de las antenas de azimut de aproximación o posterior tienen que estar desplazados del eje de la pista, deben tenerse en cuenta los siguientes factores:

a) requisitos de cobertura en toda la región de la pista;
b) requisitos de precisión en el punto de referencia correspondiente;
c) transición de azimut de aproximación a azimut posterior; y
d) perturbaciones posibles debido a vehículos en movimiento, aeronaves o estructuras aeroportuarias.

2.3.2.2 Toda antena de azimut desplazada normalmente ha de ajustarse de forma que el azimut de cero grados sea paralelo al eje de la pista o corte a la prolongación de éste en un punto preferente, desde el punto de vista operacional, para la aplicación deseada. La alineación azimut de cero grados respecto al eje de la pista se transmite como dato auxiliar.

2.3.3 *Azimut de aproximación de régimen alto.* Cuando el sector de guía proporcional de aproximación sea de ± 40° o menos es posible emplear el régimen alto de exploración para la función de azimut. La función de azimut de aproximación de régimen alto está disponible para compensar el incremento de CMN originado por antenas de gran anchura de haz (p. ej., 3°). La reducción del CMN

presenta dos ventajas: 1) pueden reducirse los requisitos relativos a la densidad de potencia de señal en el espacio de guía de ángulo; y 2) es posible hacer que los requisitos relativos al nivel dinámico de lóbulo lateral sean menos estrictos.

2.3.3.1 En general, esta función reducirá el CMN provocado por una gran anchura de banda o emanado de fuentes no correlacionadas, tales como trayectos múltiples difusos y ruido térmico del receptor en un factor de 1/3 con relación al régimen básico de función de 13 Hz. Sin embargo, no puede lograrse la plena reducción de 1/3 para todas las anchuras de haz de antena terrestre, porque la captación de la señal exige una densidad de potencia suficiente, en base a una sola exploración. La potencia necesaria para las transmisiones DPSK puede resultar tal que no se realicen economías en los transmisores del equipo terrestre utilizando el régimen más alto de suministro de datos (véase la Tabla G-1).*

2.3.3.2 No obstante, con respecto a la performance CMN, puede obtenerse el beneficio completo del régimen de datos ampliado. Por ejemplo, en los niveles mínimos de señal mostrados en la Tabla G-2, el CMN de azimut puede reducirse de 0,10 a 0,06° para las antenas con anchuras de haz de 1° y 2°.

2.3.4 *Guía de margen*

2.3.4.1 Cuando se utilicen los impulsos de margen, éstos se transmiten junto a las señales de haz explorador en los bordes del sector de guía proporcional, tal como se indica en el diagrama cronológico de la Figura G-7. El límite del sector de guía proporcional está constituido por una anchura de haz en el interior de los ángulos de partida y parada de la exploración, de modo que la transición entre el haz explorador y las señales de margen puede ocurrir fuera del sector de guía proporcional. En la Figura G-8 se presentan ejemplos de formas de ondas compuestas que pueden ocurrir durante la transición.

2.3.4.2 Cuando se proporciona guía de margen junto con una antena exploradora de haz estrecho (por ejemplo, 1°), la antena de haz explorador ha de radiar, cuando esté estacionaria, en los ángulos de partida y parada durante 15 microsegundos.

2.3.4.3 En algunos emplazamientos, puede resultar difícil satisfacer los criterios de amplitud de la Subparte 3, 3.11.6.2.5.2, debido a los reflejos de la señal de margen o de haz explorador. En estos emplazamientos, puede ampliarse el sector de exploración.

2.3.4.4 Ha de procederse con cautela con respecto al cambio de la convención de margen vuele a la derecha/vuele a la izquierda, cuando se esté aproximando a las estaciones de azimut en sentido contrario (p. ej., aproximaciones hacia la antena de azimut posterior).

2.3.5 *Supervisión del azimut de aproximación.* La vigilancia tiene como fin garantizar la integridad de la guía apropiada para todo el procedimiento de aproximación promulgado. No se tiene la intención de que todos los ángulos de azimut sean supervisados independientemente, sino que se vigile por lo menos uno de los azimut de aproximación, normalmente alineado con la prolongación del eje de pista, y se proporcionen medios adecuados para garantizar que se mantengan la performance y la integridad de los otros ángulos de azimut.

2.3.6 *Determinación del límite inferior de cobertura.* Cuando el umbral no está dentro del alcance visual de la antena de azimut de aproximación, la altura del límite inferior de la cobertura de azimut de aproximación en la zona de la pista se determina por simulación y/o mediciones sobre el terreno. El límite inferior de la cobertura en azimut, que haya de publicarse, es la altura sobre la superficie de la pista que satisfaga los requisitos de precisión estipulados en la Subparte 3, 3.11.4.9.4, según se determine mediante mediciones sobre el terreno.

2.3.6.1 Si las operaciones exigieran una cobertura por debajo de los límites correspondientes a lo estipulado en 2.3.6, la antena de azimut podría estar desplazada del eje de la pista y trasladada

hacia el umbral de la pista para abarcar la zona de toma de contacto. En la instalación de a bordo deben utilizarse la guía de azimut, la distancia de precisión y las coordenadas de emplazamiento del equipo terrestre para efectuar la aproximación por cálculo de eje.

2.3.6.2 Los mínimos de aterrizaje obtenidos para una aproximación por cálculo de eje son, entre otros factores, función de la confiabilidad e integridad combinadas del equipo de azimut de aproximación MLS, del respondedor DME/P y del equipo de a bordo.

2.4 Funciones de guía de elevación

2.4.1 *Convenciones de exploración.* En la Figura G-9 se indican las convenciones de exploración de elevación de aproximación y enderezamiento.

2.4.2 *Requisitos sobre la cobertura.* En las Figuras G-10A y G-10B se ilustran los requisitos relativos a la cobertura en elevación especificados en la Subparte 3, 3.11.5.3.2.

2.4.3 *Vigilancia de elevación.* La finalidad de la vigilancia es garantizar la integridad de guía apropiada para el procedimiento de aproximación promulgado. No se tiene la intención de vigilar independientemente todos los ángulos de elevación, sino que una por lo menos, normalmente la trayectoria de planeo mínima, sea vigilada, y que se proporcionen los medios adecuados para asegurar que se mantienen la performance y la integridad de los otros ángulos de elevación.

2.5 Precisión

2.5.1 *Generalidades*

2.5.1.1 La precisión del sistema se especifica en la Subparte 3, en términos del error a lo largo de la trayectoria (PFE), ruido a lo largo de la trayectoria (PFN), y de ruido de mandos (CMN). Se tiene la intención de que estos parámetros describan la interacción entre la señal de guía angular y la aeronave en términos que sea posible relacionar directamente a los errores de guía y de la aeronave al diseño del sistema de control de vuelo de la aeronave.

2.5.1.2 El PFE del sistema es la diferencia entre la medida de ángulo efectuada por el receptor de a bordo y la posición real en ángulo de la aeronave. La señal de guía sufre una distorsión provocada por errores de los equipos terrestre y de a bordo y los errores debidos a efectos de propagación. Para determinar si la señal en el espacio resulta adecuada para la guía de las aeronaves, se estudian estos errores en el dominio de frecuencias pertinente. El PFE incluye al error medio de rumbo y al PFN.

2.5.2 *Metodología de la medición MLS*

2.5.2.1 Se evalúa el PFE, el PFN y el CMN utilizando los filtros determinados en la Figura G-11. Las características de los filtros se basan en las propiedades de respuesta de una amplia gama de aeronaves existentes y se consideran adecuadas igualmente para las futuras aeronaves de modelos previsibles.

2.5.2.2 Si bien la expresión “PFE” sugiere la diferencia entre una trayectoria de vuelo deseada y la trayectoria de vuelo real de una aeronave que sigue la señal de guía, en la práctica este error se evalúa instruyendo al piloto del vuelo de inspección para que siga un azimut MLS deseado y registrando la diferencia entre la indicación de guía de salida del equipo de a bordo a la salida del filtro PFE y la medida de la posición correspondiente de la aeronave determinada según un sistema de referencia de posición adecuado. Una técnica similar se aplica a la determinación del CMN empleando el filtro apropiado.

2.5.2.3 *Evaluación del error.* Las estimadas de PFE se obtienen a la salida del filtro PFE (punto de prueba A en la Figura G-11). Las estimadas del CMN se obtienen a la salida del filtro CMN (punto

de prueba B en la Figura G-11). Las frecuencias de vértice de los filtros se indican en la Figura G-11.

2.5.2.3.1 El PFE y el CMN para el azimut de aproximación o para el azimut posterior se evalúan sobre cualquier intervalo de 40 s del registro de error de vuelo tomado dentro de los límites de cobertura (p. ej., *T* = 40 en la Figura G-12). El PFE y el CMN para la elevación de aproximación se evalúan sobre cualquier intervalo de 10 s del registro de error de vuelo tomado dentro de los límites de cobertura (por ejemplo, *T* = 10 en la Figura G-12).

2.5.2.3.2 El requisito de probabilidad del 95% se interpreta como satisfecho si el PFE o el CMN no exceden los límites de error especificados en más del 5% del intervalo de evaluación (véase la Figura G-12).
2.5.2.3.3 Puede utilizarse otro procedimiento de inspección en vuelo que no depende de una referencia absoluta. En este procedimiento solamente los componentes fluctuantes del registro de vuelo producidos en la salida del filtro PFE son medidos y comparados con el PFN normalizado. Se supone que el valor medio de PFE no excede la alineación de rumbo medio especificada durante el período de inspección de vuelo. Por lo tanto, la alineación de rumbo medio se añade a la medida del PFN por comparación con el PFE del sistema especificado. Igualmente puede evaluarse el CMN sin tener en cuenta la alineación de rumbo medio.

2.5.2.4 *Errores instrumentales terrestres y de a bordo.* El error instrumental inducido por el equipo terrestre y el de a bordo puede ser determinado por medidas tomadas en un medio libre de señales reflejadas y otras anomalías de propagación que puedan provocar perturbaciones en la envoltura del haz.

2.5.2.4.1 Se comienza por determinar, mediante un banco de ensayo, los errores instrumentales debidos al receptor de a bordo normalizado y por ajustar a cero el error de centrado. Los errores del equipo de a bordo pueden medirse registrando 40 s de datos por medio de un banco de prueba normalizada. Los datos pueden ser divididos entonces en cuatro intervalos de 10 s. La media de cada intervalo se considera que es el PFE, en tanto que el CMN es la raíz cuadrada de su variación correspondiente.

Nota.- Puede evaluarse la salida del receptor utilizando los filtros PFE y CMN, si se desea.

2.5.2.4.2 En segundo lugar, se utiliza este receptor normalizado para medir el error instrumental del sistema total haciendo funcionar el equipo terrestre sobre una plataforma de antena o en algún otro medio libre de reflejos. Como el error de centrado del receptor se ha hecho negligible, el PFE medido puede ser atribuido al equipo terrestre. El CMN del equipo terrestre se obtiene sustrayendo la variante CMN del receptor normalizado conocida de la variación CMN de la medida. El error medio sobre un intervalo de medida de 10 s se considera que es el PFE, en tanto que dos veces la raíz cuadrada de la variación diferencial se considera que es el CMN instrumental.

2.6 Densidad de potencia

2.6.1 *Generalidades*

2.6.1.1 Tres criterios determinan los balances de potencia de ángulo:

a) la captación de una exploración única en ángulo requiere una relación señal/ruido (SNR) de 14 dB medida en el filtro de envolvente de haz (por ejemplo, el SNR vídeo);
b) el CMN en ángulo debe mantenerse dentro de límites especificados;
c) la probabilidad de detección de las transmisiones DPSK en los extremos de la cobertura debe ser de por lo menos un 72%.

2.6.1.2 A 20 NM del ruido térmico interno del receptor es la fuente principal de CMN. El error resultante del ruido (dϴ) puede estimarse mediante la fórmula siguiente:

$$d\theta = \frac{\theta_{BW}}{2\left(\sqrt{SNR}\,\sqrt{g}\right)}$$

$$g = \frac{\text{Régimen de muestreo de la función}}{2\,(\text{Anchura de banda del ruido de filtro})}$$

donde ϴBW es la anchura de haz de antena expresada en grados y *g* es la relación del régimen de muestreo de la función a la anchura de banda de ruido del filtro de salida del receptor. Para un filtro unipolar, la anchura de banda del ruido es π/2 veces la anchura de banda correspondiente a 3 dB. Esta expresión refleja la relación que une el CMN con la anchura de haz de la antena terrestre y con el régimen de muestreo.

2.6.2 *Balance de potencia del sistema*

2.6.2.1 El balance de potencia del sistema se indica en la Tabla G-1. La densidad de potencia especificada en la Subparte 3, 3.11.4.10.1, está relacionada con la potencia de señal especificada en la Tabla G-1 en la antena de a bordo de acuerdo con la relación siguiente:

Potencia recibida por la antena isotrópica (dBm) = Densidad de potencia (dBW/m^2) – 5,5

2.6.2.2 Para medir la función de ángulo, se supone que la anchura de banda de filtro de envolvente del haz es igual a 26 KHz. La señal (SNR) video, obtenida en 2.6.1 está ligada a la SNR d frecuencia intermedia (IF) de acuerdo con a la fórmula siguiente:

$$\text{SNR (Vídeo)} = \text{SNR (IF)} + 10 \log \left[\frac{\text{Anchura de banda de ruido frecuencia intermedia}}{\text{Anchura de banda de ruido vídeo}} \right]$$

2.6.2.3 El análisis de la función de preámbulo DPSK se basa en la suposiciones siguientes: 1) empleo de un receptor de a bordo de bucle de bloqueo de fase y reconstrucción de la portadora; y 2) el descifrador de preámbulo del receptor rechaza todos los preámbulos incorrectos que no cumplan a cave Barker o fallan el ensayo de paridad del preámbulo.

2.6.2.4 Los ejemplos de a) a e) de la Tabla G-1 dependen de la posición de la aeronave y de las condiciones meteorológicas y, por lo tanto, se les consideran acaecimientos aleatorios. Es decir, los valores correspondientes al caso más desfavorable no se alcanzan simultáneamente más que en raras ocasiones. Por consecuencia, estas pérdidas son consideradas como variables aleatorias y se opera con ellas en suma cuadrática para obtener la componente de pérdida.

2.6.2.5 Para que sirvan de apoyo a las operaciones de aterrizaje con piloto automático, se requieren densidades de potencia mayores que aquellas especificadas para las señales angulares de azimut de aproximación en la Subparte 3,3.11.14.10.1 al límite de cobertura inferior por encima de la superficie de la pista al límite del CMN a 0,04º. Normalmente, esta densidad de potencia adicional

existirá como consecuencia natural de la utilización del mismo transmisor para suministrar el haz explorador y las señales DPSK y considerando oro márgenes de potencia tale como la ganancia de antena de la aeronave disponible, las pérdidas de propagación, pérdidas de cobertura angular ancha y pérdidas ocasionadas por la lluvia que pueden descontarse, por lo menos parcialmente en la región de la pista (véase la Tabla G-1)

2.6.3 Densidad de potencia relativa para trayectos múltiples

2.6.3.1 Los obstáculos fijos o móviles que circundan las antenas transmisoras terrestres MLS pueden crear reflexiones que se conocen como trayectos múltiples. Las reflexiones afectan a todas las transmisiones MLS (DPSK, señales de quía angular, señales de indicación fuera de cobertura e impulsos de margen). El receptor angular MLS utiliza los niveles relativos entre la señal de guía directa (c0dificación de la señal de guía correcta) y las señales reflejadas para captar y rastrear las señales correctas. Por lo tanto, estos niveles tienen que estar dentro de tolerancias dadas y conocidas para permitir actuaciones correctas del receptor. En el documento EUROCAE eD-36B figuran especificaciones de actuación operacional mínima de los receptores MLS que garantizan actuaciones correctas frente a u entorno de trayectos múltiples, como se especifica en la Subparte 3, 3.11.4.10.3.

2.6.3.2 La relación mínima de 2 dB, que figura en la Subparte 3, 3.11.4.10.3.1 y 3.11.4.10.3.3, garantizan una capacitación válida del receptor. Relaciones más bajas pueden retrasar la capacitación de la señal o crear una capacitación y rastreo falsos de las señales de trayectos múltiples.

2.6.3.3 La duración máxima de un segundo, que figura en la Subparte 3, 3.11.4.10.3.1 y 3.11.4.10.3.3, garantizará que la información de guía correcta siga saliendo del receptor sin alerta y, por lo tanto, no causará perdida de servicio. Esta duración tiene que evaluarse usando la velocidad mínima respecto al suelo de la aeronave que se aproxima.

2.6.3.4 Los requisitos de precisión limitarán el niel y la duración de los ángulos de azimut para la codificación de trayectos múltiples dentro de un sector estrecho alrededor del eje (es decir, +/- 4º), ya que la forma del haz explorador que se describe en la Subparte 3, 3.11.5.2.1.3, se verá afectada. Las verificaciones periódicas en tierra y en vuelo mostrarán si la contribución al error debida a trayectos múltiples estáticos es compatible con los requisitos de precisión. Los procedimientos de protección de áreas críticas sensibles garantizarán que la contribución al error debido a trayectos múltiples dinámicos no degrade la precisión total más allá de los requisitos de precisión.

2.6.3.5 Para guía de elevación, no se prevé una degradación de la señal en el espacio a causa de trayectos múltiples a una altura menor.

2.6.4 Balance de potencia de a bordo

2.6.4. 1 La Tabla G-2 presenta un ejemplo de balance de potencia de a bordo utilizado en la elaboración de las normas de densidad de potencia.

2.7 Aplicación de los datos

2.7.1 Datos básicos. La finalidad de los datos básicos definidos en la Subparte 3, 3.11.4.8.1 es permitir que los receptores de a bordo procesen la información de haz explorador para las distintas configuraciones del equipo terrestre y ajusten los datos de salida de modo que tengan sentido para el piloto o para el sistema de a bordo. También se recurre a las funciones de datos para proporcionar

información complementaria (p.ej. identificación de estación y estado del equipo) al piloto o al sistema de a bordo.

2.7.2 Datos auxiliares

2.7.2.1 La finalidad de los datos auxiliares definidos en la Subparte 3, 3.1.4.8.3.1 y 3.11.4.8.3.2 es comunica en forma digital por enlace ascendente las siguientes categorías de información:

a) *Datos sobre la geometría del emplazamiento del equipo de tierra.* Estos se transmiten en las palabras A1-A4 y en algunas de las palabras B40-B54
b) *Datos idóneos para operaciones MLS RNAV.* Estos se transmiten en las palabras B1-B39
c) *Datos sobre informaciones operacionales. Estos* se transmiten en las palabras B55-B64

2.7.2.2 Las velocidades de transmisión de las palabras de datos auxiliares se basan en los siguientes criterios:

a) Los datos que deben decodificarse dentro de los seis segundos de su entrada en el volumen de cobertura del MLS deben transmitirse son un intervalo máximo entre trasmisores de un segundo (véase 7.3.3.1.1)
b) Los datos que se necesitan para una operación en particular pero que no deben decodificarse dentro de seis segundos deben transmitirse con un intervalo máximo entre transmisiones de 2 segundos. Esta velocidad permitirá la generación de una alarma en caso de pérdida de datos dentro de los 6 segundos.
c) Los datos sobre informaciones operacionales deben transmitirse con un intervalo máximo entre transmisores de 10 segundos. Esto permitirá la generación de una alarma en caso de pérdida de datos dentro de los 30 segundos.

2.7.3 Aplicación de las palabras de datos MLS RNAV B1 a B39

2.7.3.1. Los datos que figuran en las palabras de datos auxiliares B1 a B39 tienen por objeto permitir que las operaciones MLS RNAV se apoyen utilizando solamente los datos de las palabras de datos MLS. A efectos de apoyar aproximaciones con cálculo de eje tanto a la pista principal como a la secundaria, aproximaciones y salidas en curva y aproximaciones frustradas, estos datos incluyen información sobre el tipo de procedimiento (aproximación o salida), nombre del procedimiento, pista y puntos de recorrido.

2.7.3.2 Los datos transmitidos por el azimut de aproximación y el azimut posterior son segregados. Estos significa, por ejemplo que cada uno de ellos tendrá una verificación de redundancia cíclica (CRC) separada y que el equipo de abordo los decodificará en forma independiente. Los datos correspondientes a determinado procedimiento MLS RNAV se transmiten en la cobertura en que se definió para el procedimiento, y si se ha de enlazar el procedimiento a una aproximación frutada o a un tramo compartido de otro procedimiento promedio de un índice de aproximación frustrada o un índice de punto de recorrido siguiente. Asimismo, indican si el campo de datos para la distancia de altura de cruce del umbral o de azimut virtual a punto de recorrido está anexado a la definición de punto recorrido.

2.7.3.9.1 A continuación se describen algunas aplicaciones típicas de los identificadores que figuran en la Tabla A-17, Apéndice A. En esta lista no se incluyen todas las aplicaciones:

a) los identificadores 0 y 1 se utilizan cuando el punto de recorrido siguiente en el procedimiento no es un punto de recorrido compartido o se refiere a un punto de recorrido compartido codificado la primera vez.

b) los identificadores 2 y 3 se utilizan para referirse a los puntos de recorrido siguientes del procedimiento que ya están codificados y compartidos con otro procedimiento. La codificación de estos puntos de recorrido no se repite pero el índice permite relacionar el procedimiento con los puntos de recorrido compartidos del otro procedimiento;
c) los identificadores 4 y 5 se utilizan en el punto de recorrido más próximo al último para aquellos procedimientos que terminan o empiezan en la pista principal. El último punto de recorrido es el umbral. Para este punto de recorrido sólo, se especifica la altura de cruce del umbral ya que el emplazamiento exacto del umbral con respecto a la referencia MLS está dado en las palabras de datos auxiliares A. El identificador 4 se utiliza cuando no se requiere guía MLS RANV de aproximación frustrada y el identificador 5 cuando sigue "un índice de aproximación frustrada"
d) los identificadores 6 y 7 se utilizan para el último punto de recorrido de cualquier procedimiento, excepto en los casos que se indican en c). Para la pista principal estos identificadores se utilizan si no es necesario especificar completamente las coordenadas X, Y y Z del último punto de recorrido. Estos identificadores también se aplican a las pistas secundarias y plataformas de helicóptero. El identificador 6 se utiliza cuando no sigue ninguna aproximación frustrada y el identificador 7 cuando sigue una aproximación frustrada; y
e) los identificadores 5 y 7 no se aplican a las aproximaciones frustradas y salidas.

2.7.3.10 Con arreglo a la convención para oros datos MLS básicos y auxiliares, todos los datos digitales codificados en la base de datos se transmiten con el bit menos significativo en primer lugar y el bit de signo se transmite como bit más significativo, indicándose con un UNO el valor negativo. Cabe señalar que las direcciones de palabras de datos auxiliares utilizados para indicar la última palabra de base de datos para azimut de aproximación y la primera palabra de base de datos pata azimut posterior se transmiten con el bit más significativo en primer lugar.

2.7.4 Ejemplo de aplicación de las palabras de datos MLS RNAV

2.7.4.1 En los párrafos siguientes se presenta un ejemplo del proceso de asignación de datos para las palabras de datos MLS RNAV contenidas en las palabras de datos auxiliares B1 a B39. Se proporciona asimismo un ejemplo de conjunto de procedimientos de aproximación y de salida y se describe el proceso mediante el cual s interpretan y se ponen en formato para trasmisión los diversos puntos de recorrido y características de procedimiento correspondientes.

2.7.4.2 En la Tabla G-3 se muestra un conjunto de procedimientos de aproximación, aproximación frustrada y salida para dos pistas hipotéticas. En la Tabla G-4 figuran datos de punto de recorrido para los ejemplos de procedimientos indicados en la Tabla G-3 e ilustrados en la Figura G-15

2.7.4.3 Antes de insertar los datos de procedimiento en la estructura de B1 a B39 deben comprenderse bien las características de los datos MLS RNAV a efectos de utilizar de manera óptima el número disponible de palabras de datos. En el conjunto de datos presentado en las Tablas G-3 y G-4, pueden señalarse las características específicas siguientes: los procedimientos KASEL y NELSO comparten los mismos puntos de recorrido núm, 1 (WP1) y núm. (WP2); los procedimientos KASEL y NELSO se relacionan con un procedimiento de aproximación frustrada; el procedimiento SEMOR es una aproximación a pista secundaria, el procedimiento LAWSO es un procedimiento de salida y se le transmitirá en la cobertura de azimut posterior , todos los puntos de recorrido que se encuentran fuera de la referencia de aproximación final de precisión (PFAF) no exigirán que se transmita la coordenada Z; la coordenada Y no debe transmitirse para varios puntos de recorrido emplazados en la prolongación del eje de la pista principal.

2.7.4.4 La palabra de datos B1 que se especifica en el Apéndice A, Tabla A-15, define la estructura de los datos MLS RNAV que han de transmitirse en el sector de cobertura de azimut de aproximación. Esta palabra también contiene el Código CRC de azimut de aproximación. El número de procedimientos que han de transmitirse en el sector de azimut de aproximación es 3, lo que puede determinarse a partir de la Tabla G-3. La dirección de palabra de datos de la última palabra de datos MLS RNAV de azimut de aproximación se determina después de insertarse en el formato el conjunto completo. En este caso, la dirección de la última palabra es B11. El código CRC se calcula como se describe en la Nota 3 a la Tabla A-15. Las palabras B42 y B43 no se transmiten, de modo que los bits pertinentes se ponen a CERO. La palabra A4 se transmite, de modo que el bit pertinente se pone a UNO. En la Tabla G-5 se muestra la codificación para la palabra de datos B1.

2.7.4.5 La palabra de datos B39, especificada en el apéndice A, Tabla A-15, define la estructura de los datos MLS RNAV que han de transmitirse en el sector de cobertura de azimut posterior. Esta palabra también contiene el Código CRC de azimut posterior. El número de procedimientos que han de transmitirse en el sector de azimut posterior es 1. La dirección de palabra de datos de la primera palabra de datos MLS RNAV de azimut posterior se determina después de haberse insertado en el formato el conjunto completo. En este caso, la dirección de la primera palabra es B36. El código CRC se calcula como se describe en la Nota 3 a la Tabla A-15. La palabra B43 no se transmite, de modo que el bit correspondiente se pone a CERO. El bit indicador de aplicación CRC de azimut posterior se pone a UNO para indicar que se trata de una palabra de aplicación CRC. En la Tabla G-5 se muestra la codificación correspondiente a la palabra de datos B39.

2.7.4.6 Las palabras descriptoras de procedimiento que se especifican en Apéndice a, Tabla A-15, se definen para todos los procedimientos de aproximación y de salida. Los procedimientos de aproximación frustrada están relacionados con los procedimientos de aproximación en el formato de datos y; por consiguiente, no necesitan un descriptor de procedimiento. Las palabras descriptoras de procedimiento para el ejemplo de conjunto de datos en cuestión se indican en la Tabla G-6. Cabe señalar que las palabras de datos descriptoras de procedimiento no pueden definirse completamente hasta haberse completado la asignación real de los datos de punto de recorrido debido a que es necesario contar con un “índice de primer punto de recorrido” relacionado con cada procedimiento. Este elemento es el primer punto de recorrido de la secuencia del procedimiento. El índice se genera como se indica en 2.7.3.6. Cabe señalar que el “indicador de validez” del nombre de un procedimiento véase la Tabla G-4) corresponde al número de versión del procedimiento y su valor es de 1 a 9.

2.7.4.7 El proceso de asignación de datos de puntos de recorrido se ajusta a lo especificado en el Apéndice A, Tablas A-15, 16 y 17. La Tabla G-7 representa la asignación del ejemplo de conjunto de datos. Los preámbulos, direcciones y bits de paridad no se han incluido en la tabla. E primer punto de recorrido del primer procedimiento se asigna comenzando con la palabra de datos inmediatamente posterior a las palabras descriptoras de procedimiento de aproximación. Para el ejemplo de conjunto de datos, esto significa que la palabra de datos B5 es la primera palabra con datos de punto de recorrido. El paso siguiente consiste en insertar los datos en el formato apropiado. Los datos de procedimiento siempre se inician en la coordenada X del punto de recorrido inicial. La estructura de la base de datos permite suponer datos individuales entre palabras de datos auxiliares. Por ejemplo, los primeros 14 bits de la coordenada X de WP 3 del procedimiento KASEL se transmiten en la palabra B5. El bit final se transmite en la palabra B6.

2.7.4.7.1 Debido al peso de bit menos significativo de coordenada del punto de recorrido, la coordenada del punto de recorrido codificada debe redondearse. Es conveniente obtener un resultado lo más cercano posible al valor real de coordenada de punto de recorrido. Normalmente este redondeo se efectúa añadiendo al valor real la mitad del peso del bit menos significativo y luego

con una división entera del resultado. Por ejemplo, la coordenada X del WP 2 del procedimiento KASEL en 6 556 m (real=. El valor binario codificado debe ser 2 5611 dado que,

$$Entero\left[\frac{\left(\left|6\,556\right|+\frac{2,56}{2}\right)}{2,56}\right]=2\,561$$

Para números negativos, el bit de signo debe mantenerse en el cálculo.
2.7.4.8 A continuación de la coordenada X se incluye el bit “sigue coordenada Y”. Este bit se pondría a cero y la coordenada Y no se transmitiría para los siguientes puntos de recorrido: WP 2 y WP 1 de KASEL como se indica en la Tabla G-7. Según se indica en el WP 3 de KASEL, se necesita la coordenada Y y se transmite después del bit “sigue coordenada Y”.

2.7.4.9 Dependiendo de la codificación del bit “sigue coordenada Y”, se codifica el bit “sigue coordenada Z”, después de la información sobre la coordenada Y. Para el procedimiento KASEL el WP 4 no exige coordenada Z dado que es anterior al PFAF. La coordenada Z tampoco se necesita para WP 3 de KASEL, se necesita la coordenada Z y se transmite después del bit “sigue coordenada Z”.

2.7.4.10 El identificador de tramo campo siguiente se asigna con arreglo al Apéndice A, Tabla A-17. Para el identificador que sigue a WP 2 en el procedimiento KASEL, el valor 5 indica que a continuación se transmite la altura del punto de recorrido del umbral seguida del índice del punto de recorrido del procedimiento de aproximación frustrada. Para el procedimiento NELSO, debido a que los dos últimos puntos de recorrido se comparten con el procedimiento KASEL, el identificador que sigue a WP 3 tiene un valor de 3, indicando que a continuación se transmite el índice del siguiente punto de recorrido. En este caso el índice es 3, correspondiente al WP 2 del procedimiento KASEL. Para el procedimiento de aproximación frustrada, el identificador se pone a 6, indicando que se trata del último punto de recorrido del procedimiento. Para el procedimiento SEMOR a pista secundaria el identificador también se pone a 6. Ahora bien, en este caso, este valor indica que el dato siguiente es la distancia del azimut virtual al punto de recorrido.

2.7.4.11 En la Tabla G-8 se presenta la asignación de los puntos de recorrido para el procedimiento de salida. Los datos de salida se inician con la palabra B36, descriptor del procedimiento. Los datos de puntos de recorrido se inician con la palabra B37. Los datos de salida se asignan aplicando el mismo método que para los datos de aproximación.

2.7.4.12 Después de completar la asignación de la base de datos, pueden calcularse los valores CRC utilizando B1 – B39 y los otros datos necesarios. En la Tabla G-9 figuran los resultados de este cálculo para el conjunto de datos del ejemplo comprendidas las palabras A auxiliares, la palabra B6 básica y las palabras auxiliares B40 – B41.

2.8 Consideraciones sobre interferencia entre canales adyacentes

2.8.1 Se ha elaborado la norma correspondiente de manera d obtener un margen mínimo de 5 dB para responder a las variaciones de la potencia radiada aparente por encima de la densidad mínima de potencia especificada. La especificación de la interferencia corresponde al caso más desfavorable de combinaciones de anchura de haz de antena, régimen de datos y sincronización de interferencias no deseadas.

3. EQUIPO TERRESTRE

3.1 Forma del haz explorador

3.1.1 La envolvente de haz explorador de azimut en la línea de mira de la antena y la envolvente de haz explorador de elevación en el ángulo preferido de elevación, tal como sean detectadas por un receptor normalizado, han de concordar con los límites especificados en la Figura G-16 en condiciones de SNR alto y trayectos múltiples despreciables (por ejemplo, durante un ensayo en plataforma de antena). No se espera necesariamente que el diseño del equipo alcance la simetría a ¡10 dB en relación con la performance de precisión.

3.2 Lóbulos laterales de haz explorador

3.2.1 *Especificación de performance.* El diseño de os lóbulos laterales de antena ha de satisfacer dos condiciones: 1)) el nivel dinámico del lóbulo lateral no ha de impedir que el receptor de a bordo capte y siga al haz principal. No puede asegurarse una performance satisfactoria si los lóbulos laterales dinámicos persisten a niveles por encima de ¡10 dB: 2) el nivel eficaz del lóbulo lateral ha de ser compatible con el balance de error del sistema.

3.2.2 El nivel eficaz del lóbulo lateral (P_{ESL}) está relacionado al nivel dinámico del lóbulo lateral (P_{DYN}) mediante la fórmula siguiente:

$$P_{ESL} = K \times P_{DYN}$$

donde K es un factor de reducción que depende de la implantación de la antena. Los factores de reducción pueden depender de:

a) el diagrama de elemento de antena dirigida que reduce el nivel de señal de trayectos múltiples relativa al espacio de cobertura
b) el grado más o menos aleatorio en lóbulos laterales dinámicos

Nota.- Los lóbulos laterales no preocupan tanto si los niveles dinámicos medidos de los lóbulos laterales resultan inferiores a los niveles eficaces especificados de los lóbulos laterales.

3.2.3 Los reflejos de trayectos múltiples laterales procedentes de los lóbulos laterales de la antena de azimut y los reflejos de trayectos múltiples terrestres procedentes de los lóbulos laterales de la antena de elevación pueden perturbar el haz principal e inducir a errores angulares. Para asegurar que el error dθ, generado por los lóbulos laterales de la antena, está dentro de los balances de error de propagación, puede estimarse el nivel del lóbulo lateral eficaz ESL requerido por medio de la fórmula:

$$P_{ESL} = \frac{d\theta}{\theta_{BW} P_R P_{MA}}$$

En la que P_R es el coeficiente de reflejo de los obstáculos con trayectos múltiples, θ_{BW} es la anchura de haz de antena terrestre, y P_{MA} es el factor de promediación dinámica.

Nota.- Un P_{ESL} de -25 dB satisface, por lo general, el balance de error de propagación en un entorno de propagación complejo.

3.2.4 El factor de promediación dinámica depende de la geometría específica de los trayectos múltiples, de la velocidad d la aeronave, del régimen de datos de la función y de la anchura de banda del filtro de salida. Cuando las combinaciones de la geometría de los trayectos múltiples y de la velocidad de la aeronave son tales que la frecuencia de los festones de trayectos múltiples es superior a 1,6 Hz, el factor de promediación dinámica resulta ser:

$$P_{MA} = \sqrt{\frac{2\ (\text{anchura de banda de ruido del filtro de salida})}{\text{Régimen de datos de función}}}$$

3.2.5 Este factor puede reducirse aún más en los valores elevados de las frecuencias de los festones de trayectos múltiples cuando las distorsiones inducidas por los trayectos múltiples en los haces no concuerdan con los intervalos de tiempo entre las exploraciones IDA y VUELTA.

3.3 Diagrama de antena de elevación de aproximación

3. 3. 1 Si es necesario limitar la concurrencia de os trayectos múltiples, el diagrama horizontal de la antena de elevación de aproximación ha de reducir gradualmente la señal fuera de la línea de mira de la antena. En forma tipo, el diagrama horizontal de la antena de elevación de aproximación ha de reducirse en 3 dB a 20º fuera de la línea de mira y en 6 dB a 40º. Dependiendo de las condiciones existentes de trayectos múltiples, el diagrama de radiación horizontal puede requerir ser más menos reducido.

3.4 Canales de azimut de aproximación/azimut posterior

3.4.1 Cuando en una pista se hayan instalado MLS, para ambos sentidos de la aproximación, el equipo que no esté en uso para la aproximación puede utilizarse como azimut posterior. Si se desea asignar distintos canales a cada sentido de la pista, las unidades de azimut funcionarán necesariamente en distintas frecuencias según el modo de operación – azimut de aproximación o posterior. En la asignación de canales debe procurarse que las dos frecuencias estén lo suficientemente próximas para evitar cualquier ajuste mecánico del diagrama vertical de la antena de azimut cuando se invierta el sentido de la aproximación.

3.4.2 La separación de frecuencias debe limitarse de modo que la perdida de ganancia de diagrama de azimut posterior (con respecto al valor de aproximación óptimo<9 pueda compensarse con los márgenes de potencia del transmisor que se indica en la Tabla G-1 para la función de azimut posterior.

4. ASPECTOS RELATIVOS AL EMPLAZAMIENTO

4.1 Emplazamiento común MLS/ILS

4.1.1 *Antena de elevación MLS*

4.1.1.1 *Introducción*

4.1.1.1.1 Cuando en el lugar de la instalación para trayectoria de planeo ILS haya de emplazarse una antena de elevación MLS, debe adoptarse una serie de decisiones antes de determinar donde ha de emplazarse dicha antena. Los criterios de emplazamiento se han elaborado a base de minimizar los efectos del equipo de elevación MLS en la señal de trayectoria de planeo ILS. Estos criterios, junto con consideraciones relativas a la señal en el espacio, a las áreas operacionales y críticas y al franqueamiento de obstáculos, repercutirán en el emplazamiento definitivo de la antena de elevación.

4.1.1.1.2 El objetivo es establecer en un principio una región amplia en la que haya d emplazarse la antena de elevación y a continuación concretar dentro de la zona el lugar óptimo para una determinada instalación. Este objetivo se alcanza aplicando por pasos una serie de factores y consideraciones. Este proceso de decisiones se indica mediante el diagrama de operaciones lógicas de la Figura G-17. No se pretende que estas directrices constituyan un manual completo sobre

emplazamiento MLS sino solamente que sirvan de texto de orientación para el caso de que el MLS tenga que estar en un emplazamiento común con el ILS.

4.1.1.1.3 En la Figura G-17 el número de sección corresponde a una de las tres configuraciones geométricas de emplazamiento, es decir, 4.1.1.2 corresponde al "emplazamiento de la antena de elevación entre la trayectoria de planeo y la pista" etc. Los números de cada bloque corresponden al párrafo del texto de explicación de la Figura G-17. En tal párrafo se proporciona una descripción más detallada de los factores que han de considerarse en el proceso correspondiente a dicho bloque.

4.1.1.1.4 En la Figura G-18 se indican las dos regiones que en términos generales se consideran para el emplazamiento de la antena de elevación. Según el emplazamiento de la trayectoria de planeo, pudiera ser que no existiera una u otra de las regiones. Además, antes de que puedan tenerse en cuenta, estas regiones deben satisfacer los criterios correspondientes a la señal en el espacio.

4.1.1.*2 Emplazamiento de la antena de elevación entre la trayectoria de planeo y la pista*.

4.1.1.2.1 El retroceso de la antena de elevación depende de la altura de la referencia de aproximación (ARD) del MLS. La ARD del MLS debe satisfacer los criterios establecido en la Subparte 3, 3.11.4.9.1. El retroceso d la antena de elevación puede determinarse mediante la ecuación (véase la Figura G-19):

$$SB = \frac{ARDH - RPCH}{\tan\theta} \geq \frac{15 - RPCH}{\tan\theta}$$

En la que:

todas las distancias están expresadas en metros;

SB es el retroceso del centro de fase de la antena de elevación con respecto al umbral de pista, en dirección paralela al eje de pista

RPCH es la altura del centro de la antena de elevación respecto a la superficie de la pista en el umbral. (Están comprendidas la altura del centro de fase de la antena de elevación y la diferencia de elevación entre el umbral y el emplazamiento de la antena de elevación); y

ARDH es la altura desead de la referencia de aproximación MLS; y

Θ es la trayectoria de planeo mínima.

4.1.1.2.2 El sistema de coordenadas cónicas de la antena de elevación y su desplazamiento con respecto al eje de la pista harán que la guía de elevación de la trayectoria mínima de planeo se encuentre por encima del punto de referencia de aproximación. Considerando la Subparte 3, 3.11.5.3.5.2.2, la magnitud del desplazamiento debe limitarse de conformidad con la siguiente ecuación:

$$(OS)^2 + (SB)^2 \leq \left[\frac{18 - RPCH}{\tan\theta}\right]^2$$

En la que:

todas las distancias están expresadas en metros;

OS es la distancia de desplazamiento entre el centro de fase de la antena de elevación y el plano vertical que contiene el eje de la pista (véase la Figura G-19)

4.1.1.2.3 Asimismo, el ARD del MLS debe coincidir, salvo un metro de margen, con el punto de referencia ILS según se indica en la Subparte 3, 3.11.5.3.5.3. Este requisito se expresa mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{RDH - 1 - RPCH}{\tan\theta} \leq SB \leq \frac{RDH + 1 - RPCH}{\tan\theta}$$

En la que:
todas las distancias están expresadas en metros;
RDH es la altura de la referencia ILS.
4.1.1.2.4 Para determinar el límite diagonal de la región 1 de la Figura G-18 deben tenerse en cuenta dos factores. El primer factor es que la antena de elevación no debe penetrar en la región por la cual la zona de Fresnel correspondiente a la trayectoria de planeo ILS es objeto de migración durante una aproximación. En general, puede satisfacerse este requisito emplazando la antena de elevación hacia el lado de la pista de la línea diagonal entre el mástil de la antena de trayectoria de planeo y el eje de la pista n el umbral. El valor de φ de la Figura G-18 depende del emplazamiento del mástil de la antena de trayectoria de planeo respecto al eje de la pista en el umbral. El segundo factor consiste en minimizar la penetración lateral del diagrama de antena de trayectoria de planeo (véase 4.1.1.3.2). Sin embargo, no es esencial, sino solamente preferible, satisfacer el segundo factor para esa región de la antena de elevación.

4.1.1.2.5 Después de determinar los límites aceptables de emplazamiento de la antena de antena de elevación a base de los criterios mencionados, se determina el desplazamiento mínimo de la antena de elevación a base de los requisitos de limitación de obstáculos del Anexo 14, Capítulo 4.

4.1.1.2.6 Siempre que sea posible ha de ajustarse el emplazamiento de la antena de elevación para minimizar las repercusiones del área crítica de la antena de antena de elevación en las operaciones del vuelo. Asimismo, puede ser conveniente elegir el emplazamiento de la antena de elevación de forma que sea máxima la unión del área de la antena de elevación MLS y el área crítica de trayectoria de planeo ILS. Esta unión reducirá a un mínimo cualquier extensión del área crítica combinada. Dado que es necesario emplazar la antena de elevación por delante de la trayectoria de planeo, la antena de elevación debe normalmente estar emplazada en el área crítica de la trayectoria de planeo. Véase en la Sección 4.3 lo relativo a las áreas críticas de la antena de elevación. Véase en el adjunto C. sección 2.1.10, una descripción dl área de trayectoria de planeo.

4.1.1.2.7 Una vez determinado el emplazamiento de la antena de elevación ha de obtenerse el lugar para emplazar el equipo monitor de la antena de elevación. La señal de elevación debe ser supervisada en la forma indicada en 2.4.3 Adjunto G. La altura del equipo monitor de campo de elevación depende me la vigilancia total de la trayectoria de planeo mínima y de los criterios de franqueamiento de obstáculos. Para determinar el emplazamiento del equipo monitor pudiera ayudar la consideración de lo siguiente:

a) Es conveniente que el monitor de campo esté lo más alejado posible para reducir al mínimo los efectos de campo cercano en el monitor. Sin embargo, esta distancia ha de limitarse para evitar falsas alarmas debías al tránsito de vehículos y de aeronaves entre el equipo monitor de campo y la antena
b) Es conveniente que en la zona de aproximación final se reduzca a un mínimo l loqueo y distorsión de la señal de elevación por parte del equipo monitor. Esto puede lograrse si el emplazamiento del equipo monito está desplazado hasta 30º de la línea de mira de la antena de elevación, con distancias de entre 40 m (130 ft) a 80 m (260 ft), dependiendo de las características del equipo de que se trate.
c) El desplazamiento del equipo monitor de campo con respecto a la línea de mira de la antena ha de limitarse para mantener la sensibilidad apropiada del equipo monitor con respecto a la estabilidad mecánica. No se pretende que el desplazamiento del equipo monitor de campo exceda en más de 301 a partir de la línea de mira de la antena de elevación.
d) El equipo monitor de campo de elevación ha de emplazarse de forma que se evite influir en el equipo monitor de campo de trayectoria e planeo ILS o ser influido por dicho equipo.

4.1.13 *Emplazamiento de la antena de elevación con un desplazamiento superior al de la trayectoria de planeo.*

4.1.1.3.1 Cuando el emplazamiento de la antena de elevación esté desplazado a una distancia comprendida entre 10 m y 180 m (430m ft y 590 ft) del eje de la pista, es importante el efecto cónico sobre la altura obtenida de la referencia de aproximación. Dependiendo de la instalación, pudiera ser necesario ajustar el retroceso de la antena de elevación para satisfacer los criterios mencionados en los párrafos 4.1.1.2.1, 4.1.1.2.2 y 4.1.1.2.3.

4.1.1.3.2 Si se emplazará la antena de elevación con un desplazamiento, respecto al eje de la pista, superior al de la trayectoria de planeo establecida, la antena de elevación no debe penetrar en el diagrama lateral de la trayectoria de planeo. EL valor de Φ en la Figura G.18 es función del tipo de antena de trayectoria establecida y de las características físicas del equipo de elevación. Por lo general "Φ" denota el punto ¡10 dB en el diagrama lateral de la antena de trayectoria de planeo. A reserva de que se verifique la calidad de la señal de la trayectoria de planeo, el valor de ¡10 dB puede reducirse a ¡4 dB, especialmente en las antenas de trayectoria de planeo con efecto de captura.

4.1.1.3.3 Después de determinar los límites aceptables para el emplazamiento de la antena de elevación a base de los criterios mencionados, debe concretarse más este emplazamiento para satisfacer los requisitos de limitación de obstáculos del Anexo 14, particularmente los criterios de separación entre las calles de rodaje y los obstáculos.

4.1.1.4 *Opciones*

4.1.1.4.1 Si no pudiera lograse con facilidad el emplazamiento común de la antena de elevación con la trayectoria de planeo, una opción consiste en emplazar la antena de elevación en el lado opuesto de la pista.

41.2 *Antena de azimut MLS*
4.1.2.1 *Introducción*
4.1.2.1.1 Cuando la antena de azimut MLS haya de emplazarse en común con el localizador ILS, deben adoptarse una serie de decisiones antes de determinar dónde ha de emplazarse la antena de azimut. Los criterios de emplazamiento se han elaborado a base de minimizar los efectos del equipo de la antena MLS en la señal del localizador ILS y viceversa. Estos criterios, junto con consideraciones relativas a la señal en el espacio, a las operaciones, a las áreas críticas y al franqueamiento de obstáculos repercutirán en el emplazamiento definitivo de la antena de azimut. Dado que, en el caso de una pista abombada o de un sistema de iluminación de aproximación, puede ser necesario aumentar la altura del centro de fase de la antena de azimut (PCH), es preciso tener en cuenta estos factores al aplicar cualquiera de los siguientes criterios.
4.1.2.1.2 El objetivo es establecer en un principio una región amplia en la que haya de emplazarse la antena de azimut y a continuación concretar dentro de la zona el lugar óptimo para una determinada instalación. Este objetivo se alcanza aplicando por pasos lo indicado en el diagrama de operaciones lógicas de la Figura G-20:

4.1.2.1.3. En la Figura G-20, los números de sección corresponden a una de las cuatro geometrías de emplazamiento (es decir, 4.1.2.2 corresponde a la antena de "azimut emplazada por delante la antena del localizador", etc). Los números de cada bloque corresponden a un determinado párrafo del texto de explicación de la Figura G-20. En estos párrafos se proporciona una descripción mas detallada de los factores que han de considerarse en esta etapa del proceso.

4.1.2.2 *Antena de azimut emplazada delante de la antena del localizador*

4.1.2.2.1 La antena de azimut ha de emplazarse simétricamente en el eje del rumbo del localizador por lo menos 30 m (100 ft) delante del conjunto de antena del localizado. El límite de distancia

máxima (variable "X" de la Figura G-21) se determina mediante el requisito de satisfacer los requisitos de limitación de obstáculos del Anexo 14, tanto para la estructura de la antena de azimut como para el equipo monitor de azimut. Este es el lugar preferido para la antena de azimut. Sin embargo, pudiera ser que otros factores, tales como la presencia de un monitor de localizador de campo cercano, exigieran que se modificara el emplazamiento de la antena de azimut. La antena de azimut no puede estar emplazada de forma que bloquee la línea de alcance óptico entre la antena del localizador y el equipo monitor de campo del localizador. Debido a que la estación de azimut bloquea la línea de alcance óptico del punto de verificación de tierra ILS, puede que haya que volver a estudiar los puntos de verificación de tierra del ILS.

4.1.2.2.2 Es conveniente que la antena DME/P esté, siempre que sea posible, en emplazamiento común con la antena de azimut. Sin embargo, si no fuera posible que la antena DME/P estuviera en emplazamiento común con la antena de azimut por infringirse los criterios de limitación de obstáculos, podría pensarse en un emplazamiento desplazado de la antena DME/P o en la selección de otra configuración distinta para emplazamiento común (véase el Adjunto C, sección 7.1.6 y Sección 5)

4.1.2.2.3 Siempre que sea posible ha de ajustarse el emplazamiento de la antena de azimut para minimizar el influjo del área crítica de la antena de azimut en las operaciones de vuelo. Además, puede ser conveniente que se unan lo más posible las áreas críticas de azimut y del localizador. Dada la necesidad de emplazar la antena de azimut muy cerca de la antena del localizador, normalmente una de las antenas tendrá que estar emplazada dentro del área crítica de la otra antena. Véase en 4.3, lo referente al área critica de la antena de azimut y en el Adjunto C. Sección 2.1.10, lo referente a las áreas críticas del localizador.

4.1.2.2.4 Después de haberse determinado el emplazamiento conveniente de la antena de azimut, debe encontrase un emplazamiento para el equipo monitor de campo de la antena de azimut. La supervisión de la antena de azimut debe efectuarse según se indica en 2.3.1. El emplazamiento preferido para el equipo monitor de campo en la prolongación del eje de la pista. Sin embargo, el mástil del equipo monitor puede ser una fuente de deterioro de la señal de azimut. Por consiguiente, si este emplazamiento del equipo monitor ocasiona un deterioro inaceptable de la señal, o la capacidad de supervisión no es satisfactoria por la presencia de estructuras para las luces, localizador ILS, etc., pudiera ser conveniente elegir oro emplazamiento para el equipo monitor de campo. Solamente se recomienda este segundo procedimiento si se dispone de supervisión total del radial de aproximación. Para determinar el emplazamiento del equipo monitor pueden ayudar las siguientes consideraciones:

a) es conveniente que el equipo monitor de campo este lo más alejado posible para reducir al mínimo los efectos de campo cercano en el monitor. Sin embargo, esta distancia debe limitarse para evitar falsas alarmas al tránsito de vehículos y de aeronaves entre el equipo monitor y la antena de azimut
b) es conveniente que en la zona de aproximación final se reduzca a un mínimo el bloqueo y la distorsión de las señales de azimut por parte del equipo monitor de campo. El equipo monitor de campo debe estar emplazado a la mayor distancia posible debajo del centro de fase de la antena de azimut.
c) El desplazamiento del monitor de campo con respecto a la línea de mira de la antena debe limitarse para mantener la sensibilidad apropiada del equipo monitor con respecto a la estabilidad mecánica; y
d) El equipo monitor de campo de la antena de azimut debe emplazarse de forma que se evite influir en el equipo monitor del localizador o ser influido por dicho equipo.

4.1.2.3 *La antena de azimut emplazada detrás del localizador ILS*

4.1.2.3.1 La distancia entre el localizador y al antena de azimut del MLS dependerá de los requisitos en materia de limitación de obstáculos, de la disponibilidad de terreno, de la presencia de un rumbo posterior del localizador y de la conveniencia de un emplazamiento común para la antena DME/P y

la antena de azimut. Si se utiliza un rumbo posterior de localizador, se recomienda una distancia por lo menos de 30 m (100 ft) entre la antena de azimut y la antena del localizador y en tal caso la antena de azimut debe estar emplazada en el eje de rumbo del localizador. En el caso de antenas de localizador de una gran relación de potencia de lóbulo anterior-a-posterior (eficacia direccional), puede ser posible reducir la separación de 30 m (100 ft). Una vez se conozca la distancia entre la antena de azimut y la del localizador, se podrá emplear la Figura G-22 para determinar la altura del centro de fase de la antena de azimut en relación con la configuración de la antena del localizador ILS son insignificantes (#0,03º), es característico seleccionar el punto "W" (Figura G-22) para establecer el valor de la variable "X" de la Figura G-22. Si la selección de ese punto resulta en un emplazamiento de antena de azimut que infringe las condiciones respecto las condiciones respecto al franqueamiento de obstáculos, o resulta es una instalación en torre que no es viable, se podrían considerar las medidas siguientes:

a) si se sabe concretamente de qué localizador y equipo de azimut se trata, puede hacerse entonces un análisis para decidir la altura del centro de fase de azimut. Por lo general se recomienda que la altura del centro de fase de azimut se seleccione de manera que los errores resultantes de la dispersión de la señal del localizador se limiten a 0,03º. Ahora bien, se podría aumentar esa tolerancia en algunos casos después de considerar lo que contribuyen otras fuentes de error, tales como los equipos de tierra y de a bordo, las reflexione de lóbulo lateral de los edificios, las reflexiones de tierra, y los errores producidos por las aeronaves interferentes (véase la Tabla G-10; y
b) puede seleccionarse un puno de la línea W¡ W_N (Figura G-22) para determinar el valor de la variable "X". Es preferible que el punto que se selecciones esté lo más cercano del punto "W" que sea práctico y debe ser operativamente aceptable para el procedimiento de que se trate. Puesto que la asignación de error que se ha empleado para elaborar estos criterios representa una pequeña porción del balance total de propagación de error, la señal se azimut reunirá las condiciones de precisión por debajo del plano que contiene el punto seleccionado y el centro de fase de la antena de azimut. El punto a lo largo del ángulo mínimo d la trayectoria de planeo en que se da una señal de azimut aceptable, puede determinarse haciendo mediciones en vuelo.

4.1.2.3.2 Si el equipo monitor de campo cercano al localizador está situado en la prolongación del eje de pista, puede ser necesario ajustar la altura del centro de fase (PCH) de la antena de azimut o la altura del equipo monitor del localizador para reducir a un mínimo los efectos del mástil del equipo monitor del localizador en la señal de azimut. Sin embargo, se espera que mientras el mástil del equipo monito este a la misma altura o a una altura inferior a la del elemento de antena del localizador, no serían necesarios otros ajustes por razón del mástil del equipo monitor.

4.1.2.3.3

4.1.2.4 *Configuración integrada d antena azimut y de localizador*

4.1.2.4.1 *Antena azimut integrada bajo la configuración del localizador*

4.1.2.1.1.1 Lo primero que debe considerarse en esta configuración es determinar la altura de la superficie de franqueamiento de obstáculos en un conjunto de antenas de localizador. La distancia vertical entre el terreno y la superficie de franqueamiento de obstáculos en este punto debe ser, por lo menos, igual a la altura de la antena de azimut, comprendido el pedestal además de la separación vertical requerida entre la parte superior de la antena de azimut y el elemento de la antena del localizador. Si no se cumple esta condición la de estudiarse otras configuraciones de emplazamiento común.

4.1.2.4.1.2 Los resultados experimentales a partir de un localizador a intervalos de 24 elementos, indican que la separación vertical entre la parte superior de la antena de azimut y la parte inferior de los elementos de la antena del localizador han de ser por lo menos de 0,5 m (1,6 ft), siendo preferida una separación superior a 0,7 m (2,3 ft). En el caso de localizadores con elementos que tengan un acoplamiento relativamente superior, es preferible una mayor separación vertical.

4.1.2.4.2 *Antena azimut integrada en la configuración del localizador*

4.1.2.4.2.1 Cuando se trate de esta configuración puede que no sea necesario tener en cuenta la altura de la superficie de franqueamiento de obstáculos, puesto que la antena de azimut es generalmente más baja que la antena del localizador instalado. Al integrar la antena de azimut es preciso hacer ciertas modificaciones a la antena del localizador que puede influir en la señal del localizador en el espacio. Sin embargo, dicha influencia depende muchísimo del tipo de localizador.

4.1.2.4.2.2 Los resultados de los experimentos con un localizador de dos frecuencias que emplea antenas dipolares, indican que es posible compensar esas influencias haciendo pequeñas modificaciones en la antena del localizador donde este instalada. La viabilidad de esta configuración integrada hay que conformarla con cada tipo de localizador.

4.1.2.4.3 Si existe un equipo monitor de campo cercano al LS, es necesario determinar el aumento de la altura del centro de fase de la antena de azimut o la disminución de la altura del equipo monitor del localizador que son necesarias para reducir al mínimo los efectos del mástil del equipo monitor en la señal de azimut. En general, pueden obtenerse resultados satisfactorios emplazando el centro de fase de la antena de azimut aproximadamente a 0,3 m (1 ft) por encima del mástil del equipo monitor. Este valor depende del diseño del equipo monitor del localizador y del emplazamiento.

4.1.2.5 *Azimut desplazado*

4.1.2.5.1 En algunos lugares en que el ILS y el MLS tengan emplazamientos comunes, podría resultar imposible debido a ciertas limitaciones físicas, ubicar la antena de azimut del MLS enfrente o detrás de la antena del localizador del ILS o integrarla con la antena del localizador del ILS. En estos casos podría resultar ventajoso desplazar las antenas del MLS y del DME/P. La información sobre emplazamiento contendida en los datos auxiliares permitirá el cálculo a bordo de la aeronave de una aproximación MLS a lo largo del eje de pista.

4.1.2.5.2 En el caso de esta configuración de emplazamiento en común, el emplazamiento preferido es aquel en el que el radomo de la antena de azimut se sitúa en el plano de la antena del localizado (Área 1 de la Figura G-21). Se recomienda una distancia mínima de 3 m (10 ft) entre el equipo de azimut y la antena del localizador (elemento terminal).

4.1.2.5.3 Si no resulta práctico colocar la antena de azimut en la transversal del localizador, esta puede instalarse detrás del plano de la antena del localizador (Área 2 de la Figura G-21). El desplazamiento de la antena de azimut ha de proporcionar por lo menos 3 m (10 ft) de distancia e impedir que la antena del localizador penetre en la región de guía proporcional del azimut.

4.1.2.5.4 Si hay que instalar la antena de azimut delante del plano de la antena del localizador, puede que se produzca una reducción en la señal del localizador. La región donde se prevé que el equipo de azimut tenga menos efecto en la señal el localizador, se indica como Área 3 de la Figura G-21. Puede verificarse el emplazamiento de la antena de azimut empleando una maqueta de equipo azimut.

4.2 Emplazamiento del MLS en el interior de un sistema de iluminación de aproximación

4.2.1 El emplazamiento de la antena de azimut MLS se verá afectado por la presencia de un sistema de iluminación de aproximación desde el extremo opuesto. Los factores que ha de considerarse para el emplazamiento adecuado son los requisitos de cobertura (véase 2.3.2), la necesidad de evitar que se bloquee la vista de las luces, los requisitos de limitación de obstáculos y los trayectos múltiples de la señal de azimut debidos a las estructuras de las luces.

4.2.2 Estos criterios se aplican a instalaciones usuales en las que las luces de aproximación se montan esencialmente a una altura constante, o se levantan a medida que aumenta la distancia a la pista.

4.2.3 Las siguientes orientaciones se basan en el emplazamiento MLS n el interior de un sistema de estructuras de iluminación existente. Puede resultar más práctico utilizar, de ser posible, estructuras de luces que no afecten a la señal en el espacio.

4.2.4 Si no fuera posible o viable el emplazamiento de la antena de azimut MLS en la prolongación del eje de la pista, 60 m (200 ft) más allá del extremo del sistema de luces de aproximación, podría colocarse dentro de la línea de luces con arreglo a los siguientes criterios:

a) En el plano horizontal la antena debe emplazarse en la prolongación del eje de la pista 300 como mínimo del extremo de parada y lo más posible de la luz más cercana al extremo de parada de la pista. (De este modo la parte del equipo de azimut se sitúa frente a una luz)
b) La estación d azimut se ha de colocar de modo tal que el enmascaramiento de las luces se reduzca al mínimo, especialmente dentro de los límites de la altura de decisión. La estación de azimut no debe enmascarar ninguna otra luz más que la(s) que se halla(n) en el centro de una barra transversal o en el eje de una barreta (para más pormenores veas el Anexo 14, Volumen I, Adjunto A, Sección 11.3)

4.2.4.1 Si el espaciado entre luces adyacentes fuera de 30 m (100 ft) o más, el centro de fase debe situarse como mínimo a 0,3 m (1 ft) por encima del eje de luz más cercana al extremo de parada de la pista. Podría reducirse esta distancia a 0,15 m (0,5 ft), de ser necesario, si el emplazamiento no presenta problemas importantes de trayectos múltiples. Si hubiera esos problemas, serian necesario utilizar una estación de azimut elevada.

4.2.4.2 Si el espaciado entre puntos de luces adyacentes es inferior a 30 m (100 f), el centro de fase debe situarse como mínimo a 0,6 m (2 ft) por encima del eje de luz de la luz más cercana de parada de la pista.

4.3 Áreas críticas y sensibles

4.3.1 e que las señales MLS sufran interferencias depende del reflejo y del enmascaramiento que exista alrededor de las antenas MLS, así como de las anchuras de haz de la antena. Los vehículos y objetos fijos que se encuentran dentro del espacio cubierto por 1,7 anchuras de haz en el lugar de la recepción, se consideran que están “en el haz” y provocarían interferencia en los trayectos múltiples del lóbulo principal en la guía MLS. Característicamente, la anchura del haz de los equipos de tierra se elige de manera que no haya reflejos en el haz de azimut a lo largo del rumbo de la aproximación final, y de que haya trayectos múltiples en el haz de elevación a lo largo de las trayectorias de planeo establecidas. Sin embargo, puede ocurrir que los objetos movibles entren en las regiones de trayectos múltiples en el haz, y que causen reflejos de interferencia o enmascaramiento de las señales de guía hasta tal punto que la calidad resulte inaceptable. Es preciso definir y reconocer las zonas en las que vehículos pueden producir esa degradación. Para redactar criterios de zonas protectoras, esas áreas pueden dividirse en dos clases, a saber, críticas y sensibles:

a) El área crítica del MLS es la que tiene dimensiones definidas alrededor de las antenas de azimut y elevaciones, en la que no se permiten vehículos, incluidas las aeronaves, durante las operaciones MLS. Se protege el área crítica porque la presencia de vehículos o aeronaves dentro de sus límites causa perturbaciones inaceptables en la señal de guía.
b) El área sensible del MLS se extiende más allá del área crítica, y en ella se controla el estacionamiento o movimiento de vehículos, incluidas las aeronaves, para evitar la posibilidad de interferencias aceptables en las señales MLS durante las operaciones MLS.

El área sensible protege la interferencia que causan los objetos grandes fuera del área crítica pero normalmente dentro de los límites del aeródromo.

Nota 1.- Cuando la señal de guía se puede perturbar únicamente a determinada altura del suelo, se usan los términos "volumen crítico" o "volumen sensible"

Nota 2.- Se definen áreas críticas y áreas sensibles con el fin de proporcionar protección apropiada a las señales de guía MLS. La terminología utilizada puede variar de un estado a otro. En algunos de ellos se utiliza la expresión "área critica" al referirse al área llamada sensible en el presente documento.

4.3.2 En las figuras G-23 y G-24 se ofrecen ejemplos característicos de áreas críticas y sensibles que han de protegerse. Los valores tabulados de las Figuras G-23 y G-24 se aplican a los procedimientos de aproximación con anglos de elevación de 31 o más. Para garantizar la calidad de la señal, ordinariamente es necesario prohibir la entrada de todo vehículo, así como el rodaje o estacionamiento de aeronaves en esa área durante las operaciones MLS. Convine designar con claridad el área crítica establecida por cada antena de azimut y de elevación. Puede que sea menester instalar dispositivos apropiados de señales en las calles de rodaje y carreteras que penetren en el área crítica fin de impedir la entrada de vehículos y de aeronaves.

4.3.3 Se pueden emplear modelos computarizados para calcular la magnitud y duración de las perturbaciones de señal provocadas por las estructuras o aeronaves de diversos tamaños y orientación en diversos lugares. Generalmente los parámetros que se requieren para construir un modelo de esa clase son, la anchura de haz de la antena y el tamaño, lugar y orientación de los objetos reflectores o enmascaradores. Tomando en cuenta la degradación de señal máxima permisible provocado por trayectos múltiples provocados por las aeronaves en tierra, pueden calcularse las correspondientes áreas críticas y sensibles. Ese es el método que se ha seguido al elaborar las Figuras G-23 y G-24 después de convalidar los modelos computarizados que incluyen al comparar n puntos seleccionados los resultados computarizados con os datos verdaderos, obtenido en el emplazamiento y en vuelo acerca de la interferencia que causan las aeronaves en las señales de guía MLS.

4.3.4 Ordinariamente, controlando las áreas críticas y designando las áreas sensibles del aeropuerto propiamente dicho, será suficiente para proteger las señales MLS de los efectos trayectos múltiples que crean las grandes estructuras fijas de tierra. Esto adquiere especial importancia cuando se considera el tamaño de los nuevos edificios. Por lo general los edificios fuera de los límites del aeropuerto no causan dificultades en la calidad de la señal MLS, siempre y cuando los edificios reúnan las condiciones respecto a los criterios de limitación de obstáculos.

4.3.5 Los límites de la zona protegida (o sea, las áreas críticas y sensibles combinadas) se definen de tal modo que la interferencia causada por aeronaves y vehículos situados al exterior de dichos límites no provoquen errores superiores a los que normalmente se toleran en relación con los efectos de la propagación. El cálculo de las tolerancias de error para proteger los perfiles de aproximación por el eje, como se indica en las Tablas G-10 y G-11 para un medio de propagación "despejado" y "cargado", se realiza de la manera siguiente. Se deducen las tolerancias por erro de equipo (sobre la base de la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados9 de los límites de error de los sistemas en el nivel de referencia de aproximación y el resto del balance de error está disponible para anomalías de propagación. La reflexión de tierra está prevista en los emplazamientos despejados y en los cargados.; en el caso de los medios cargados, se reserva un margen para admitir otras fuentes de error como las vibraciones de las estructuras de apoyo, las señales difractadas procedentes, por ejemplo, de las luces y soportes del sistema de iluminación de aproximación o las reflexiones laterales más intensas. Por último, se aplica el 70% del resto del balance de error para definir los límites de la zona protegida. Así pues, se dispone de balance de error para definir los límites en los casos de un medio de propagación muy despejado donde solo existan las reflexiones de tierra y los medios muy cargados donde existan numerosas fuentes importantes de error de propagación.

4.3.6 Las áreas del MLS son más pequeñas que las del ILS. Cuando las antenas MLS estén muy cerca de las antenas ILS, en la mayoría de los casos las áreas críticas del ILS protegerán al MLS en trayectorias de aproximación similares.

Nota. Se obtiene reducción de las áreas críticas y sensibles del MLS por medio de mediciones y análisis en las que se tenga en cuenta el medio especifico. Se recomienda que se tomen muestras a lo menos cada 15 m (50 ft).

4.3.7 *Azimut*. En el caso de una antena de azimut para una aproximación alineada con el azimut de cero grados, la zona entre la antena de azimut y el extremo de parada de pista ha de designarse como área crítica. El área sensible de la Figura G-25ª constituye protección extra para la señal cuando se estén efectuando aterrizajes con poca visibilidad. Por lo general, el área sensible de azimut se situará entre los límites de pista de manera que pueda ejercer control, adecuado sobre el movimiento de tráfico y evitar interferencias inaceptables en las señales MLS. Al calcular las longitudes de área sensible que figuran en la Tabla G-12A, se supuso que la aeronave que había aterrizado de tipo B-727 (o B-747) había dejado libre la pista antes de que la otra aeronave en vías de aterrizar alcanzara la altura de 90 m (300 ft) [o 180 m (600 FT) para un B-747]. Se llegó a dicha suposición después de estudiar los factores siguientes:

a) separación de 5,6 km (3 NM) detrás de aviones del tamaño B-747
b) separación de 3,7 km (2 NM) detrás de aviones del tamaño B-727
c) el tiempo que ocupa la pista los aviones que aterrizan es de 30 segundos; y
d) la velocidad de aproximación de las aeronaves e de unos 220 km/hr (2 NM/min)

4.3.7.1 Para un equipo de azimut de aproximación que da apoyo en guía de aeronaves en la superficie de la pista, debe protegerse un área sensible. Debido al bajo nivel de la densidad de potencia recibida por una aeronave en tierra con la antena receptora en elimine inferior de cobertura, la densidad de potencia relativa del haza de azimut difractado por el borde posterior fino de una aeronave que sale o se aproxima a la pista puede ser significativo y crear efectos de trayectos múltiples dentro del haz. Las superficies características en las que no debe estar presente el plano de deriva de la aeronave se describen en la Figura G-23B. Existen sectores angulares que inician a partir de la antena de azimut con una semianchura de 1,7 la anchura del haz con centro en el eje de la pista. La semianchura se limita al valor dado en la Tabla G-12E para un centro de fase de la antena de azimut a 1,4 m (4,6 ft) por encima de una pista plana. En caso de que la densidad de potencia recibida en tierra difiera de la que se espera a partir de la propagación por encima de una superficie plana del suelo, deben aplicarse algunas correcciones. Se ha determinado que, por ejemplo, si la densidad de potencia real a 2,5 m (8 ft) por encima de la pista es 6 dB mayor (debido, por ejemplo, a un centro de fase de la antena de azimut dos veces más alto), la semianchura del área sensible puede reducirse 6 m (20 ft) (o aumentarse a la densidad de potencia es 6dBb menor).

4.3.7.2 En el caso de una antena de azimut para una aproximación desplazada las áreas críticas y sensibles del lugar donde se haya instalado la de azimut y de la orientación d la derrota de aproximación en relación con el azimut de cero grados. El área critica se extiende por lo menos 300 m (1 000 ft) delante de la antena de azimut. Para evitar enmascaramiento mientras se estén efectuando las operaciones de aterrizaje, ha de aumentar la protección estableciendo un área sensible. En la Tabla G-12B se consigna la longitud de las áreas sensibles para instalaciones de azimut desplazado. Cuando el procedimiento se hace a lo largo de un azimut que no sea el de cero grados, en la definición de la vista en planta debe tomarse en consideración la expansión del haz. La Figura G-25 ilustra un ejemplo típico.

Nota.- Estas orientaciones se aplican también a toda antena de azimut que haga la función de azimut posterior.

4.3.7.3 *Áreas críticas y sensibles para la aproximación por cálculo de eje*. En la Figura G-26 aparece una ilustración general del área que ha de protegerse del movimiento incontrolado del tráfico terrestre. LA forma exacta de dicha área dependerá de la ubicación de la antena de azimut, de la

distancia de la antena de azimut al umbral, de la altura de decisión, del tipo de aeronave utilizada en dicha instalación y del entorno de trayectos múltiples.

4.3.7.3.1 Para determinar el área que ha de protegerse son apropiados los siguientes pasos:

a) determinar La dirección de la línea AG (Figura G-26) a partir de la antena de azimut (punto A) hasta el punto más cercano a la pista en que se necesite una guía (punto G);
b) localizar el punto C en la línea AG a una distancia de la antena de azimut que se obtiene utilizando la Tabla G-12C o G-12D. integrándose la distancia entre el azimut y el umbral, el tamaño de la mayor aeronave en tierra y la altura del punto G en la trayectoria de planeo mínima;
c) La línea AB tiene la misma longitud que la línea AC; ambas líneas tienen una separación angular que comprende una proporción para la trayectoria múltiple en el haz (1,7 de la anchura de banda) y un valor para la tolerancia de desviación de la trayectoria de vuelo para tener en cuenta las desviaciones de la aeronave respecto a la derrota nominal d aproximación;
d) Determinar la dirección de la línea AF a partir de la antena de azimut hasta el punto F a una altura de 300 m (1 000 ft) n la trayectoria de planeo mínima.
e) Determinar la dirección de la línea AD que tiene una separación angular de 1,7 BW en relación con la línea AF;
f) Obtener la longitud de la línea AD a partir de la Tabla G-12C o G-12D, utilizando la información sobre la altura del punto F; y
g) El área que ha de protegerse está delimitada por el polígono ABCD.

4.3.7.3.2 Ordinariamente las aéreas del polígono ABCD de la Figura G-26, por lo menos en los primeros 300 m (1 000 ft) o 600 m (2 000 ft) a partir de la antena de azimut, han de designarse, respectivamente, como área critica en la que se utilizan aeronaves del tamaño de las B-272 o B-747. El resto de la zona ha de designarse como área sensible. D ser posible, la antena de azimut ha de ser desplazada a un lado de la pista, que no sea el de las calles de rodaje en servicio. En las instalaciones en que la antena de azimut esté retrasada menos de 300 m (1 000 ft) o situada por delante del extremo de parada de la pista, el análisis y el estudio detallados de la configuración del aeropuerto podrían constituir la base de una reducción del área que ha de protegerse.

4.3.7.4 *Áreas críticas y sensibles en procedimientos MLS/RNAV*. En los procedimientos de aproximación MLS/RNAV, las áreas críticas y sensibles habrán de ampliarse a fin de que haya una protección contra trayectos múltiples en el haz en los sectores utilizados. Estas áreas agrandadas protegen procedimientos de aproximación cuya aplicación no es posible con el ILS. La longitud del área que se ha de proteger depende de la altura operacional mínima que se haya seleccionado en la Tabla G-13. Se proporciona en la Figura G-27, la información necesaria para determinar el área que se precisa proteger. Para una amplia gama de perfiles, la simulación revela que, donde s e estén explotando aeronaves del tamaño de la B-727, se obtendría protección adecuada si los primeros 300 m (1 000 ft) del área protegida se designan como área critica, y el resto como área sensible. En el caso de las aeronaves del tamaño de la B-747, la longitud correspondiente es de 600 m (2 000 ft). Para perfiles de aproximación más elevados, la longitud que se deriva de la Tabla G-13, o de una de sus ecuaciones, puede ser inferior a esos valores; en tal caso es preciso designar toda el área agrandada como área critica. Se puede obtener una flexibilidad superior analizando específicamente el perfil de aproximación y el entorno del aeropuerto.

4.3.8 *Elevación*. El área crítica de elevación que ha de protegerse proviene del volumen crítico indicado en la Figura G-24. Normalmente nos e define ninguna área sensible para la antena de elevación. Como normalmente la superficie inferior del volumen crítico está netamente por encima del nivel del terreno, las aeronaves pueden mantenerse cerca de la antena de elevación, con tal que no penetren el límite inferior del volumen crítico.

4.3.8.1 En los emplazamientos normales con antena de elevación de 1,0º de anchura de haz y de terreno llano, los fuselajes de la mayoría de las categorías de aeronaves podrán acoplarse a la superficie inferior del perfil del volumen crítico de la Figura G-24.

4.3.8.2 En cuanto a las antenas de elevación con una anchura de haz de 1,5º, se podría tolerar que los fuselajes de las aeronaves penetren en la superficie inferior del perfil del volumen crítico de la Figura G-24, definiéndose como volumen sensible la parte inferior del volumen critico entre 1,5º y 1,7 BW por debajo de la trayectoria de planeo mínima. En los emplazamientos situados helgadamente dentro del margen de tolerancia, las aeronaves podrán mantenerse en espera delante de la antena siempre y cuando:

a) el ángulo de separación entre la trayectoria de planeo y la parte superior del fuselaje de la aeronave sea de por lo menos 1,5º,
b) el empenaje vertical de la aeronave no penetra en la superficie inferior del volumen critico ;
y
c) el fuselaje está en ángulo recto al eje.

4.3.8.3 Para procedimientos de aproximación MLS/RNAV, la vista en planta del área critica de elevación exigirá una expansión a fin de asegurar la calidad de la señal de elevación a lo largo de la derrota de aproximación nominal (Figura G-28). Estas áreas agrandadas protegen procedimientos de aproximación cuya aplicación no es posible con el ILS. Las características de la vista del perfil (Figura G-24) no cambian, debiendo notarse que el límite inferior ha de relacionarse con la derrota de aproximación nominal. El presente teto de orientación cubre una amplia gama de perfiles: se puede obtener una flexibilidad superior analizando específicamente el perfil de aproximación y el entorno del aeropuerto.

5. ASPECTOS OPERACIONALES DEL EMPLAZAMIENTO DEL EQUIPO DME TERRESTRE

5.1 Siempre que se a posible, el equipo DME debe indicar al piloto la distancia cero en el punto de toma de contacto para responder a los requisitos operacionales actuales.

5.1.1 Cuando el DME/P se instale con el MLS, la distancia al punto de referencia MLS puede ser obtenida por el equipo de abordo utilizando la información sobre las coordenadas facilitadas por los datos MLS. La distancia cero DME debe estar referida al emplazamiento DME/P.

6. RELACIONES ENTRE LAS MEDIDAS DE VIGILANCIA Y CONTROL TOMADAS POR EL EQUIPO TERRESTRE

6.1 Las relaciones entre las medidas de vigilancia y control, se consideran necesarias para garantizar que las aeronaves no reciben una guía incompleta que pueda comprometer la seguridad, pero que al mismo tiempo continuaran recibiendo una guía valida que pueda utilizarse con seguridad en caso de que ciertas funciones cesen de radiar.

Nota.- En la Tabla G-14 se presenta la relación mutua entre las medidas de supervisión y las de control de quipo terrestre.

7. EQUIPO DE A BORDO

7.1 Generalidades

7.1.1 Los primeros y tolerancias del equipo de a bordo, que figuran en la presente sección, tiene por fin permitir la interpretación de las normas contenidas en La Subparte 3, 3.11 y aplicar tolerancias cuando resulte apropiado para:

a) variaciones de los parámetros del equipo terrestre dentro de los limites definidos en 3.11;
b) maniobras, velocidades y actitudes normales de las aeronaves dentro del espacio de cobertura.

Nota 1.- El equipo de abordo comprende las antenas de a bordo, el receptor de a bordo, el equipo interfaz del piloto y las interconexiones necesarias.

Nota 2.- La "European Organitation of Civil Aviation Electronics" (EUROCAE), y la Comisión Radiotécnica de Aeronáutica (RTCA), han compilado y coordinado "Especificaciones de actuaciones mínimas" detalladas, relativas a la aviónica MLS. La OACI comunica regularmente a los Estados contratantes listas actualizadas de publicaciones ce estos organismos, coordinadas internacionalmente, de acuerdo con las Recomendaciones 3. 18 a) y 6/7 a) de la Séptima Conferencia de navegación aérea.

7.1.2 *Decodificación de funciones*

7.1.2.1 El equipo de abordo ha de ser capaz de decodificar y tratar las funciones de azimut de aproximación, de azimut de aproximación de régimen alto, de azimut posterior y de elevación de aproximación, así como los datos necesarios para la operación prevista.

7.1.2.2 Además, el receptor utiliza métodos para evitar el tratamiento de funciones ocasionando por la presencia de preámbulos de función incorporados en los campos de datos de las palabras de datos básicos y auxiliares, y por la radiación de los lóbulos laterales del haz explorador. Uno de los métodos para lograrlo consiste en decodificar todos los preámbulos de función. Después de decodificar un preámbulo, la detección y decodificación de todos los preámbulos de funciones queda incapacitada durante el periodo de tiempo correspondiente a la duración de la función.

7.1.2.3 La información de distancia se decodifica independientemente.

7.1.3 El receptor decodifica toda la gama de valores angulares autorizados por el formato de señal de cada función. El ángulo de guía se determina midiendo el intervalo de tiempo ente las respectivas recepciones de las envolventes de las exploraciones "IDA" y "VUELTA". El ángulo decodificado se relaciona con este intervalo de tiempo mediante la ecuación que figura en la Subparte 3, 3.11.4.5

7.1.4 El receptor ha de ser capaz de efectuar el tratamiento normal de cada función radiada, cualquier que sea la posición de la función en las secuencias transmitidas.

7.1.5 Si la información sobre el azimut de aproximación y el azimut posterior MLS se presentan en el selector y/o en los instrumentos de vuelo, han de aparecer como grados magnéticos. Los receptores en modo automático han de presentar la información pertinente transmitida por la estación terrestre como parte de la palabra de datos básicos 4.

7.1.6 El receptor ha debe tener capacidades de selección tanto manual como automática para a derrota de aproximación, el ángulo de elevación y el radial de azimut posterior, en los casos en que se proporcione. En el modo automático, la selección debe efectuarse de la forma siguiente:

7.1.6.1 *Azimut de aproximación* – Selecciónese el ángulo reciproco a la orientación magnética del azimut de aproximación en la palabra 4 de datos básico.

7.1.6.2 *Ángulo de elevación* – Selecciónese el ángulo mínimo de trayectoria de planeo en la palabra 2 de datos básico.

7.1.6.3 *Azimut posterior* – Selecciónese el ángulo de la orientación magnética del azimut posterior en la palabra de datos básico 4.

Nota.- El receptor indica si la desviación está relacionada con la señal de azimut posterior.

7.1.7 El sistema receptor de a bordo del MLS debe tener una integridad compatible con la integridad general del MLS, que es por lo menos de 1 x 10^{-7} en cualquier aterrizaje.

7.1.8 El equipó de a bordo utilizado en operaciones MLS/RNAV ha de tener capacidad para presentar sin ambigüedades el procedimiento seleccionado.

7.2 Respuesta en radiofrecuencia

7.2.1 *Anchura de banda de aceptación*

7.2.1.1 El receptor debe cumplir los requisitos sobre capacitación y de performance cuando la frecuencia de la señal recibida se encuentra desplazada en ± 12 KHz con respecto al centro de la frecuencia del canal normal. Este valor tiene en cuenta los posibles desplazamientos del transmisor terrestre de ± 10 KHZ, así como desviaciones por efecto Doppler de ± 2 KHZ. El receptor debe descifrar todas las funciones independientemente de los diferentes desplazamientos de frecuencias de una función con respecto a la otra.

7.2.2 *Selectividad*

7.2.2.1 Cuando el receptor se sintoniza sobre un canal no utilizado y cuando una señal MLS no deseada, de un nivel de 33 dB sobre el nivel especificado en la Subparte 3, 3.11.4.10.1, para azimut de aproximación MDFD, se transmite sobre uno de los oros canales restantes, el receptor no debe captar esa señal.

7.2.3 *Respuesta no esencial den el canal*

7.2.3.1 La performance del receptor no especificada en la Subparte 3, 3.11.6, debe obtenerse cuando, además, se recibe una interferencia sobre el mismo canal en un nivel que no exceda el especificado e la Subparte 3, 3.11.4.1.4.

7.2.4 *Interferencia de transmisiones fuera de banda.*

7.2.4.1 La performance del receptor especificada en la Subparte 3, 3.11.6 ha de obtenerse cuando, además, se recibe una interferencia de señales no deseadas en un nivel que no exceda -124,5 dBW/m^2 en la antena receptora MLS.

7.3 Procesamiento de la señal

7.3.1 *Captación*

7.3.1.1 El receptor debe, en presencia de una señal de guía de entrada que se ajuste a los requisitos de la Subparte 3, 3.11.4 captar y validar esta señal de guía antes de hacer la transición al modo de seguimiento en menos de dos segundos a lo largo de la parte critica de la aproximación y en menos de seis segundos en los límites de cobertura.

7.3.1.2 Por debajo de 60 m (200 ft) no se perite ninguna captación de guía en azimut de aproximación ni de aproximación de régimen alto.

Nota.- La captación por debajo de 60 m (200 ft) puede ocasionar captación de guía falsa, ya que el nivel de la señal de trayectos múltiples puede estar sobre el nivel de señal directa. La pérdida de

potencia de la aeronave o la sintonización del piloto pueden ocasionar captación por debajo de 60 m (200 ft). Debe adoptarse medidas operacionales para evitar esta captación.
7.3.2 *Seguimiento*

7.3.2. Durante el seguimiento, el receptor debe proporcionar protección contra las señales no esenciales de corta duración (de menos de un segundo) y gran amplitud. Cuando se establece el seguimiento, el receptor debe proporcionar una información de guía valida antes de suprimir el aviso. Durante el modo de seguimiento, el proceso de validación debe continuar funcionando.

7.3.2.2 Después de la perdida de la señal de seguimiento por más de un segundo, el receptor debe proporcionar una señal de aviso. Durante un segundo la información de guía debe permanecer en el último valor de salida.

Nota 1.- Una señal de guía con validación es aquella que satisface los siguientes criterios:

a) se decodifica la identificación correcta de la función;
b) se decodifica la señal de cronología del preámbulo;
c) están presentes los haces de exploración “IDA” y “VUELTA” o la señales de margen izquierdo/derecho y están situados simétricamente con respecto al punto medio de tiempo; y
d) las anchura de ha detectada está comprendida entre 25 y 250 µs.

Nota 2.- Parra dar validez a la señal de guía también es necesario que el receptor confirme repetidamente que la señal que se está captando o siguiendo es la más larga por lo menos durante un segundo.

7.3.2.3 La aeronave debe estar en el eje de la pista o en el ángulo acimutal seleccionado a 60 m (200 ft) y el receptor tendría que estar en modo de seguimiento. Por debajo de esa altura, el receptor debe seguir rastreando la señal de azimut de aproximación o del azimut de aproximación de régimen alto mientras esta señal codifique un ángulo dentro de un sector estrecho centrado en el eje de la pista o en el ángulo acimutal seleccionado, incluso si otras señales son 10 dB más altas que la señal rastreada.

7.3.3 *Función de datos*

7.3.3.1 *Adquisición de datos.* La actuación para la captación a bordo de datos proporcionados por la función de datos básicos o por la función de datos auxiliares abarca dos aspectos: el tiempo adjudicado para la adquisición de los datos y la probabilidad de que ocurra un error no detectado en los datos adquiridos.

7.3.3.1 A la densidad de potencia de la señal mínima, el tiempo necesario para adquirir la “palabra” 2 de datos básicos que se transmite a un régimen de 6,25 Hz no excede de dos segundos sobre una base de probabilidad del 95%. El tiempo necesario para la adquisición de los datos que se transmiten a un régimen de 1 Hz no excede de 6 segundos sobre una base de probabilidad del 95%.

7.3.3.1.2 En el proceso de adquisición el receptor decodifica las palabras apropiadas de datos y realiza ciertas pruebas para asegurar que la probabilidad de ocurrencia de errores no detectadas no exceda del 1×10^{-6} a la densidad de potencia de señal mínima para los datos que requieren este nivel de integridad. Las especificaciones de actuación recomendadas en materia de errores no detectados pueden exigir que se efectué a bordo un tratamiento adicional de los datos que vaya más allá de la simple decodificación. Po ejemplo, eso puede lograrse mediante el tratamiento de varias muestras de las mismas palabras de datos.

7.3.3.1.3 Si el receptor no adquiere los datos esenciales para la operación prevista, ha de proporcionarse un aviso adecuado.

7.3.3.1.4 A la densidad de potencia de señal mínima, el tiempo para adquirir todas las palabras de datos necesarias para apoyar las operaciones MLS/RNAV (palabras de datos auxiliareis B1-B41, A1/B42, A2, A·, A4/B43 y la palabra de datos básicos 6) no debe exceder de 20 segundos sobre una base de probabilidad dl 95%. El equipo MLS/RNAV debe asegurar que la probabilidad de errores no detectados parra este bloque de datos no excede del 0,5 x 10^{-9}. Esta performance supone una mejora de 2 dB en la relación señal-ruido. Lo anterior puede lograrse reduciendo la perdida en los cables, o el margen o mejorando la sensibilidad del receptor (véase el ejemplo de balance de potencia a bordo en la Tabla G-2). Además, con niveles de señal superiores se ha previsto que el tiempo de adquisición sea inferior a 20 segundos.

7.3.3.2 *Validación de datos*. Después de la adquisición de los datos, el receptor confirma repetidamente que los datos recibidos son los mismos que los datos adquiridos. El receptor decodifica varios datos idénticos y consecutivos distintos de los adquiridos anteriormente antes de dar los pasos necesarios para aceptar los nuevos datos decodificados.

7.3.3.2.1 Con respecto a lo datos necesarios para apoyar operaciones MLS/RNAV, el equipo de abordo aplica a esos datos la verificación de redundancia cíclica (CRC) a efectos de asegurar que se ha logrado la integridad suficiente. Los datos que se siguen recibiendo continúan validándose. El equipo MLS/RNAV no acepta un nuevo bloque de datos para usarlo hasta que sea válido con la CRC.

7.3.3.3 *Pérdida de datos*. A los 6 segundos d la perdida de datos básicos o auxiliares transmitidos con un intervalo máximo de dos segundos o menos, el receptor proporciona un aviso adecuado y elimina los datos existentes. A los 30 segundos de haberse perdido los datos auxiliares que no sean los que se acaban de mencionar, el receptor proporciona un viso adecuado.

7.3.3.3.1 Con respecto a los datos necesarios para apoyar operaciones MLS/RNAV, el equipo de a bordo no elimina los datos existentes después de la validación excepto en las condiciones que se describen en 7.3.3.2.1. No ha de eliminarse un bloque de datos MLS/RNAV que haya sido válido por la CRC hasta tanto haber recibido un nuevo bloque de datos con una identificaron de equipo terrestre diferente en la palabra de datos básicos ó, haberse seleccionado un nuevo canal MLS o haberse interrumpido la energía. Tampoco ha de eliminarse el bloque de datos al pasar a la cobertura de azimut posterior.

7.3.4 *Actuación en presencia de trayectos múltiples*

7.3.4.1 Cuando la densidad de potencia de la señal radiada es suficientemente elevada como para hacer que la contribución de ruido térmico del equipo de a bordo sea insignificante, se aplicaran las especificaciones siguientes para las frecuencias festoneadas comprendidas entre 0,05 y 999 Hz.

7.3.4.1.1 Trayectos múltiples dentro del haz. Las señales de trayectos múltiples codificadas a 2 anchuras de haz o más, desde la señal directa, y cuyas amplitudes sean de 3 dB o más por debajo de la señal directa, no debe deteriorar la precisión de la guía angular en más de ± 0,02 de anchura de haz. Para señales de azimut, y dentro de un sector estrecho alrededor del eje o el ángulo acimutal seleccionado, las señales de trayectos múltiples, con amplitudes de hasta 10 dB por encima de la señal directa y que no distorsionen la forma del haz directo como se especifica en la Subparte 3, 3.11.5.2.1.3, no debe deteriorar la precisión de la guía angular en más de ± 0,02 de anchura de haz. El receptor no debe perder el rastro cuando tengan lugar dichas condiciones.

7.3.4.1.2 *Trayectos múltiples fuera del haz*. Las señales de trayectos múltiples codificados a 2 anchuras de haz o más, desde la señal directa, y cuyas amplitudes sean de 3 dB o más por debajo de la señal directa, no deben deteriorar la precisión de la guía angular en más de ± 0,02 de anchura de haz. Para señales de azimut y dentro de un sector estrecho alrededor del eje o del ángulo azimutal seleccionado, las señales de trayectos múltiples, con amplitudes de hasta 10 dB por encina de la señal directa y que no distorsionen la forma del haz directo como se especifica en la Subparte 3,

3.11.5.2.1.3, no deben deteriorar la precisión de la guía angular en más de ± 0,02 de anchura de haz. El receptor no debe perder el rastro cuando tengan lugar dichas condiciones.

7.3.5 *Margen*

7.3.5.1 El equipo de a bordo debe suministrar información de guía de margen cada vez que la antena este en presencia de una señal valida de guía de margen.

7.3.5.2 Cuando la indicación de ángulo cosificado este situado fuera del sector de guía proporcional definido en el apéndice A, Tabla A-7, la señal de guía MLS debe interpretarse como guía de margen.

7.3.5.3 Cuando se transmiten impulsos, el receptor debe tener la capacidad de tratar la gama de envolventes de impulso que pueda aparecer en la transición entre las señales de margen y de haz explorador. Una envolvente de impulso determinada depende de la posición de receptor, de la anchura del haz de la antena de exploraciones, así como de la fase relativa y de las relaciones de amplitud de las señales de margen y de haz explorador, tal como se indica en la Figura G-17. El receptor tratará también las variaciones rápidas de ángulo indicado en el orden de 1,5º (amplitud de cresta) cuando sea fuera de los límites de guía proporcional.

7.3.5.4 EN los receptores capaces de seleccionar o de presentar una información de guía angular superior a ± 10º, los límites de cobertura proporcional contenidos en los datos básicos tienen que codificarse y usarse para evitar la utilización de una guía errónea.

7.4 Control e información de salida

7.4.1 *Factor en la escala de desviación para azimut de aproximación y elevación de aproximación*

7.4.1.1 Azimut de aproximación. Cuando se desee que la información sobre la desviación del azimut de aproximación posea las mismas características de sensibilidad que el ILS, ha de presentarse en función de la “distancia entre la antena de azimut de aproximación y el umbral“, tal como se proporciona mediante los datos básicos de conformidad con la tabla siguiente:

Distancia entre la antena de Azimut de aproximación Y el umbral (ATT)	Anchura nominal de rumbo
0 – 400 m	± 3,6º
500 – 1 900 m	± 3,0º
2 000 – 4 000 m	$\pm \arctan = \left(\frac{105}{ATT}\right)^{\circ}$
4 200 – 6 300 m	± 1,5º

7.4.1.2 Elevación de aproximación. La información sobre desviación es una función continua del ángulo de elevación (Θ) seleccionado manual o automáticamente de acuerdo con la formula Θ/4 = la mitad de la anchura de la trayectoria de planeo en forma tal que las anchuras de las trayectorias de planeo sean nominalmente conformes a los siguientes ejemplos:

Ángulo de elevación seleccionado (grados)	Anchura nominal de la trayectoria de planeo (grados)
3	± 0,75
7,5	± 1,875

Nota.- Estas características de sensibilidad son aplicables a ángulos hasta 7,5º

7.4.2 *Características del filtro de salida de datos angulares*

7.4.2.1 *Retardos de fase*. Para asegurar el interfaz apropiado con el piloto automático, el filtro de salida del receptor para frecuencias de salida sinusoidales, no incluyen retardos de fase que exceda de:

a) 4º de 0,0 a 0,5 rad/s para la función de azimut; y
b) 6,5º de 0,0 a 1,0 rad/s para la función de elevación

7.4.3 *Trayectoria de planeo mínima.* Cuando existe capacidad de seleccionar el ángulo d elevación de aproximación, ha de proporcionarse un aviso adecuado si el ángulo seleccionado es menor que el de la trayectoria de planeo mínima, según figura en la palabra 2 de datos básicos.

7.4.4 *Bits de estado*. Ha de proporcionare un aviso adecuado cuando los bits de estado de la función, en los datos básicos adquiridos, indiquen que la función respectiva no se esté radiando o se está radiando en modo de ensayo.

7.5 Empleo de la guía de azimut posterior para las aproximaciones frustradas y las salidas

7.5.1 *Ángulos de azimut posterior utilizable*

7.5.1.1 Los ensayos en vuelo indicaban que pueden usarse como guía de navegación para las aproximaciones frustradas y salidas, los ángulos de azimut posterior deslazados hasta 30º del eje de pista. Empleando métodos apropiados de interpretación, los ángulos con un desplazamiento mayor podrían resultar aceptables hasta los límites para el vuelo del alcance de la cobertura del azimut posterior. La guía de salidas debe utilizar la señal de azimut posterior para la guía de eje durante el recorrido de despegue y la salida inicial. Se pretende que el viraje para interceptar el ángulo de azimut posterior deseado se inicie a una altitud aceptable, y se protege el procedimiento prescrito de conformidad con los criterios pertinentes de franqueamiento de obstáculos.

7.5.2 *Escala de desviación del azimut posterior*

7.5.2.1 La gradación de las desviaciones del azimut posterior ha de ser lo suficiente como para respaldar las salidas de azimut posterior y las aproximaciones frustradas que no estén alineadas con el rumbo de aproximación, así como las aproximaciones frustradas y derrotas de salida alienadas con el rumbo de aproximación. Las repercusiones de la escala de desviación son más pronunciadas cuando se maniobra para interceptar un ángulo de azimut posterior. Si la gradación de la escala es muy sensible dará lugar a que el piloto se desvíe lateralmente y limitara la capacidad de volar son señal, en tanto que una gradación muy poco sensible dará lugar a que se utilice una extensión más amplia del espacio aéreo. La sensibilidad de una anchura de rumbo nominal de ± 6º permite la interpretación aceptable de los ángulos de azimut posterior durante las aproximaciones frustradas y las salidas.

7.5.3 *Conmutación del azimut de aproximación al azimut posterior*

7.5.3.1 Después de que se haya iniciado la aproximación frustrada con guía de azimut posterior, la guía debe conmutarse del azimut de a aproximación al azimut posterior. Lo que se persigue que la conmutación automática o manual, del azimut de aproximación al azimut posterior proporcione guía continua de vuelo durante toda la secuencia de la aproximación frustrada. No se espera que la conmutación se efectúe hasta que la aeronave no reciba una señal de azimut posterior convalidada, pero se pretende que ocurra antes de que la guía de azimut de aproximación, resultando en una guía con la cual no se pueda volar. La conmutación basada únicamente en la perdida de guía de elevación puede producirse antes de que la aeronave reciba una señal valida de azimut posterior. No obstante, la conmutación automática a la mitad aproximadamente de la distancia entre las dos antenas, es el método que resultaría en una guía de vuelo continua durante la transición. El empleo del método de conmutación a la mitad puede que haga necesario que el receptor MLS utilice información DME. Han de tomarse precauciones para que la conmutación de azimut de aproximación al posterior no se produzca automáticamente a menos que se haya iniciado una aproximación frustrada.

8. OPERACIONES EN LOS LÍMITES Y FUERA DE LOS SECTORES DE COBERTURA MLS PROMULGACIÓN

8.1 Los límites de los sectores de guía proporcional de azimut se transmiten con las palabras de datos básicos 1 y 5. Dichos límites no indican las derrotas y radiales máximos de aproximación MLS que puede volarse y que tendrán cierto ángulo dentro de dichos límites. Por ejemplo, en un azimut de aproximación que de un sector de guía proporcional de ± 40º, las derrotas de aproximación con una anchura de rumbo completa de ± 3º se situaran aproximadamente en ± 37º. Para un azimut posterior, los radiales que puedan volarse con una anchura de rumbo completa se situaran hasta unos ± 6º de los límites de los sectores de guía proporcional.

8.2 Los diseños de antena MLS básicos deben impedir la generación de señales no deseadas fuera de la cobertura. En algunos emplazamientos no usuales, las señales MLS podrían reflejarse en regiones fuera de la cobertura promulgada, con energía sufriente para causar información de guía errónea que ha de presentarse al receptor. Tal como sucede en el procedimiento actual, la autoridad a cargo de la implantación del sistema podría especificar procedimientos operacionales basados en la utilización de otras radioayudas para la navegación para llevar las aeronaves a la cobertura del sistema de aterrizaje sin atravesar la zona de interés o puede publicar avisos para alertar a los pilotos con respecto a la situación. Además, el formato de señal del MLS permite utilizar dos métodos para reducir aún más la probabilidad de encontrar movimientos erráticos de banderín.

8.2.1 Si las señales MLS no deseadas, son señales reflejadas y si las condiciones operacionales lo permiten, el sector de cobertura puede ajustarse (aumentarse o disminuirse) de modo que, en el receptor, o bien la señal directa resulte mayor que cualquier señal reflejada o el reflector no se vea iluminado. Esta técnica se denomina control de cobertura.

8.2.2 Las señales de indicación fuera de cobertura pueden transmitirse a los sectores de fuera de cobertura para su utilización en el receptor con el fin de asegurar la aparición de una bandera cuando se presente una señal de guía angular no deseada. Esto se logra transmitiendo a la región una señal de indicación fuera de cobertura mayor en magnitud que la señal de guía no deseada.

8.3 Si desde el punto de vista operacional fuese necesario confirmar el canal MLS seleccionado fuera de los sectores de cobertura promulgados del MLS, se prevé que dicha conformación se obtenga de la identificación del DME asociado. Fuera de los sectores de cobertura promulgados del MLS no hay información respecto al estado del MLS.

9. CRITERIOS DE SEPARACIÓN EN FUNCIÓN DE LA RELACIÓN ENTRE LAS SEÑALES Y LAS PÉRDIDAS DE PROPAGACIÓN

9.1 Separación geográfica

9.1.1. Los criterios de separación de 9.2 y 9.3 se presentan como relaciones de señal a ruido deseadas y si se combinan con las perdidas correspondientes de propagación permiten evaluar la asignación de frecuencias MLS en la banda C en lo referente a la interferencia en el mismo canal y en canales adyacentes. Al seleccionar las frecuencias para las instalaciones MLS, es necesario tener en cuenta criterios similares para el elemento DME/P o para un DME/N asociado como se indica en el Adjunto C.

9.2 Requisitos para frecuencias compartidas

9.2.1 Deben efectuarse asignaciones de canal MLS de frecuencia compartida para impedir la captación de preámbulos DPSK de una instalación no deseada de canal compartido. El nivel requerido de la señal no deseada es inferior a -120 dBm, que está a 2 dB por debajo de un sistema MSL sensible de a bordo, según se indica a continuación:

- sensibilidad del receptor	=	-112	dBm
- margen de ganancia de la antena de aeronave por encima del valor mínimo	=	-6	dBm
		-118	dBm

Considerando el balance de potencia del sistema d la Tabla G-1, en la que se indica que el nivel de señal requerida por la aeronave es por lo menos de -95 dBm, el requisito de -120 dBm se cumple al colocar el canal compartido no deseado con una separación geográfica que exceda la distancia del horizonte radioeléctrico en cualquier punto del sector de cobertura promulgado de la instalación deseada.

Nota.- La señal DPSK exige más protección que el haz de exploración de forma que limitando la señal no deseada de canal compartido a -10 dBm, puede despreciarse la interferencia por el haz de exploración.

9.3 Requisitos para frecuencias adyacentes

9.3.1 Dada la ausencia de requisitos sobre características del espectro para el primer y segundo canales adyacentes, las estaciones terrestres que operen en esas frecuencias deben ubicarse a una separación geográfica mayor que la distancia al horizonte de radio en cualquier puno del sector de cobertura promulgado de la instalación deseada.

Nota.- Cuando por razones específicas (por ejemplo, para relacionar por pares canales ILS/MLS/DME) tenga que asignarse el primer o el segundo canal, un método más tolerante para asegurar la protección del receptor es garantizar que los valores SNR mínimos citados en 3.11.6.1.4 existan en cualquier punto del sector de cobertura promulgado de la instalación deseada mientras este transmitiendo la instalación no deseada.

9.3.2 Para el tercer canal y los demás canales adyacentes, las estaciones de tierra que operen en esas frecuencias deben ubicarse a una separación geográfica que garantice que los valores SNR mínimos citados en la Subparte 3, 3.11.6.1.4 existan en cualquier punto del sector de cobertura promulgado de la instalación deseada mientras este transmitiendo la instalación no deseada.

9.3.2.1 Si no hay transmisiones MLS no deseadas a menos de 4 800 m de cualquier punto de la cobertura promulgada, la potencia máxima de -94,5 dBW/m^2 de la Subparte 3, 3.11.4.1.4.2

comparada con la densidad de potencia mínima de la Subparte 3, 3.11.4.10.1 garantiza que se cumplan los valores mínimos SNR . No se prevé limitaciones.

9.3.2.2 Si hay una transmisión MLS no deseada a menos de 4 800 m de un punto de la cobertura promulgada, la potencia máxima producida por esa transmisión y medida, durante el tiempo de transmisión respecto a las señales de ángulo y de datos, en una banda de 150 KHz en la frecuencia nominal deseada, debe evaluarse teniendo en cuenta la separación de frecuencias, el rendimiento espectral y el diagrama de la antena del transmisor así como las pérdidas de propagación. Después, la potencia máxima debe compararse con el nivel deseado de ángulo y de datos para verificar que se alcancen los valores SNR minios definidos en 3.11.6.1.4. Si no, tiene que asignarse otro canal con mayor separación de frecuencias para reducir la posibilidad de que esa potencia máxima no deseada aproveché las características de espectro del transmisor.

9.4 Elaboración de criterios para la planificación de frecuencias

9.4.1 El factor de control al elaborar criterios para la planificación de frecuencias de canales adyacentes es el espectro radiado desde la estación terrestre MLS. Al elaborar los criterios para la planificación de frecuencias para el tercer canal adyacente y superiores, o ideal es que se tome en cuenta el espectro radiado por las estaciones terrestres MLS. No obstante, en algunas regiones geográficas se podría emplear una máscara de transmisor MLS genérica que satisfaga los requisitos de la región en cuestión.

10. TEXTO RELATIVO A LAS INSTALACIONES DEL MLS EN EMPLAZAMIENTOS ESPECIALES

10.1 Actuación de la instalación del MLS en la totalidad del volumen de cobertura.

10.1.1 Se reconoce que en algunos emplazamientos no pueden cumplirse los requisitos dl MLS especificados en la subparte 3, 3.11, en todo su volumen de cobertura debido a los efectos ambientales sobre la señal. Se espera que en tales emplazamientos se cumplan los requisitos de la Subparte 3, 3.11 al menos dentro del sector de guía, en todos los procedimientos de vuelo por instrumentos publicados, hasta un punto definido más allá del cual la guía MLS no se utiliza en las operaciones previstas. Para ayudar a las autoridades competentes a hacer una primera evaluación de la idoneidad de una instalación MLS para las operaciones previstas, es necesario promulgar las correspondientes restricciones de cobertura

11. Integridad y continuidad de servicio – Equipo MLS terrestre

11.1 Introducción

11.1.1 El presente texto está dirigido a proporcionar una descripción de los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo MLS terrestre y a suministrar orientación con respecto a las características de diseño y de los sistemas del equipo. La integridad y la continuidad de servicio deben conocerse necesariamente desde el punto de vista operacional a los efectos de determinar las operaciones que podría apoyar el MLS.

11.1.2 Generalmente se acepta, independientemente del objetivo operacional que la proporción media de accidentes mortales durante el aterrizaje, debidos a falla o deficiencias de cualquier parte del sistema, que incluye el equipo terrestre, la aeronave y el piloto, no exceda del 1×10^{-7}. Este criterio se conoce normalmente como factor de riesgo global.

11.1.3 En el caso de las operaciones de Categoría I, si bien se requieren niveles mínimos de precisión e integridad durante las primeras etapas del aterrizaje, el piloto es el principal responsable de no apartarse del objetivo señalada anteriormente. En las operaciones de Categoría II se exige el mismo objetivo, pero en este caso, debe sr inherente al sistema total. En este contexto, resulta de fundamental importancia tratar de lograr el máximo objetivo, pero, en este caso, debe ser inherente al sistema total. En este contexto, resulta de fundamental importancia tratar de lograr el máximo nivel de integridad y continuidad de servicio del equipo terrestre. La integridad es necesaria para lograr que una aeronave en maniobra de aproximación tenga pocas probabilidades de recibir guía falsa o errónea, la continuidad del servicio es necesaria para asegurar que una aeronave que se encuentra en las últimas etapas de la aproximación tenga pocas probabilidades de quedase sin señal de guía.

11.1.4 Se observa que los distintos requisitos operacionales corresponden a diversos objetivos de integridad y continuidad de servicio. En la Tabla G-15 se identifican y describen cuatro niveles de integridad y continuidad de servicio que pueden aplicarse a los procedimientos básicos en que el DME no es un elemento crítico.

11.2 El logro y la conservación de los niveles de integridad y continuidad de servicio

11.2.1 Puede ocurrir una falla de integridad si el equipo monitor no reconoce que una señal radiada se encuentra fuera de las tolerancias especificadas, que es incorrecta (en caso de datos digitales), o si los circuitos de control no logra eliminar dicha señal errónea. Una falla de este tipo puede constituir un peligro si da como resultado un error burdo.

11.2.2 Obviamente, no todas las fallas de integridad son peligrosas en todas las fases de aproximación. Por ejemplo, durante las etapas críticas de la aproximación, las fallas no detectadas que producen importantes errores a lo largo de la trayectoria (PFE) son especialmente importantes, mientras que la perdida no detectada se las señales de margen o de identificación no daría lugar., necesariamente, a una situación peligrosa. De todas maneras, el criterio para estimar que tipos de fallas resultan de importancia debe comprender todas aquellas condiciones perniciosas de fallas que no sean indudablemente evidentes para el sistema automático de vuelo o para el piloto.

11.2.3 Es especialmente importante que se diseñe el equipo monitor de modo que garantice la operación con protección máxima con arreglo a las normas de la Subparte 3, 3.11.5.2.3. y 3.11.5.3.3 lo que, a menudo, exige un riguroso análisis del diseño. De no ser así, las fallas del equipo monitor podrían permitir la radiación de señales erróneas. Algunas de las condiciones que podrían constituir una situación de peligro en Categorías II y III de actuación operacional son las siguientes:

a) una falla no detectada que ocasione un aumento significativo del PFE percibido por una aeronave en aproximación;
b) un error no detectado en la trayectoria mínima de planeo, transmitido en la “palabra” número 2 de datos básicos;
c) un error no detectado de la sincronización TDM que cause la superposición de señales; y
d) un incremento del CMN hasta límites inaceptables debido a, por ejemplo, pérdida de potencia.

11.2.4 Se requiere el mayor grado de protección contra el riesgo de que ocurran fallas no detectadas en el sistema monitor y en el sistema de control asociado. Esto podría lograrse si en el diseño se procura que la probabilidad de tales sucesos se reduzca a un bajo nivel y efectuando periódicamente verificaciones de ala actuación del sistema monitor a intervalos que se determinaran en el análisis del diseño. Dicho análisis puede utilizarse para calcular el nivel de integridad del sistema en cualquier aterrizaje. La fórmula que se presenta a continuación puede aplicarse a algún tipo de MLS, y representan un ejemplo de la determinación de la integridad I, del sistema, a partir del cálculo de la probabilidad, P, de transmisión de radiaciones erróneas no detectadas.

$$I = 1 - P$$

$$P = \frac{T^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}$$

donde:

I = integridad;

P = probabilidad de falla simultánea de los sistemas transmisor y monitor que pueda originar radiaciones erróneas no detectadas

M_1 = *tiempo medio entre fallas (MTBF) del transmisor;*

M_2 = *MTBF del sistema monitor y del sistema de control asociado;*

$\frac{1}{\alpha_1}$ = *relación entre el régimen de fallas del transmisor que lleven la radiación de señales erróneas y el régimen de todas las fallas del transmisor*

$\frac{1}{\alpha_2}$ = *relación entre el régimen de fallas del monitor y del sistema de control asociado que imposibiliten la detección de señales erróneas y el régimen de todas las fallas del sistema monito y del sistema de control asociad; y*

T = *período (en horas) entre las verificaciones del sistema monitor y del sistema de control asociado*

Esta fórmula que se presenta a título de ejemplo, se aplicaría a un diseño de monitor sin redundancia en que a todos los elementos del sistema monitor y del sistema de control asociado correspondería un valor único de T.

11.2.5 Con respecto a la integridad, y dado que la probabilidad de ocurrencia de fallas peligrosas dentro del equipo monitor o de control es extremadamente remota, para establecer con un alto grado de confianza el nivel de integridad requerido habría que disponer d un periodo de evaluación varias veces más extenso que el necesario para establecer el MTBF del equipo. Dicho período prolongado resulta inaceptable y, por lo tanto, el nivel de integridad requerido solo puede predecirse mediante un riguroso análisis de diseño del equipo. De todos modos, puede lograrse un grado de confianza en el análisis demostrando la independencia entre las funciones del transmisor y del monitor. De esta manera, las actuaciones previstas del transmisor y del monitor podrán evaluarse por separado, con lo que los periodos de evaluación serán más aceptables.

11.2.6 Tanto el MTBF como la continuidad de servicio del equipo están determinados por las características básicas de fabricación y por el ambiente operacional. Las características básicas de fabricación incluyen el régimen de fallas de los componentes del equipo y la relación física de dichos componentes. El régimen de fallas (1/MTBF) y la continuidad de servicio no siempre están en relación directa, porque no todas las fallas del equipo podrán estar necesariamente al mismo tiempo fuera de servicio, por ejemplo, un incidente tal como la falla de un transmisor que ocasione la transferencia inmediata de la función a un transmisor de reserva. Es de espera que el fabricante proporcione los detalles del diseño para poder calcular el MTBF y la continuidad de servicio. Para el diseño del equipo han de utilizarse las técnicas de ingeniería, los materiales y componentes más adecuados y llevarse a cabo una inspección rigurosa durante el proceso de fabricación. Es fundamental que el equipo funcione en las condiciones ambientales especificadas por el fabricante.

11.2.7 Es de esperar que la continuidad de servicio exceda la señalada en 12.4 con el mayor margen posible, por las siguientes razones.

a) el MTBF que se experimenta en el ambiente operacional es, con frecuencia, peor que el que se ha determinado y por medio de cálculos de diseño por efecto de factores operacionales;

b) los objetivos de continuidad de servicio que aparecen en 12.4 son los valores mínimos que deben lograrse en el ambiente operacional. Mejorando la actuación por encima de estos valores se mejora el nivel general de seguridad de la operación de aterrizaje;
c) debe haber un margen entre el objetivo de continuidad de servicio y el nivel alcanzado, para reducir las posibilidades de que rechace un equipo para un determinado nivel de servicio por considerarse, erróneamente, que es inadecuado en razón de una incertidumbre estadística.

Nota.- Los valores de continuidad de servicio para los niveles 3 y 4 incluyen un factor que tiene en cuenta la capacidad del piloto de evitar un accidente mortal en caso de pérdida d guía. Es especialmente conveniente reducir lo más posible este factor mediante la obtención del mejor nivel de continuidad de servicio para el equipo de los niveles 3 y 4.

11.2.8 La experiencia ha demostrado que a menudo existe un diferencia entre la continuidad de servicio calculada y la que se experimenta en un ambiente operacional, tanto porque la actuación del equipo puede ser distinta de los valores calculados como por el impacto de factores operacionales, tales como el ambiente aeroportuario, condiciones meteorológicas inclementes, potencia disponible, calidad y frecuencia del mantenimiento, etc. Por estos motivos se recomienda que el MTBF y la continuidad de servicio del equipo se confirmen evaluándolos en un ambiente operacional. La continuidad de servicio puede evaluarse también mediante el MTBO (tiempo medio entre casos de fuera de servicio), definiéndose un caso de fuera de servicio como toda interrupción no prevista de la señal en el espacio. El valor MTBO se calcula dividiendo el tiempo útil total de instalación por el número de fallas operacionales. Con respeto a la integridad y continuidad de servicio de los niveles 2, 3 ó 4, el periodo de evaluación ha de ser suficiente para determinar si se obtiene el nivel requerido con un alto grado de confianza. Para determinar si las características de actuación de determinado equipo justifican su asignación al nivel 2, 3 ó 4, es necesario examinar muy ponderablemente factores tales como los siguientes:

a) las características de actuación del sistema y la experiencia con el uso del mismo, comprobadas durante un periodo adecuado
b) el promedio entre los MTBO obtenidos para este equipo; y
c) la tendencia de los regímenes de fallas.

11.2.9 El nivel mínimo aceptable de confianza para la aceptación/rechazo es de 60%. Dependiendo del nivel de servicio dl MLS, esto podría dar como resultado diferentes periodos de evaluación. Para analizar la influencia del entorno aeroportuario, se requiere un periodo mínimo de evaluación de un año para un nuevo tipo e instalación en ese aeropuerto determinado. Es posible reducir este periodo cuando el entorno operacional este bien controlado o es similar al observado en otras instalaciones. La instalación ulterior del mismo tipo de equipo en condiciones operacionales y ambientes similares podría ajustarse a diferentes periodos de evaluación. Normalmente, estos periodos para instalaciones posteriores son para nivel 2, 1 600 horas, para nivel 3, 3 200 horas y para nivel 4, al menos 6 400 horas. Donde funciones varios sistemas idénticos en condiciones similares, puede basarse la evaluación en las horas acumuladas de funcionamiento de todos los sistemas. Esto llevara a un periodo reducido de evaluación.

11.2.10 Durante el periodo de evaluación debe decidirse, respecto a cada interrupción, si la misma se debe a una falla de diseño o si es ocasionada por la falla de un componente debido a su índice normal de fallas. Las fallas de diseño se producen, por ejemplo, cuando los componentes funcionan por encima de sus especificaciones (condiciones de sobrecalentamiento, sobrecorriente, sobrevoltaje, etc). Deben estas fallas de diseño de modo que se restaure la condición operacional normal del componente o remplazando el componente con un repuesto adecuado para las condiciones operacionales. Si se trata la falla de diseño de este modo, la valuación pudo continuar y no se cuenta esa interrupción, suponiendo que exista una alta probabilidad de que la falla de diseño no ocurriría nuevamente. Lo mismo se aplica a las interrupciones para causas que pueden mitigarse mediante modificaciones permanentes en las condiciones de funcionamiento.

11.2.11 Un método adecuado para evaluar el funcionamiento de una instalación determinada consiste en mantener registros escritos y calcular el MTBO de las ultimas 5 a 8 fallas dl equipo. En las figuras G-35ª y G_35B se proporciona un registro típico de este método.

11.2.12 Durante la evaluación del equipo y después de su puesta en servicio operacional, han de mantenerse registro de todas las fallas o casos de fuera de servicio para confirmar que se mantiene la continuidad de servicio deseada.

Nota.- Si un equipo requiere equipo redundante o de reserva para lograr el nivel exigido de continuidad de servicio, habrá que tomar disposiciones tales como las que se describen en 11.3.4 para garantizar que el equipo de reserva esté disponible cuando se necesite.

11.3 Consideraciones complementarias sobre la continuidad de servicio y la integridad

11.3.1 Las rigurosas exigencias de integridad y continuidad de servicio esenciales para las operaciones de categoría III hacen imprescindibles que el equipo cuente con la suficiente protección contra las fallas. La fiabilidad del equipo terrestre debe ser muy elevada, para garantizar que no se comprometa la seguridad por una falla del equipo terrestre durante la fase crítica de la aproximación y el aterrizaje, cuando la aeronave se encuentra a una altura o en una actitud tal que no pueda emprender con seguridad una acción correctiva. Debe garantizar una elevada probabilidad de actuación dentro de los límites especificados. Es evidente que la fiabilidad del quipo en términos del MTBF debe estar en relación, para la totalidad del mismo, con la probabilidad de que ocurra una falla que pueda afectar cualquiera de la señal en el espacio.

11.3.2 La configuración siguiente constituye un ejemplo de instalación con equipo redundante que podría satisfacer los objetivos de integridad y continuidad de servicio de los niveles 3 ó 4. La instalación de azimut está integrada por dos transmisores y un sistema monitor asociado que desempeña las siguientes funciones:

a) Supervisión de la operación de los límites especificados del sistema principal de transmisor y antena utilizando los valores que sean comunes a la mayoría de los monitores redundantes; y
b) *Supervisión del equipo de reserva.*

11.3.2.1 Cuando un sistema monitor rechace a uno de los equipos, el nivel de continuidad de servicio de la instalación se reducirá debido a que aumentará la probabilidad de cese de la señal, como consecuencia de la falla eventual de otro equipó. Este cambio de actuación debe indicarse automáticamente en lugares distantes.

11.3.2.2 Para la instalación de elevación se utiliza un sistema de supervisión similar al de azimut

11.3.3 En el ejemplo anterior, el equipo debe poder facilitar las verificaciones del sistema monitor a intervalos especificados por el fabricante, coherente con su análisis de diseño, para asegurar que se logra el nivel de integridad requerido. Dichas verificaciones, que pueden ser manuales o automáticas, permiten comprobar la operación correcta del sistema monitor, incluidos los circuíos de control y el sistema de conmutación y de transferencia. Es conveniente efectuar estas verificaciones de manera tal que no se interrumpa el servicio operacional. La ventaja de adopta una verificación automática de la integridad del monitor reside en que se puede efectuar con mayor frecuencia con lo que se logra un mayor nivel de integridad.

11.3.4 La interrupción del funcionamiento de una instalación por falla del sistema de alimentación principal se evita mediante fuente de energía de reserva adecuada, tales como baterías o generadores a prueba de fallas. En estas condiciones, la instalación debe poder continuar funcionando durante el período en que una aeronave puede encontrarse en las etapas críticas de la aproximación. Por lo tanto, la fuente de alimentación de reserva debe tener suficiente espacio como para mantener el servicio durante dos minutos, por lo menos.

11.3.5 Se proporcionarán advertencias en los puntos de control designados de la falla de las partes críticas del sistema, tales como las fallas de la fuente de alimentación principal, si dichas fallas influyen en la utilización operacional del sistema.

11.3.6 para reducir las fallas del equipo que pueda estar funcionando cerca de los límites de tolerancia de su monitor, es útil que el sistema monitor tenga la capacidad de generar una señal de advertencia anterior a la alarma concreta y enviarla al punto de control designado cuando los parámetros que están siendo supervisados llegan a un límite igual a un valor del orden del 75% del límite de alarma del equipo monitor.

11.3.7 Debe considerarse también la protección de la integridad de la señal en el espacio con respecto al deterioro que pueda originarse por interferencia electromagnética que ocurra dentro de la banda de frecuencia del MLS, o por las nuevas radiaciones de señales MLS.

11.3.8 Un monitor de campo puede proporcionar protección complementaria emitiendo una advertencia para que no superen los límites del error a lo largo de la trayectoria debido al movimiento físico de la antena MLS o bien brindando protección contra las fallas del monitor integral.

11.3.9 En general, el diseño del equipo monitor se basa en el principio de supervisión continua en puntos determinados del volumen de cobertura de las señales en el espacio radiadas, a efectos de garantizar el cumplimiento de lo especificado en así normas de la Subparte 3.3.11.5.2.3 y 3.11.5.3.3. Aunque dicha supervisión proporciona en cierta medida, una indicación de que la señal en el espacio en todos los demás puntos del volumen de cobertura se encuentra también dentro de los límites de tolerancia , dicha indicación constituye fundamentalmente una interferencia. Por lo tanto esencial llevar a cabo inspecciones rigurosas a intervalos periódicos, a los efectos de garantizar la integridad de la señal en el espacio, en todo en volumen de cobertura.

11.3.10 Una disposición del equipo similar a la señal da en 11.3.2, pero sin redundancia de transmisores y la aplicación de la orientación indicada en 11.3.5, 11.3.6, 11.3.7, 11.3.8, y 111.3.9, podría satisfacer, normalmente, los objetivos d integridad y continuidad de servicio para el nivel 2.

12. Clasificación de las instalaciones MLS terrestres de azimut de aproximación, elevación y DME

12.1 El sistema de calcificación que se describe en los párrafos siguientes tiene por objeto identificar concisamente la información esencial que hayan de emplear los diseñadores de procedimientos para instrumentos, los operadores y los servicios de tránsito aéreo respecto al funcionamiento de una instalación MLS determinada. La información figurará en la publicación de información aeronáutica (AIP).

12.2 En la información relativa al funcionamiento de la instalación MLS debe figurar:

a) los límites de sector de guía proporcional de azimut
b) el límite de la guía vertical
c) la disponibilidad de la señal de guía a lo largo de la pista ; y
d) la fiabilidad de la señal de guía (azimut, elevación y DME)

12.3 Todo sistema de clasificación que contenga información de una instalación MLS determinada se definirá usando los formatos siguientes.

a) Límites del sector de guía proporcional de azimut. En este campo se señalan los límites del sector de guía proporcional de azimut de un MLS concreto según se define en la palabra de datos básicos 1. Dos valores separados por dos puntos (XX: YY) indican los límites del sector

vistos desde la dirección de la aproximación; el primer valor representa el límite del sector a la izquierda del azimut de cero grados, y el segundo valor el límite del sector a la derecha del azimut de cero grados.

b) *Límite de guía vertical.* Este campo, situado inmediatamente después del límite de azimut [formato: XX:YY / ZZ m (o XX:YY / ZZ ft)], representa la altura mínima (en metros o en pies)

c) *Guía de pista.* Las letra D o E (tal como se describe en la Sección 1 del adjunto G) representa el punto hasta el cal la guía de azimut a los largo de la pista se ajusta a las características de señal especificadas en la Subparte 3.3.11 (formato: XX: YY / ZZ E). Si la seña de guía a lo largo de la pista no se ajusta a las características mencionadas, en el formato ha de marcarse un guion (-)

d) *Fiabilidad de la señal de guía.* Los números 1, 2, 3 ó 4 indican el nivel de integridad y continuidad de servicio de la señal de guía (Tabla G-15). LA letra A, que se añade a la designación del nivel 3 ó 4, indica que los objetivos en materia de elevación y DME/P equivalen a los de azimut de conformidad con la nota 6 de la Tabla G-15 (formato XX: YY / ZZ E4).

Nota 1.- Cuando no se requiere el DME para las operaciones MLS previstas, no es necesario incluir la fiabilidad del DME/P en la clasificación MLS.

Nota 2.- Cuando se requiera una mayor fiabilidad de elevación o DME/P, de conformidad con a la nota 6) de la Tabla G_15 para las operaciones MLS/RNAV proyectadas, debe incluirse dicha fiabilidad en la clasificación MLS.

12.3.1 Las autoridades competentes deben promulgar cualquier degradación de la señal que la reduzca a niveles inferiores a las normas de *la RAB 69* o inferiores a los de las características publicadas anteriormente (Subparte 2,2.1.2) y Sección 10).

12.4 En la Tabla G-15 se presentan los objetivos de integridad y continuidad para operaciones básicas MLS y MLS RNAV.

Nota.- En lo que respecta a los distintos tipos operaciones MLS, se prevé que los niveles de integridad y continuidad de servicio correspondan normalmente a lo siguiente:

1) *EL nivel 2 es el objetivo de actuación del equipo MLS que se utiliza en apoyo de operaciones en condiciones de mala visibilidad cuando la guía que proporciona información de posición en la etapa de aterrizaje se completa por referencia visual. Este nivel constituye el objetivo recomendado para el equipo en apoyo de operaciones de Categoría I;*
2) *EL nivel 3 es el objetivo de actuación del equipo MLS que se utiliza en apoyo de operaciones en condiciones que dependen en alto grado de la guía MLS para la información de posición hasta la toma de contacto. Este nivel constituye el objetivo requerido para el equipo en apoyo de operaciones de Categoría I y IIIAI; y*
3) *EL nivel 4 es el objetivo de actuación del equipo MLS utilizado en apoyo de operaciones que dependen en alto grado de la guía MLS comprendidos la toma de contacto y el recorrido en tierra. Este nivel se relaciona básicamente con las necesidades de toda la gama d operaciones de Categoría III.*

12. 5 Ejemplo de clasificación de una instalación MLS

40: 30/50 ft/E/4A

denota un sistema con:

a) sector de guía proporcional de 40º a la izquierda y 30º a la derecha dl radial de cero grados;
b) guía vertical hasta 50 ft por encima del umbral;
c) guía de recorrido en tierra hasta el punto E MLS;

d) nivel 4 de integridad y continuidad de servicio con objetivos en materia de elevación y DME/P equivalente al azimut.

13. APROXIMACIÓN POR CÁLCULO DE EJE

13.1 Generalidades

13.1.1. Las aproximaciones por cálculo de eje que se examinan a continuación se basan en la trayectoria calculada a lo largo del eje de pista en los casos en que la antena de azimut n está emplazada en la prolongación del eje de pista. La fórmula más sencilla de aproximación por cálculo de je es aquella en que la derrota nominal está paralela al radial de cero grados d azimut. Para poder realizar esta operación avanzada MLS, es menester contar con una capacidad mayor de la que tiene el receptor MLS básico.

13.1.2 Las aproximaciones por cálculo de eje a la pista principal MLS son las que se efectúan en dirección a la pista cuya relación con el equipo de tierra MLS está identificada en las palabras de datos auxiliares.

13.1.3 Cuando el tramo final se halla en el volumen de cobertura MLS, la aproximaciones por cálculo de je pueden efectuarse a lo largo de un tramo final con pendiente descendente hasta la altura de decisión (DH), dichas aproximaciones pueden redundar en alturas de decisión por encima de las que pueden alcanzase con aproximaciones MLS alineada.

13.2 Balance de error de las aproximaciones por cálculo de eje

13.2.1 La RTCA (RTCA/DO-198) describe lo que es un balance de error del sistema total en equipos MLS de navegación aérea (RNAV). El balance de error incluye lo que aportan:

a) El funcionamiento del sistema en tierra;
b) El funcionamiento de los sensores de a bordo;
c) Los efectos geométricos del sistema de tierra;
d) El error de cálculo de a la computadora MLS/RNAV; y
e) Los sensores técnicos de vuelo (FTE)

13.2.2 A la suma de estos errores, a excepción de los FTE, se le llama error total de posición. A 3.7 km (2NM) o menos del punto de referencia de aproximación MLS, el error d posición lateral admisible con equipo MLS RNAV a una posición de 60 m (200 ft) por encima del punto de referencia del MLS con ángulo de elevación de 3º y longitud de pista de 3 000 m (10 000 ft) , la misma posición. Una parte del balance de error total de posición ha sido reservada al funcionamiento de la computadora MLS RNAV (error de cálculo). A 37 km (2 NM) o menos del punto de referencia de aproximación MLS, la posición del balance de error reservada para el error de cálculo es de ± 0,6 m (2 ft) tanto lateral como verticalmente. Los resultados indicados en 13.5 dependen del respeto de este requisito a la precisión del cálculo.

13.2.3. Usando el método de la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados, el error total de posición lateral permisible sin incluir el funcionamiento de la computadora MLS RNAV, es ligeramente inferior a ± 15 m (50 ft). De igual modo, el error total de posición vertical admisible, sin incluir el error de cálculo, es ligeramente inferior a ± 3,7 m (12 ft).En consecuencia combinado resultante del funcionamiento dl equipo de tierra, del sensor de a bordo y de la configuración geométrica del sistema de tierra, no debe exceder de ± 15 m (50 ft) lateralmente y de ± 3,7 m (12 ft) verticalmente en la posición descrita. Con estos datos, y la premisa respecto al funcionamiento de los sensores de tierra y de abordo, se pueden obtener los desplazamientos máximos admisibles para las antenas de azimut y elevación (efectos geométricos) en relación al eje de pista.

13.2.4 Los errores de CMN no deben exceder de ± 7,3 m (24,2 ft) lateralmente y ± 1,9 m (6,3 ft) verticalmente, o del equivalente lineal de ± 0,1º, tomándose el menor de los valores. Los valores lineales se basan en un emplazamiento de antena nominal [distancia de la antena de azimut al umbral de 3 300 m (11 000 ft) y distancia del punto de referencia al umbral de 230 m (760 ft)], con un ángulo de elevación de 3º. A una distancia menor o igual a 3,7 km (2 NM) del punto de referencia de aproximación MLS, la parte del balance de error CMN reservada para el error de cálculo es de 1,1 m (3,5 ft) lateralmente y 0,6 m (2,0 ft) verticalmente.

Nota.- Todos los errores representan errores con percentila 95.

13.3 Cuestiones sobre el emplazamiento y la precisión

13.3.1 Los análisis tanto de la teoría como de la práctica han demostrado que hay varios factores que inciden en la magnitud del desplazamiento lateral de la antena de azimut que puede permitirse sin perder la exactitud de la posición lateral y vertical que se señala en 13.2.

13.3.2 Distancia entre las antenas de azimut y de elevación

13.3.2.1 Para un desplazamiento dado de antena de azimut, una distancia corta entre dicha antena y la de elevación produce ángulos acimutales relativamente amplios en posiciones vecinas al punto de referencia de aproximación. Como consecuencia de ello, la posición de error causada por el DME es grande, pudiendo deteriorarse la precisión lateral de manea inaceptable. En una pista donde exista el DME/P más bien que el DME/N, con el fin de obtener la precisión lateral necesaria.

13.3.3 *Precisión acimutal*

13.3.3.1 Los límites de desplazamiento de la antena de azimut presentados en 13.5 se basan en una especificación sobre precisión en materia de error a lo largo de la trayectoria de azimut de ±6 m (20 ft) (véase la Subparte 3, 3.11.4.9.4). Si se utilizase el sistema recomendado de azimut de ±4 m (13,5 ft), se podrían hacer mayores desplazamientos de antena de azimut y seguir, pese a ello, obteniendo la exactitud necesaria de posición calculada en la DH. Se supone que la precisión del ángulo azimutal se deteriora según lo indicado en la Subparte 3, 3.11.4.9.

13.3.4 *Precisión del DME*

13.3.4.1 En el cálculo de la posición, se producen errores más pequeños cuando se emplea equipo DME/P y el tramo de aproximación final se halla a 9,3 km (5 NM) del punto de referencia de aproximación del MLS. En esta región hay dos normas de precisión para la aproximación final con DME/P. Los valores de desplazamiento de antena de azimut que resultan cuando se usa el DME/P como se indica en 13.5, se basan en la Norma 1 de precisión para el modo de aproximación final. Podrían ser admisibles valores de desplazamiento de antena de azimut superiores si se usa la Norma 2 de precisión para aproximación final con el equipo DME/P. Se supone que la precisión telemétrica de la Norma 1 del modo de aproximación final del DME/P se deteriora según lo indicado en la Subparte 3, 3.5.3.1.3.4 y en la Tabla B y que el DME/N lo hace conforme a la Subparte 3, 3.5.3.1.3.2.

13.3.5 *Uso de los datos sobre elevación para el cálculo de la posición lateral*

13.3.5.1 Generalmente, el cálculo de la posición lateral, con exclusión de datos sobre elevación, bastará para aproximaciones por cálculo de eje a la pista primaria. Si en el cálculo lateral no se utilizan datos sobre elevación, el error lateral aumenta, y se acentúa con el ángulo azimutal, la altura y un alcance decreciente. Se reducen los desplazamientos de antena de azimut admisibles, indicados en 13.5, si no se usan los datos sobre elevación en el cálculo lateral. Se supone que la precisión del ángulo de elevación se deteriora según lo indicado en la subparte 3, 3.11.4.9.

13.4 Cuestiones sobre el equipo

13.4.1 El funcionamiento de los sensores de a bordo, del equipo MLS de tierra y los dispositivos de aviónica MLS RNAV, influyen en el grado en que se pueden aplicar las aproximaciones por cálculo de eje. La información presentada en 13.5 se basa en las cuestiones de equipo siguientes.

13.4.2 *Sensores de a bordo*

13.4.2.1 Se da por supuesto que el receptor decodificará todas las palabras de datos auxiliares necesarias para las aproximaciones de MLS por cálculo de eje, a menos que la información que contengan esas palabras de datos pueda obtenerse de otros equipos de aviónica con la misma exactitud e integridad que se exige para los datos auxiliares. Para calcular las posiciones lateral y vertical, se precisan datos digitales de ángulo y datos telemétricos MLS. La cuantificación de los datos del ángulo es de 0,01º.

La cuantificación telemétrica es de 0,2 m (0,001 NM).

13.4.3 *Cálculos RNAV*

13.4.3.1 No se hace ninguna suposición acerca de dónde se calcula la posición RNAV. Se ha reservado para los cálculos de error una porción del balance de error en las aproximaciones por cálculo de eje, lo cual debe permitir que se apliquen los algoritmos con flexibilidad.

13.4.4 *Métodos permitidos de calcular el desplazamiento de antena de azimut*

13.4.4.1 La RTCA (RTCA/DO-198, Apéndice D) ha catalogado varios algoritmos para calcular la posición. Distintos algoritmos pueden solucionar diferentes configuraciones de equipo de tierra. El que está designado para solucionar cualquier cuestión de configuración geométrica del equipo de tierra es el algoritmo de la RTCA caso 12. Los valores de desplazamiento de antena admisibles se obtuvieron con los métodos de simulación Monte Carlo, y los resultados se obtuvieron también empleando un método analítico directo. El método analítico emplea transformaciones geométricas de los errores máximos de ángulo MLS y de telemetría para calcular la eficacia de los sistemas. El método Monte Carlo, que imita a los sistemas MLS/RNAV, es un procedimiento estadístico para calcular la eficacia de los sistemas.

13.4.4.2 *Restricciones que pueden darse para determinar la posición.* Según sea la configuración geométrica del equipo de tierra, puede que exista una región con soluciones múltiples del algoritmo para determinar la posición. Esa región de soluciones múltiples depende de los emplazamientos de la antena de elevación y del respondedor DME en relación con la pista y la trayectoria de aproximación por cálculo de eje. El efecto más pronunciado se produce cuando el respondedor DME se halla en la región entre el punto DH de la trayectoria de aproximación y la antena de elevación. Las ambigüedades de la posición se pueden resolver cuando el respondedor DME está situado detrás de la antena de elevación, visto de la dirección de aproximación. Cuando el respondedor DME se encuentre situado delante de la antena de elevación, puede que no sea posible resolver la ambigüedad de posición.

13.4.5 *Configuración geométrica del equipo de tierra*

13.4.5.1 En la Figura G-29 se ilustra la configuración geométrica nominal del equipo de tierra en cuanto a la posición relativa de los componentes de tierra. Se supone que el DME/P está emplazado en común con la antena de azimut. Cuando no hay equipo de tierra DME/P, se da por sentado que el respondedor DME/N está situado entre las antenas MLS de azimut y de elevación.

13.4.5.2 La ubicación del respondedor DME/N influye poco en el cálculo del desplazamiento admisible de la antena azimutal. Esto permite el emplazamiento del DME/N en una gran área entre las antenas de azimut y de elevación. De modo semejante, el desplazamiento de la antena de elevación tendrá poco efecto.

13.5 Posiciones admisibles de desplazamiento de la antena de azimut en los casos de aproximación por cálculo de eje a una pista primaria

13.5.1 *Resultados DME*

13.5.1.1 El desplazamiento máximo de azimut representa, en un determinado conjunto de condiciones, el mayor desplazamiento que se puede dar sin exceder el balance de error para las aproximaciones por cálculo de eje que se señala en 13.2. Los resultados DME/P se presentan como función de la distancia entre azimut y elevación. Los desplazamientos admisibles de antena de azimut aparecen en la Figura G-30.

13.5.1.2 Para una distancia dada entre azimut y elevación, la antena de azimut puede instalarse en cualquier lugar en la zona sombreada y la aproximación por cálculo de eje resultante satisfará las condiciones de 13.2.

13.5.1.3 Se obtuvieron resultados empleando la precisión telemétrica del DME/N (véase la Figura G-31).

13.6 Aproximaciones con escasa visibilidad

13.6.1 *Posibles aplicaciones*

13.6.1.1 La posibilidad de aplicar el cálculo de eje en los casos de escasa visibilidad puede quedar limitada a las operaciones en la pista primaria dotada de instrumentos debido a los factores geométricos necesarios para lograr una precisión adecuada.
Las aplicaciones en pistas primarias dotadas de instrumentos, en las que la capacidad por cálculo de eje sería útil, son aquéllas en las que el azimut está desplazado del eje de pista debido a impedimentos graves de emplazamiento. Podrían darse aplicaciones de azimut desplazado en las que las operaciones con escasa visibilidad se considerarían ventajosas.

13.6.1.2 La aplicación a bordo prevista de tales aproximaciones por cálculo de eje con escasa visibilidad utilizaría guía de elevación sin cálculo (suponiendo que la antena de tierra de elevación estuviera normalmente emplazada) y guía lateral derivada de la combinación de datos de azimut (incluyendo datos sobre emplazamiento MLS contenidos en las funciones de datos básicos y auxiliares) y datos telemétricos proporcionados por el transpondedor DME/P.

13.6.2 *Performance del sistema de a bordo*
13.6.2.1 El soporte lógico de seguridad relacionado con la función de guía para aproximaciones sin cálculo con escasa visibilidad, entraña principalmente el receptor MLS. En las aproximaciones por cálculo de eje deben tenerse en cuenta también el interrogador DME y los cálculos de navegación. Se debe diseñar, producir, documentar y evaluar un soporte lógico de seguridad para estas operaciones.

13.6.2.2 Los algoritmos necesarios son relativamente sencillos y no presentan dificultad alguna para la homologación. Ahora bien, la experiencia con las computadoras de sistemas de gestión de vuelo (FMS) indica que sería difícil homologar una función de seguridad implantada en un FMS ya existente. La composición de los FMS actuales no permite homologar por separado las diversas funciones según diferentes grados de seguridad; además, el tamaño y la complejidad de los FMS impiden la homologación de seguridad de toda la computadora FMS. En consecuencia, pueden estudiarse alternativas a la implantación de un FMS para disponer de cálculo de eje en las aplicaciones con escasa visibilidad (por ejemplo, que esté incorporado en el piloto automático o en el receptor MLS). Estas alternativas proporcionarían datos de guía con las mismas características que los de una aproximación rectilínea normal.

13.6.3 *Funcionamiento del equipo de tierra*

13.6.3.1 Basándose en la implantación supuesta en 13.3.5, la guía de elevación se usaría exactamente igual que en las aproximaciones básicas MLS. Por consiguiente, los objetivos de integridad y continuidad de servicio del equipo de elevación de tierra seguirían sin variar respecto a los que ya se han dado en la Tabla G-15. En cuanto a la guía lateral, los objetivos de integridad y continuidad del servicio citado en la Tabla G-15 para el azimut, se aplicarían al azimut y al DME combinados, lo cual redundaría en ambos casos en objetivos más rigurosos que los que se necesitan para las operaciones MLS básicas. Sin embargo, se puede realizar una operación por cálculo de eje con escasa visibilidad a una DH de 30 m (100 ft) utilizando un equipo de tierra que respete los objetivos de nivel 4 indicados en la Tabla G-15.

13.6.4 *Precisión*

13.6.4.1 El sistema MLS/RNAV apoya las trayectorias calculadas a alturas de decisión de la Categoría I para la pista principal cuando se dan las limitaciones en materia de emplazamiento determinadas en la Figura G-30. Además, en ciertas condiciones, el MLS/RNAV puede brindar precisión suficiente para apoyar aproximaciones de Categorías II y III. Para ello la aplicación a bordo será la indicada en 13.6.1.2.

13.6.4.2 Los presupuestos de error correspondientes a los procedimientos de Categorías II y III son los siguientes. Para la Categoría III los requisitos de precisión lateral se basan en las precisiones del sensor de azimut MLS que se especifican en el punto de referencia de aproximación (umbral). Estos requisitos son ±6 m (20 ft) para PFE y ±3,2 m (10,5 ft) para CMN (Subparte 3, 3.11.4.9.4). Para Categoría II los requisitos laterales se obtienen mediante una ampliación de los valores tolerados para Categoría III a partir de la referencia de aproximación hasta la altura de decisión de la Categoría II de 30 m (100 ft). Las ecuaciones aplicadas para calcular estos valores (en metros) son las siguientes:

$$PFE = 6 \times \frac{\left(D_{\mathrm{AZ-ARD}} + R\right)}{D_{\mathrm{AZ-ARD}}}$$

$$CMN = 3,2 \times \frac{\left(D_{\mathrm{AZ-ARD}} + R\right)}{D_{\mathrm{AZ-ARD}}}$$

$$R = \frac{\left(D_{\mathrm{Cat\,II}} - R_{\mathrm{Cat\,III}}\right)}{\tan\theta}$$

donde:

$D_{\mathrm{AZ-ARD}}$	= distancia entre la estación AZ y la referencia de aproximación
R	= distancia entre $DH_{\mathrm{Cat\,II}}$ y $DH_{\mathrm{Cat\,III}}$
Θ	= ángulo de elevación

Por ejemplo, para una pista de 3 000 m de longitud y una elevación de 3° con un retroceso del azimut de aproximación de 300 m, una altura de decisión para Categoría III de 15 m (50 ft) y una altura de decisión para Categoría II de 30 m (100 ft), se obtienen los valores siguientes:

$D_{AZ\text{-}ARD}$ = 3 300 m
R = 286 m
$PFE_{DH\ Cat\ II}$ = 6,5 m (21,3 ft)
$CMN_{DH\ Cat\ II}$ = 3,5 m (11,5 ft)

13.6.4.3 La capacidad por cálculo de eje hasta la altura de decisión de Categoría II no apoyará necesariamente las operaciones de aterrizaje con piloto automático, dado que podría no proporcionarse guía hasta la pista y en la región de la pista. Debido a que Categorías II y III tienen las tolerancias de error más estrictas habrán más limitaciones en cuanto al emplazamiento de la antena que para las operaciones de Categoría I. Lo anterior tiene como resultado principal la existencia de impedimentos en cuanto al desplazamiento lateral del azimut con respecto al eje de la pista.

13.7 Aproximaciones por cálculo de eje a pistas secundarias paralelas

13.7.1 Se define aquí, como pista secundaria la que tiene una relación geométrica diferente a la que contienen las palabras de datos auxiliares A. Las aproximaciones por cálculo de eje a una pista secundaria paralela son aproximaciones a lo largo de una trayectoria calculada en la prolongación del eje de pista que no está alineado con el radial de azimut o con el ángulo de elevación del MLS o con los dos, pero que es paralelo al eje de la pista primaria.

13.7.2 El texto en esta sección proporciona orientación sobre configuraciones geométricas de pistas admisibles para aproximaciones por cálculo de eje a una pista secundaria paralela hasta una altura de decisión de 60 m (200 ft). Este texto se basa en la aplicación teórica de los SARPS del MLS y del DME/P (Norma 1). Se ha seleccionado el balance de error moderado descrito en 13.2, aunque en 13.7.6.1 se describen casos de relajación de dicho balance.

13.7.3 *Configuración geométrica de la pista*

13.7.3.1 Se indica en la Figura G-32 la configuración geométrica del equipo y la pista. El emplazamiento de la pista secundaria se establece lateralmente, utilizándose la separación entre pistas expresado en metros. Los valores negativos representan los emplazamientos de pistas secundarias a la izquierda de la pista primaria. La posición longitudinal del umbral de la pista secundaria recibe el nombre de desfase del umbral respecto a la pista primaria. Los valores negativos representan el desfase del umbral más allá del umbral de la pista primaria.

13.7.4 *Aspectos relativos a pistas con gran separación*

13.7.4.1 Se deben tener en cuenta aspectos adicionales al tratarse de aproximaciones por cálculo de eje a pistas paralelas con gran separación. Cabe señalar entre dichos aspectos los siguientes:

a) para lograr una cobertura adecuada de la señal hasta la DH con determinadas configuraciones geométricas de pistas paralelas, puede ser necesario utilizar una antena de elevación con una cobertura horizontal de ±40º;
b) puede que sea necesario aumentar el área crítica alrededor de las antenas MLS para facilitar dichas operaciones; y
c) estas operaciones exigen el uso de guía de elevación por debajo de la trayectoria mínima de planeo a la pista principal.

13.7.5 *Configuración geométrica de la pista*

13.7.5.1 En la Figura G-33 se indican las separaciones entre pistas y los desfases del umbral admisibles para la pista secundaria. Se indican allí los resultados para una pista primaria de 3 000 m (10 000 ft). Los datos geométricos cambian marginalmente según la longitud de la pista primaria. El área sombreada representa los resultados obtenidos utilizando los SARPS actuales de MLS y DME/P (Norma 1) y el balance de error indicado en 13.2. Para utilizar la Figura G-33, inscríbanse los valores correspondientes a la separación y al desfase del umbral de la pista secundaria. Si, como resultado de esa operación, el punto se halla dentro del área sombreada, es posible la aproximación por cálculo de eje a una DH de 60 m (200 ft) con un ángulo de elevación de 3º.

Nota. — La región circular cerca del desfase de 1 200 m de la pista se debe a que se ha utilizado el límite superior de la guía de elevación. No se prevé que en la práctica hayan de imponerse en esta región limitaciones a las operaciones.

13.7.6 *Ampliación de la configuración geométrica de las pistas*

13.7.6.1 Los ensayos en vuelo y en tierra han demostrado que se puede ampliar el área sombreada teniéndose en cuenta lo siguiente:

a) una ampliación angular es posible si se utiliza la guía de elevación existente fuera del sector mínimo de guía proporcional de azimut especificado. Se debe verificar la guía de elevación para esta ampliación angular; y
b) una ampliación radial es posible si se relaja ligeramente el balance de error vertical hasta 4,9 m (16 ft). Esta relajación no deja de ser muy moderada y equivale al 66% del balance de error ILS correspondiente [7 m (24,1 ft)].

13.7.6.2 El punto A constituye un ejemplo del uso de la Figura G-33. Al utilizar estas ampliaciones, una aproximación por cálculo de eje a una pista secundaria es posible con una separación entre pistas de □1 400 m y un desfase de umbral de +200 m.

14. APLICACIÓN DE LOS OBJETIVOS EN MATERIA DE NIVEL DE SERVICIO DE LA TABLA G-15 PARA OPERACIONES MLS/RNAV

14.1 Los procedimientos MLS/RNAV que se analizan a continuación pueden ejecutarse con el equipo terrestre que satisfaga los objetivos de integridad y continuidad del servicio que figuran en la Tabla G-15. Muchas de estas operaciones pueden realizarse con equipo terrestre MLS que satisfaga solamente los objetivos del nivel 2. Asimismo, la mayoría de los procedimientos pueden no exigir guía positiva durante el procedimiento de aproximación interrumpida/aproximación frustrada. Cuando los medios reglamentarios no puedan proporcionar el margen de franqueamiento de obstáculos requerido a lo largo de una aproximación interrumpida/aproximación frustrada sin guía, será necesario aplicar algún tipo de guía secundaria. Los requisitos de precisión del sistema de guía secundaria quedarán determinados por las características del entorno abundante en obstáculos.

14.1.1 En los casos poco frecuentes en que un procedimiento MLS/RNAV se realiza en un entorno abundante en obstáculos, el tiempo de exposición a obstáculos (OET) calculado puede exigir un tipo de equipo de nivel más elevado que el exigido para los aterrizajes.

14.1.2 *Determinación de los tramos críticos*

14.1.2.1 Los términos siguientes se utilizan para determinar la longitud del tramo crítico de un procedimiento MLS/RNAV.

Entorno abundante en obstáculos. Un entorno se considera abundante en obstáculos cuando no es posible construir una aproximación interrumpida/aproximación frustrada sin guía aplicando medios

reglamentarios. Se requerirá guía secundaria para alcanzar el ascenso hasta la altitud mínima de crucero.

Tramo crítico. Un tramo en el que una aproximación interrumpida/aproximación frustrada sin guía expondría la aeronave a los obstáculos.

Tiempo de exposición a obstáculos (OET). El tiempo que se necesita para volar por el tramo crítico de un procedimiento MLS/RNAV. Este tiempo se utiliza para establecer el nivel de servicio requerido del equipo de guía exterior a la aeronave.

14.1.2.2 A fin de determinar el OET, puede adoptarse el procedimiento siguiente (véase la Figura G-34):

a) determinar la existencia de un entorno con numerosos obstáculos alineando la superficie de aproximación interrumpida/aproximación frustrada sin guía con cualquier rumbo potencial que pueda utilizarse durante una aproximación frustrada sin guía del procedimiento MLS/RNAV;
b) determinar si existe un medio basado en los procedimientos para evitar el obstáculo sin que sea necesaria una guía secundaria; y
c) determinar el OET como un período durante el cual el obstáculo está dentro de la superficie de aproximación interrumpida/aproximación frustrada sin guía, mientras no existe un medio basado en los procedimientos para evitar el obstáculo.

14.2 Operaciones por cálculo de eje

14.2.1 Al realizarse a una pista primaria, estas operaciones exigen que el sistema de a bordo calcule únicamente la guía lateral.

La función elevación proporciona directamente la guía vertical. El equipo de a bordo que proporciona la guía lateral debe tener la misma integridad que el receptor MLS en el caso de operaciones básicas MLS realizadas hasta una altura de decisión equivalente. Las operaciones por cálculo de eje realizadas hasta una altura de decisión por debajo de Categoría I exigen que el DME tenga un nivel de precisión, integridad y continuidad de servicio que corresponda al tipo de operación en cuestión.

14.2.2 Al realizarse a una pista secundaria paralela, estas operaciones exigen que el sistema de a bordo calcule la guía tanto lateral como vertical. El nivel de cobertura de la señal MLS y de precisión de la guía calculada que pueda lograrse puede limitar las alturas de decisión.

14.2.3 El equipo de tierra MLS que satisfaga los objetivos de servicio de nivel 2 puede bastar para operaciones por cálculo de eje cuando:

a) la operación se realiza hasta las alturas de decisión de Categoría I o alturas superiores; y
b) el establecimiento de la trayectoria de referencia y la guía lateral y vertical calculada por el equipo de a bordo alcanzan el mismo nivel de integridad que el receptor MLS para una operación básica MLS.

14.2.4 Al realizarse operaciones por cálculo de eje por debajo de las alturas de decisión de Categoría I, el nivel de servicio del equipo de tierra MLS debe concordar con la altura de decisión utilizada. Del mismo modo, el equipo de a bordo que proporciona la guía calculada debe tener la misma integridad que la que tendría el receptor básico para realizar operaciones básicas MLS hasta una altura de decisión equivalente.

14.3 Procedimientos MLS para trayectorias en curva

14.3.1 Estos procedimientos deben examinarse atentamente con objeto de determinar el nivel de servicio necesario para el equipo de tierra. En el caso de las operaciones MLS con trayectorias en curva, el requisito más severo en materia de integridad y continuidad de servicio puede basarse en una parte de la trayectoria de vuelo anterior a la altura de decisión. En tales situaciones, los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo de tierra MLS no pueden establecerse basándose únicamente en la categoría del aterrizaje. Para las operaciones en las que los requisitos en materia de franqueamiento de obstáculos exigen un nivel de fiabilidad muy elevado en lo que atañe a la precisión de la guía, los objetivos en materia de integridad y continuidad de servicio del equipo de tierra pueden determinarse utilizando el método del árbol de riesgos que se describe en el Adjunto A. Deben considerarse asimismo los requisitos siguientes:

a) el equipo de a bordo debe tener la capacidad necesaria en materia de establecimiento de la trayectoria de referencia y de guía vertical y lateral calculada con control positivo en los virajes; y
b) la integridad y continuidad de servicio de a bordo debe concordar con el grado de fiabilidad en la precisión de guía necesaria para efectuar el procedimiento con toda seguridad.

15. APLICACIÓN DE CONJUNTOS MLS SIMPLIFICADOS

15.1 Aunque los SARPS para conjuntos MLS básicos y ampliados prescriben, como norma, una sola señal en el espacio, en la Subparte 3, 3.11.3.4 se define un conjunto MLS simplificado para permitir la utilización de los MLS en apoyo de las operaciones de navegación basada en la performance.

15.2 Los límites reducidos en materia de cobertura, exactitud y supervisión no exceden a los que se especifican en la Subparte 3, 3.1 para una instalación ILS de Categoría de actuación I. Ese conjunto MLS simplificado es capaz de apoyar operaciones de Categoría I con reducciones significativas en el tamaño de las antenas de azimut y elevación. Puede reducirse aún más la complejidad del equipo si se prescinde del requisito CMN para las aplicaciones que apoyan operaciones de aproximación y aterrizaje que no exigen acoplamiento de piloto automático.

15.3 El MLS simplificado es compatible con los conjuntos MLS básicos y ampliados.

Tabla G-1. Balance de potencia del sistema
[Cobertura en azimut de ±40°; cobertura vertical 0-20°; alcance 37 km (20 NM)]

Ítems del balance de potencia (Nota 1)	Función de azimut de aproximación					Función de elevación			Función de azimut posterior			
			Ángulo BW				Ángulo BW			Ángulo BW		
	DPSK	Margen	1°	2°	3° (Nota 2)	DPSK	1°	2°	DPSK	1°	2°	3°
Señal requerida por la aeronave (dBm)	-95,0	-93,5	-91,2	-85,2	-81,7	-95,0	-93,5	-90,0	-95,0	-93,5	-88,2	-84,7
Pérdida de propagación (dB) (Notas 3, 4)	139,0	139,0	139,0	139,0	139,0	138,1	138,1	138,1	133,9	133,9	133,9	133,9
Pérdidas posibles (dB):												
a) Polarización	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
b) Lluvia	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	1,3	1,3	1,3	1,3
c) Atmósfera	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
d) Trayectos múltiples horizontales	3,0	3,0	0,5	0,5	0,5	3,0	1,0	1,0	3,0	0,5	0,5	0,5
e) Trayectos múltiples verticales	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0			2,0	2,0	2,0	2,0
Raíz cuadrada de la suma de los cuadrados (RSS) total de a) a e) (dB)	4,3	4,3	3,1	3,1	3,1	4,3	2,5	2,5	3,9	2,5	2,5	2,5
Pérdida en el diagrama horizontal y vertical (dB)	—	1,0	2,0	2,0	2,0	—	6,0	6,0	—	2,0	2,0	2,0
Pérdida en el monitor (dB)	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Ganancia de la antena (dB) (Nota 5)	—	-13,3	-23,0	-20,0	-18,0	—	-20,8	-17,8	—	-23,0	-20,0	-18,0
Ganancia neta de potencia en los extremos de la cobertura (dB)	-7,3	—	—	—	—	-7,3	—	—	-7,3	—	—	—
Potencia del transmisor requerida (dBm)	42,5	39,0	31,4	40,4	41,1	41,6	33,8	40,3	37,1	23,4	31,7	37,2
Ejemplo de transmisor de 20 watt (dBm)	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0
Margen de potencia del transmisor (dB)	0,5	4,0	11,6	2,6	1,9	1,4	9,2	2,7	5,9	19,6	11,3	5,8

NOTAS.—

1. La ganancia y las pérdidas indicadas para la antena son valores representativos.
2. Un régimen de datos elevado para una anchura de haz de 3° en azimut reduce la potencia del transmisor en 4,8 dB.
3. Se supone una distancia a la antena de azimut de 41,7 km (22,5 NM).
4. Se supone una distancia a la antena de azimut posterior de 23,1 km (12,5 NM)
5. Si se utilizan antenas más eficaces, la potencia del transmisor requerida podría reducirse.

Tabla G-2. Balance de potencia de a bordo

Items del balance de potencia	DPSK	Margen	Función de azimut de aproximación – Ángulo BW 1°	2°	3°	3° (Nota 1)	Función de elevación – Ángulo BW 1°	2°	Función de azimut posterior – Ángulo BW 1°	2°	3°
Se requiere IF SNR (dB) para:											
a) 72% de régimen de descifrado	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
b) 0,1° CMN (Nota 2)	—	—	8,8	14,8	18,3	13,5	—	10,0	—	11,8	15,3
c) Captación	—	6,5	—	—	—	—	6,5	—	6,5	—	—
Potencia de ruido en 150 kHz anchura de banda IF (dBm)	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0	−122,0
Potencia requerida de la señal en IF (dBm)	−117,0	−115,5	−113,2	−107,2	−103,7	−108,5	−115,5	−112,0	−115,5	−110,2	−106,7
Valor de ruido (dB)	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11
Pérdida en cable (Nota 3) (dB)	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Ganancia de antena de a bordo (dBi)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Margen (dB)	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Señal requerida en la aeronave (dBm)	−95,0	−93,5	−91,2	−85,2	−81,7	−86,5	−93,5	−90,0	−93,5	−88,2	−84,7

Notas.-

1. Función de azimut de aproximación de régimen alto.
2. CMN de (0,2º para la función de azimut posterior
3. Previsto para pérdidas en el cable de la antena anterior o posterior. Puede atenderse a pérdidas adicionales (de hasta 11 dB) con el equipo de aviónica de categoría de transportistas aéreos.

Tabla G-3. Ejemplo de procedimientos RNAV para una instalación MLS en la pista 23R
(véase la Figura G-28)

Nombre del procedimiento	Tipo del procedimiento	Pista	Aproximación frustrada	Número de puntos de recorrido	AAZ o BAZ
KASEL-1-A	Aproximación	23R	Sí	4	AAZ
NELSO-1-B	Aproximación	23R	Sí	3	AAZ
N/A	Aproximación frustrada	23R	N/A	2	AAZ
SEMOR-1-C	Aproximación	26 (Nota)	No	2	AAZ
LAWSO-6-D	Salida	23R	N/A	3	BAZ

Nota.— La pista 26 es una pista secundaria. La distancia del azimut virtual al punto de recorrido es 3 000 m.

Tabla G-4. Ejemplo de información de puntos de recorrido para procedimientos MLS/RNAV

Indicador básico	Indicador de validez	Indicador de ruta	Número de puntos de recorrido	X (metros)	Y (metros)	Z (metros)	Notas
KASEL	1	A	4	8 200	−9 094	N/A	No Z
			3	9 954	−5 336	789	PFAF
			2	6 556	0	344	No Z, No Y
			1	259	0	16,8 (Nota)	Umbral
NELSO	1	B	3	9 742	6 499	819	PFAF
			2	6 556	0	344	Compartido con KASEL
			1	259	0	16,8 (Nota)	Compartido con KASEL
N/A (aproximación frustrada)	N/A	N/A	2	−7 408	0	N/A	No Z, No Y
			1	0	0	N/A	No Z, No Y
SEMOR	1	C	2	5 567	−5 276	346	PFAF
			1	159	−2 401	16	Umbral
LAWSO	6	D	3	−8 018	3 057	N/A	No Z
			2	−4 964	0	N/A	No Z, No Y
			1	0	0	N/A	No Z, No Y

Nota.- Este valor es la altura de cruce del umbral con respecto al nivel del terreno en el umbral. La altura del umbral con respecto al punto de referencia MLS se proporciona en la palabra auxiliar A2.

Tabla G-5. Ejemplo de asignación de palabras de datos B1 y B39

Título de la palabra de datos	Palabra de datos	Bit número	Datos	Valor	Codificación
Aplicación/CRC de azimut de aproximación	B1	I_{21-24}	Número de descriptores de procedimiento	3	1100
		I_{25-30}	Última palabra de la base de datos de azimut de aproximación	11	001011 (Nota 2)
		I_{31-62}	Código CRC	Véase la Tabla G-9	
		I_{63}	Palabra B42 transmitida	No	0
		I_{64}	Palabra A4 transmitida	Sí	1
		I_{65}	Palabra B43 transmitida	No	0
		I_{66-69}	Reserva	ceros	0000
Aplicación/CRC de azimut posterior (Nota 3)	B39	I_{21-24}	Número de descriptores de procedimiento	1	1000
		I_{25-30}	Primera palabra de la base de datos de azimut posterior	36	100100 (Nota 2)
		I_{31-62}	Código CRC	Véase la Tabla G-9	
		I_{63}	Palabra B43 transmitida	No	0
		I_{64-68}	Reserva	ceros	00000
		I_{69}	Indicador de aplicación/CRC de azimut posterior	Aplicación/CRC	1

NOTAS.-

1. La codificación de los bits se indica colocando el número de bit inferior a la izquierda.
2. Las direcciones de palabras de datos son las definidas en la Tabla A-9 del Apéndice A colocándose el bit más significativo en primer lugar.
3. En una instalación sin base de datos de azimut posterior pueden emplearse todas las palabras hasta B39 para la base de datos de azimut de aproximación.

Tabla G-6. Ejemplo de asignación de palabras descriptoras de procedimientos

Datos	Bit número	Palabras de datos descriptoras de procedimiento							
		KASEL B2		NELSO B3		SEMOR B4		LAWSO B36	
		Valor	Código	Valor	Código	Valor	Código	Valor	Código
Indicador básico (Primer carácter)	I_{21}-I_{25}	K	11010	N	01110	S	11001	L	00110
Segundo carácter	I_{26}-I_{30}	A	10000	E	10100	E	10100	A	10000
Tercer carácter	I_{31}-I_{35}	S	11001	L	00110	M	10110	W	11101
Cuarto carácter	I_{36}-I_{40}	E	10100	S	11001	O	11110	S	11001
Quinto carácter	I_{41}-I_{45}	L	00110	O	11110	R	01001	O	11110
Indicador de validez	I_{46}-I_{49}	1	1000	1	1000	1	1000	6	0110
Indicador de ruta	I_{50}-I_{54}	A	10000	B	01000	C	11000	D	00100
Número de pista	I_{55}-I_{60}	23	111010	23	111010	26	010110	23	111010
Letra de pista	I_{61}-I_{62}	R	10	R	10	—	00	R	10
Tipo de procedimiento	I_{63}	APP	0	APP	0	APP	0	DEP	1
Índice del primer punto de recorrido	I_{64}-I_{69}	1	100000	4	001000	5	101000	1	100000

Nota.- La codificación de los bits se indica colocando el número de bit inferior a la izquierda.

Tabla G-7. Ejemplo de asignación de puntos de recorrido para procedimientos de aproximación MLS/RNAV

Nombre de procedimiento	Palabra de datos	Bit número	Datos	Valor	Codificación	Índice de WP
KASEL	B5	I_{21-35}	WP 4 — coordenada X	8 200 m	110000010011000	1
		I_{36}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{37-51}	WP 4 — coordenada Y	-9 094 m	000001111011001	
		I_{52}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{53-55}	Indicador de tramo/campo siguiente	rectilíneo = 0	000	
		I_{56-69}	WP 3 — coordenada X (primeros 14 bits)	9 954 m	00001100111100	2
	B6	I_{21}	WP 3 — coordenada X (último bit)		0	
		I_{22}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{23-37}	WP 3 — coordenada Y	-5 336 m	001001000001001	
		I_{38}	Sigue coordenada Z	Sí	1	
		I_{39-51}	WP 3 — coordenada Z	789 m	1001111011000	
		I_{52-54}	Identificador de tramo/campo siguiente	en curva = 1	100	
		I_{55-69}	WP 2 — coordenada X	6 556 m	100000000101000	3
	B7	I_{21}	Sigue coordenada Y	No	0	
		I_{22}	Sigue coordenada Z	Sí	1	
		I_{23-35}	WP 2 — coordenada Z	344 m	0011110110000	
		I_{36-38}	Identificador de tramo/campo siguiente	5	101	
		I_{39-44}	Altura de punto de recorrido del umbral	16,8 m	010001	
		I_{45-50}	Índice de aproximación frustrada	7	111000	
NELSO		I_{51-65}	WP 3 — coordenada X	9 742 m	101110110111000	4
		I_{66}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{67-69}	WP 3 — coordenada Y (primeros 3 bits)	6 499 m	110	
	B8	I_{21-32}	WP 3 — coordenada Y (últimos 12 bits)		101111001000	
		I_{33}	Sigue coordenada Z	Sí	1	
		I_{34-46}	WP 3 — coordenada Z	819 m	1110100111000	
		I_{47-49}	Identificador de tramo/campo siguiente	compartido = 3	110	
		I_{50-55}	Índice de punto de recorrido siguiente	3	110000	
SEMOR		I_{56-69}	WP 2 — coordenada X (primeros 14 bits)	5 567 m	11111110000100	5
	B9	I_{21}	WP 2 — coordenada X (último bit)		0	
		I_{22}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{23-37}	WP 2 — coordenada Y	-5 276 m	101100000001001	
		I_{38}	Sigue coordenada Z	Sí	1	
		I_{39-51}	WP 2 — coordenada Z	346 m	0111110110000	

Nombre de procedimiento	Palabra de datos	Bit número	Datos	Valor	Codificación	Índice de WP
		I_{52-54}	Identificador de tramo/campo siguiente	rectilíneo = 0	000	
		I_{55-69}	WP 1 — coordenada X	159 m	011111000000000	6
	B10	I_{21}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{22-36}	WP 1 — coordenada Y	−401 m	010101011100001	
		I_{37}	Sigue coordenada Z	Sí	1	
		I_{38-50}	WP 1 — coordenada Z	16 m	0010111000000	
		I_{51-53}	Identificador de tramo/siguiente	6	011	
		I_{54-59}	Distancia de azimut virtual	3 000 m	011110	
Aproximación frustrada		I_{60-69}	WP 2 — coordenada X (primeros 10 bits)	−7 408 m	0111001011	7
	B11	I_{21-25}	WP 2 — coordenada X (últimos 5 bits)		01001	
		I_{26}	Sigue coordenada Y	No	0	
		I_{27}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{28-30}	Identificador de tramo/campo siguiente	rectilíneo = 0	000	
		I_{31-45}	WP 1 — coordenada X	0	000000000000000	8
		I_{46}	Sigue coordenada Y	No	0	
		I_{47}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{48-50}	Identificador de tramo/campo siguiente	6	011	
		I_{51-69}	Reserva	ceros	000...000	

Nota.- La codificación de los bits se indica colocando el número de bit inferior a la izquierda.

Tabla G-8. Ejemplo de asignación de puntos de recorrido para salidas MLS/RNAV

Nombre de procedimiento	Palabra de datos	Bit número	Datos	Valor	Codificación	Índice de WP
LAWSO	B37	I_{21-35}	WP 3 — coordenada X	−8 018 m	001111000011001	1
		I_{36}	Sigue coordenada Y	Sí	1	
		I_{37-51}	WP 3 — coordenada Y	3 057 m	010101010010000	
		I_{52}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{53-55}	Identificador de tramo/ campo siguiente	en curva = 1	100	
		I_{56-69}	WP 2 — coordenada X (primeros 14 bits)	−4 964 m	11001001111000	2
	B38	I_{21}	WP 2 — coordenada X (último bit)		1	
		I_{22}	Sigue coordenada Y	No	0	
		I_{23}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{24-26}	Identificador de tramo/ campo siguiente	rectilíneo = 0	000	
		I_{27-41}	WP 1 — coordenada X	0	000000000000000	3
		I_{42}	Sigue coordenada Y	No	0	
		I_{43}	Sigue coordenada Z	No	0	
		I_{44-46}	Identificador de tramo/ campo siguiente	Último WP = 6	011	
		I_{47-69}	Reserva	ceros	000...000	

Nota.- La codificación de los bits se indica colocando el número de bit inferior a la izquierda.

Tabla G-9. Ejemplo de base de datos MLS/RNAV completa

	Posición de bit															
	1	2			3		4			5		6			7	
Palabra	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456
A1	0000	0111	0011	0010	0101	1101	1001	1000	0010	0110	0010	0100	0000	0000	0000	0100
A2	0000	1010	0011	0010	0111	0000	0010	0111	1001	1000	0000	0000	0110	0000	0001	1010
A3	0000	1101	0011	0010	0001	0111	0110	0110	0011	0000	0100	0110	0111	0000	0111	1101
A4	0001	0011	0011	0010	0111	0000	0010	0000	0000	0000	0001	0000	0000	0000	0110	1000
B1	0000	0111	1100	0010	1100	0111	0100	0011	1111	0000	0001	1001	0001	0000	0010	0111
B2	0000	1010	1101	0100	0011	0011	0100	0011	0100	0100	0011	1010	1001	0000	0111	1001
B3	0000	1101	0111	0101	0000	1101	1001	1111	0100	0010	0011	1010	1000	0100	0000	1101
B4	0001	0011	1100	1101	0010	1101	1110	0100	1100	0110	0001	0110	0001	0100	0011	1110
B5	0001	0100	1100	0001	0011	0001	0000	0111	1011	0010	0000	0001	1001	1110	0000	0001
B6	0001	1001	0100	1001	0000	0100	1110	0111	1011	0001	0010	0000	0001	0100	0011	0000
B7	0001	1110	0100	1111	0110	0001	0101	0001	1110	0010	1110	1101	1100	0111	0110	1001
B8	0010	0010	1011	1100	1000	1111	0100	1110	0011	0110	0001	1111	1100	0010	0000	0011
B9	0010	0101	0110	1100	0000	0100	1101	1111	0110	0000	0001	1111	0000	0000	0101	0110
B10	0010	1000	1010	1010	1110	0001	1001	0111	0000	0001	1011	1100	1110	0101	1110	0100
B11	0010	1111	0100	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0110	0100
B36	1001	0001	0011	0100	0011	1011	1001	1111	0011	0001	0011	1010	1011	0000	0010	0101
B37	1001	0110	0011	1100	0011	0011	0101	0101	0010	0000	1001	1001	0011	1100	0100	0000
B38	1001	1011	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1101
B39	1001	1100	1000	1001	0010	1011	0010	0001	1000	1011	1111	0010	0000	0000	1010	1001
B40	1010	0000	0111	0011	0110	0110	0110	1000	0101	0110	0101	0010	0010	1010	0110	1001
B41	1010	0111	1100	0000	0000	0110	1101	1001	0111	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1111
B44	1011	0011	1110	1010	0101	1000	0100	1010	0000	1110	1110	1000	1000	0000	0001	1011
B45	1011	0100	1111	1001	0000	0000	0000	1101	0010	0100	0000	0000	0010	1111	0000	0011
BDW6	0011	0011	1000	1000	0011											

Nota.- Los bits de preámbulo I1, a I12 no figuran en esta tabla.

Tabla G-10. Tolerancias de error en la elaboración de áreas críticas y sensibles de azimut MLS
(se expresan las distancias en metros (ft) y las cifras de los errores en grados)

	Distancia del azimut al umbral metros (ft)							
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 360 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Anchura de haz de la antena	2°	2°	2°	2°	2°	1°	1°	1°
a) Balance del sistema para el PFN = 3,5 m (11,5 ft)	0,1098	0,0941	0,0824	0,0732	0,0659	0,0599	0,0549	0,0507
b) Tolerancia de error del equipo de tierra	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120
c) Tolerancia de la restricción del terreno	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0200	0,0200	0,0200
d) Tolerancia de error de un emplazamiento despejado $\left[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}\right]$	0,1016	0,0844	0,0710	0,0601	0,0510	0,0552	0,0497	0,0450
e) Tolerancia del polo del monitor/ALS	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0150	0,0150	0,0150
f) Tolerancia de error de emplazamiento complejo $\left[f = \sqrt{d^2 - e^2}\right]$	0,0970	0,0788	0,0643	0,0521	0,0412	0,0531	0,0474	0,0424
g) Tolerancia de error de emplazamiento complejo al 70%	0,0679	0,0552	0,0450	0,0365	0,0288	0,0372	0,0332	0,0297
a) Balance del sistema para CMN = 3,2 m (10,5 ft)	0,1003	0,0859	0,0752	0,0668	0,0602	0,0547	0,0501	0,0463
b) Tolerancia de error del equipo de tierra	0,0315	0,0270	0,0236	0,0210	0,0189	0,0172	0,0158	0,0145
c) Tolerancia de error del equipo de a bordo	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150
d) Tolerancia para vibraciones de estructura	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320
e) Tolerancia de error de emplazamiento despejado/complejo $\left[e = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2}\right]$	0,0884	0,0735	0,0620	0,0527	0,0449	0,0380	0,0319	0,0261
f) Tolerancia de error de emplazamiento complejo al 70%	0,0619	0,0515	0,0434	0,0369	0,0314	0,0266	0,0223	0,0183

Tabla G-11. Tolerancias de error en la elaboración de áreas críticas de elevación MLS
(todos lo valores de tolerancia se expresan en grados)

Anchura de haz de la antena	1,5°	1,0°
a) Balance del sistema para PFN = 0,4 m (1,3 ft)	0,083	0,083
b) Tolerancia de error del equipo de tierra	0,010	0,010
c) Tolerancia de reflexiones en lóbulos laterales	0,055	0,037
d) Tolerancia de error del emplazamiento despejado $\left[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}\right]$	0,061	0,073
e) Difracciones verticales (monitores de campo)	0,030	0,030
f) Tolerancia de reflexiones laterales	0,031	0,043
g) Tolerancia de error de emplazamiento complejo $\left[g = \sqrt{d^2 - e^2 - f^2}\right]$	0,043	0,051
h) Tolerancia de error de emplazamiento complejo al 70%	0,030	0,036
a) Balance del sistema para CMN = 0,3 m (1,0 ft)	0,064	0,064
b) Tolerancias de error del equipo de tierra	0,032	0,032
c) Tolerancia de error del equipo de a bordo	0,010	0,010
d) Tolerancia de reflexiones en lóbulos laterales	0,015	0,010
e) Tolerancia de las vibraciones de la estructura	0,010	0,010
f) Tolerancia de error de emplazamiento despejado/complejo $\left[f = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2 - e^2}\right]$	0,052	0,053
g) Tolerancia de error de emplazamiento complejo al 70%	0,036	0,037

Tabla G-12A. Longitudes características de áreas sensibles de azimut
(aproximación alineada a lo largo del azimut de 0°, véase 4.3.7)
(las distancias se expresan en metros (ft);
en ambas unidades se han redondeado los valores)

Distancia de azimut al umbral	Anchura de haz de 2,0°					Anchura de haz de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Emplazamiento despejado, B-747	490 (1 600)	520 (1 700)	580 (1 900)	610 (2 000)	640 (2 100)	670 (2 200)	700 (2 300)	700 (2 300)
Emplazamiento despejado, B-727	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)
Emplazamiento complejo, B-747	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	640 (2 100)	700 (2 300)	730 (2 400)	760 (2 500)	820 (2 700)
Emplazamiento complejo, B-727	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	550 (1 800)	460 (1 500)	490 (1 600)	550 (1 800)

Tabla G-12B. Longitudes características de áreas sensibles de azimut (aproximación desplazada, véase 4.3.7.1)
(las distancias se expresan en metros (ft);
en ambas unidades se han redondeado los valores)

Distancia de azimut al umbral	Anchura de haz de 2,0°					Anchura de haz de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Emplazamiento despejado, B-747	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	880 (2 900)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
Emplazamiento despejado, B-727	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
Emplazamiento complejo, B-747	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
Emplazamiento complejo, B-727	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)

Tabla G-12C. Longitudes características de áreas sensibles de azimut (aproximación por cálculo de eje, véase 4.3.7.2, emplazamientos despejados)
(las distancias se expresan en metros (ft);
en ambas unidades se han redondeado los valores)

Distancia de azimut al umbral	Anchura de haz de 2,0°					Anchura de haz de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-727, emplazamiento despejado								
Altura: 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)	610 (2 000)	610 (2 000)	670 (2 200)
45 (150)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)	610 (2 000)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)
30 (100)	300 (1 000)	520 (1 700)	610 (2 000)	700 (2 300)	820 (2 700)	920 (3 000)	980 (3 200)	1 100 (3 600)
15 (50)	610 (2 000)	730 (2 400)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 100 (3 600)	1 040 (3 400)	1 190 (3 900)
B-747, emplazamiento despejado								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	520 (1 700)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	850 (2 800)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
60 (200)	700 (2 300)	790 (2 600)	820 (2 700)	920 (3 000)	940 (3 100)	940 (3 100)	1 010 (3 300)	1 010 (3 300)
45 (150)	760 (2 500)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 070 (3 500)	1 190 (3 900)	1 400 (4 600)
30 (100)	850 (2 800)	960 (3 100)	1 100 (3 600)	1 250 (4 100)	1 400 (4 600)	1 550 (5 100)	1 710 (5 600)	1 890 (6 200)
15 (50)	1 070 (3 500)	1 340 (4 400)	1 580 (5 200)	1 830 (6 000)	1 980 (6 500)	2 040 (6 700)	2 070 (6 800)	2 070 (6 800)

Tabla G-12D. Longitudes características de áreas sensibles de azimut (aproximación por cálculo de eje, véase 4.3.7.2, emplazamientos complejos)
(las distancias se expresan en metros (ft); en ambas unidades se han redondeado los valores)

Distancia de azimut al umbral	Anchura de haz de 2,0°					Anchura de haz de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-727, emplazamiento complejo								
Altura: 300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)	730 (2 400)
45 (150)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	670 (2 200)	700 (2 300)	790 (2 600)	880 (2 900)
30 (100)	330 (1 100)	550 (1 800)	640 (2 100)	730 (2 400)	1 010 (3 300)	940 (3 100)	1 040 (3 400)	1 160 (3 800)
15 (50)	640 (2 100)	790 (2 600)	940 (3 100)	1 070 (3 500)	1 250 (4 100)	1 250 (4 100)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)
B-747, emplazamiento despejado								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	670 (2 200)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
60 (200)	730 (2 400)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 040 (3 400)	1 070 (3 500)	1 220 (4 000)
45 (150)	820 (2 700)	880 (2 900)	980 (3 200)	1 100 (3 600)	1 220 (4 000)	1 100 (3 600)	1 190 (3 900)	1 430 (4 700)
30 (100)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)	1 580 (5 200)	1 770 (5 800)	1 950 (6 400)
15 (50)	1 100 (3 600)	1 370 (4 500)	1 620 (5 300)	1 830 (6 000)	2 130 (7 000)	2 230 (7 300)	2 350 (7 700)	2 380 (7 800)

Tabla G-12E. Semianchura característica de áreas sensibles de azimut para proteger la guía para el rodamiento a continuación del aterrizaje (véase 4.3.7)
[las distancias se expresan en metros (ft)]

Distancia del azimut al umbral	Anchura del haz de 2,0°					Anchura del haz de 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Emplazamiento despejado/complejo	38 (123)	48 (157)	59 (193)	70 (230)	83 (271)	54 (177)	62 (202)	69 (227)

Tabla G-13. Ángulo de superficie a la altura mínima y longitudes correspondientes del volumen de cobertura protegido para procedimientos de aproximación MLS/RNAV

Longitud del volumen de cobertura protegido L[m(ft)] PCH = 2,0 m	Ángulo de superficie a la altura mínima (grados), θ	
	B-727	B-747
300 (1 000)	1,81	3,49
450 (1 500)	1,23	2,36
600 (2 000)	0,95	1,79
750 (2 500)	0,77	1,44
900 (3 000)	N/A	1,21

Puede emplearse la siguiente ecuación para determinar el ángulo de la superficie a la altura mínima (Θ) respecto a un centro de fase de la antena de azimut en relación con la longitud del volumen de cobertura protegido arbitrario "L".

$$\theta = \tan^{-1}\left[\frac{TFH + \frac{\sqrt{\lambda(L)}}{4} - PCH}{L}\right]$$

siendo:

TFH = altura del empenaje de cola;
PCH = altura del centro de fase de la antena MLS;
λ = longitud de onda MLS.

Nota.— TFH es igual a 10,4 m para el B-727 y a 19,3 m para el B-747, y λ es igual a 0,06 m. PCH y L deben expresarse en metros si TFH y λ se expresan en metros.

Tabla G-14. Relaciones entre las medidas de vigilancia y control tomadas por el equipo terrestre

Falla del subsistema	Acción resultante						
	Azimut de aproximación	Elevación de aproximación	Azimut posterior	Datos básicos radiados en la cobertura de azimut de aproximación	Datos básicos radiados en la cobertura de azimut posterior	Datos auxiliares	DME/N o DME/P
Azimut de aproximación	*	*		+		+	
Elevación de aproximación		*					
Azimut posterior			*		+		
Datos básicos radiados en la cobertura de azimut de aproximación	*	*		*		+	
Datos básicos radiados en la cobertura de azimut posterior			*		*		
Datos auxiliares	+	+		+		*	
DME/N o DME/P							*

* Indica que la radiación debería cesar.
\+ Indica que la radiación puede continuar si se requiere para las operaciones.

Tabla G-15. Objetivos de integridad y continuidad de servicio para operaciones básicas MLS y MLS/RNAV

Nivel	Azimut o elevación			DME/P (Nota 6)		
	Integridad en cualquier aterrizaje	Continuidad de servicio	MTBO (horas)	Integridad en cualquier aterrizaje (Nota 4)	Continuidad de servicio	MTBO (horas)
1	No demostrados, sino designados para satisfacer requisitos de nivel 2 (Nota 3)					
2	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (15 s)	2 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000
4 (Nota 5)	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (30 s Az) (15 s El) (Nota 6)	4 000 Az 2 000 El (Nota 6)	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 s)	1 000

NOTAS.-

1 La integridad y continuidad de servicio de las “palabras” de datos están incluidas en los valores especificados de la función angular para cada nivel de servicio.

2 No se requiere azimut posterior para las operaciones básicas.

3 Se tiene la intención de que todos los equipos satisfagan los requisitos del nivel 2 por lo menos.

4 Si se emplea el DME/N con el MLS, la cifra podrá reducirse a $1 - 1 \times 10^{-5}$

5 Los tiempos de exposición del nivel 4 se basan en la experiencia obtenida con el ILS y concuerdan con las actuales capacidades operacionales. Cuando se tenga más experiencia con el MLS y se propongan capacidades operacionales superiores, puede que sea necesario ajustar estos valores.

6 Los procedimientos MLS/RNAV pueden exigir que los objetivos de integridad, continuidad de servicio y MTBO de la elevación DME/P y, si se utiliza, azimut posterior de nivel 3 y 4 equivalgan al equipo de azimut de aproximación.

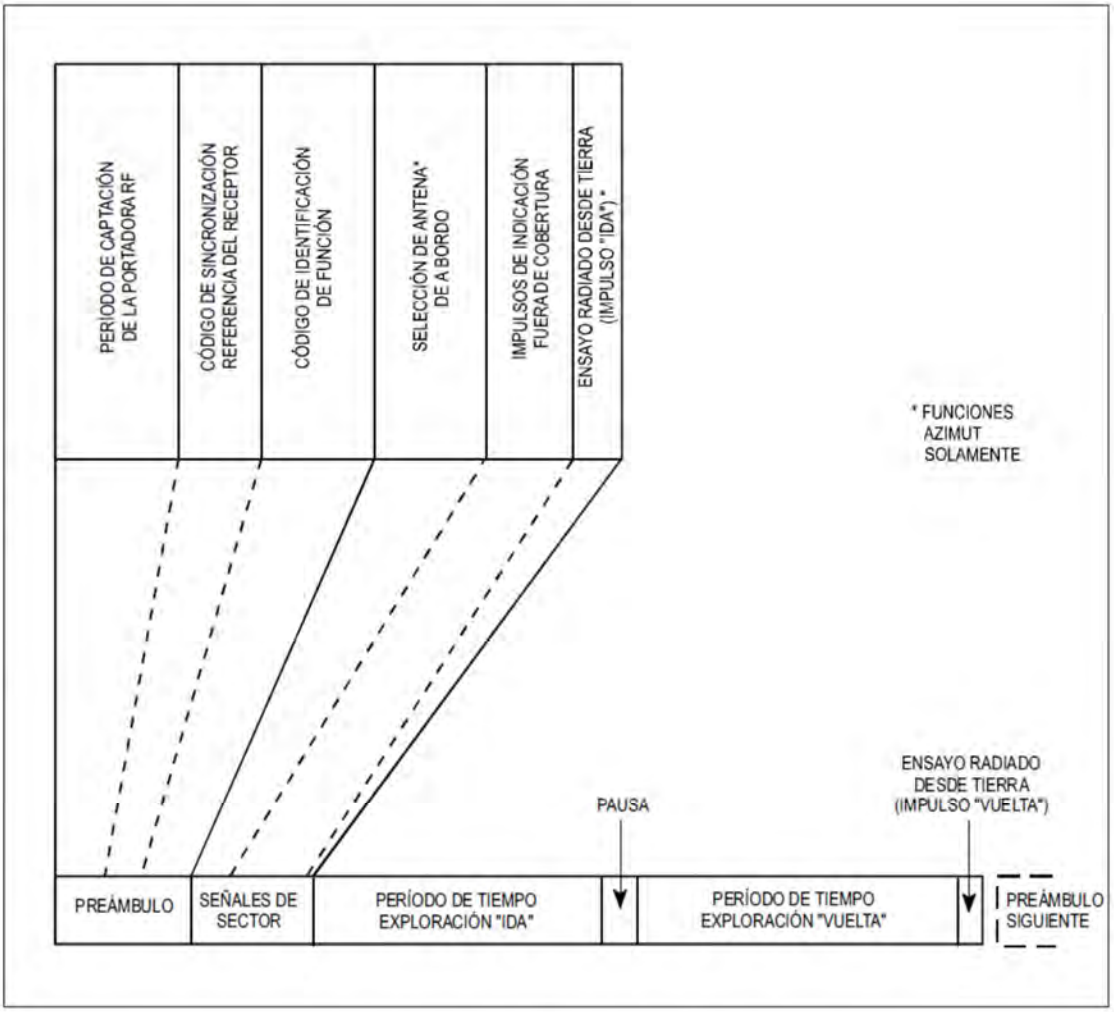


Figura G-1. Organización de la función de ángulo

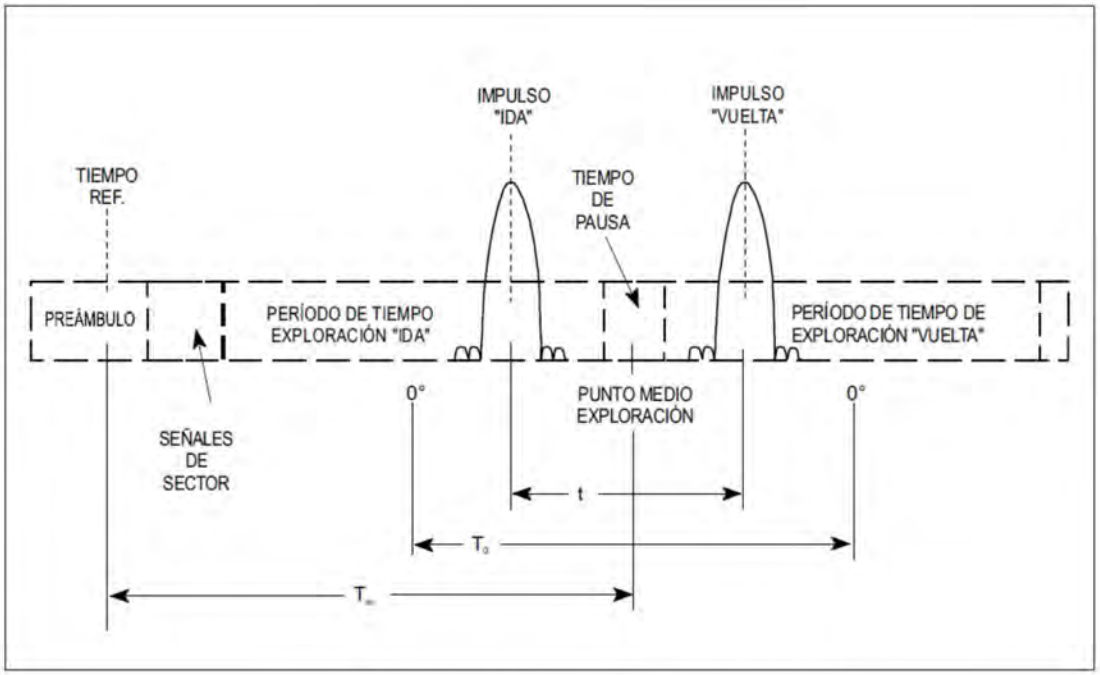
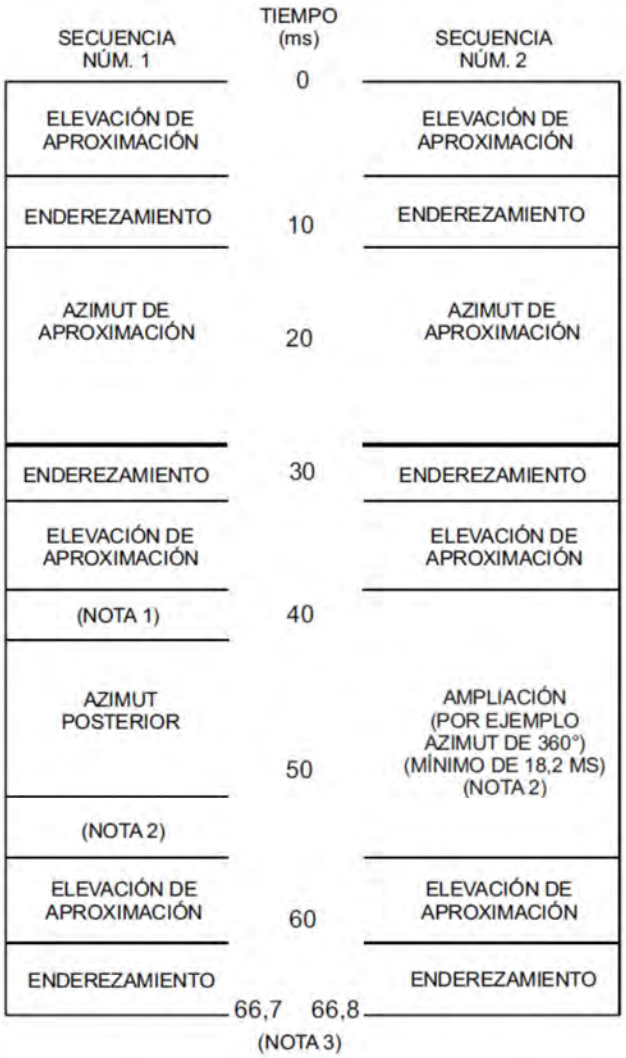


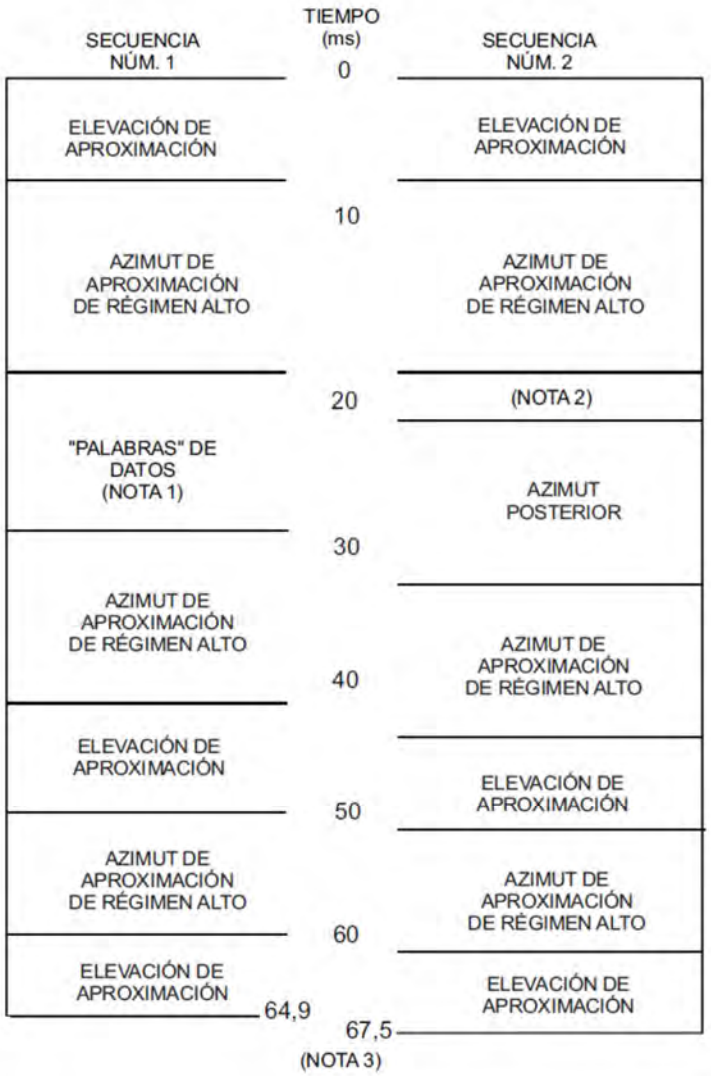
Figura G-2. Parámetros de la cronología de exploración de ángulo



Notas:

1. Cuando se proporciona azimut posterior, la "palabra" núm. 2 de datos básicos tiene que Transmitirse en esta posición.
2. Las "palabras" de datos básicos pueden transmitirse en cualquier período de tiempo disponible.
3. El tiempo total de duración de la secuencia núm. 1, más la de la secuencia núm. 2, no tiene que exceder 134 ms.

Figura G-3A. Par de secuencias de transmisión para todas las funciones de guía angular MLS



Notas:

1. Las "palabras" de datos pueden transmitirse en cualquier período de tiempo disponible.
2. Cuando se proporciona azimut posterior, la "palabras" núm. 2, de datos básicos tiene que transmitirse en esta posición.
3. El tiempo total de duración de la secuencia núm. 1, más el de la secuencia núm. 2, no tiene que exceder 134 ms.

Figura G-3B. Par de secuencias de transmisión para la función de guía de ángulo de azimut de aproximación de régimen alto MLS

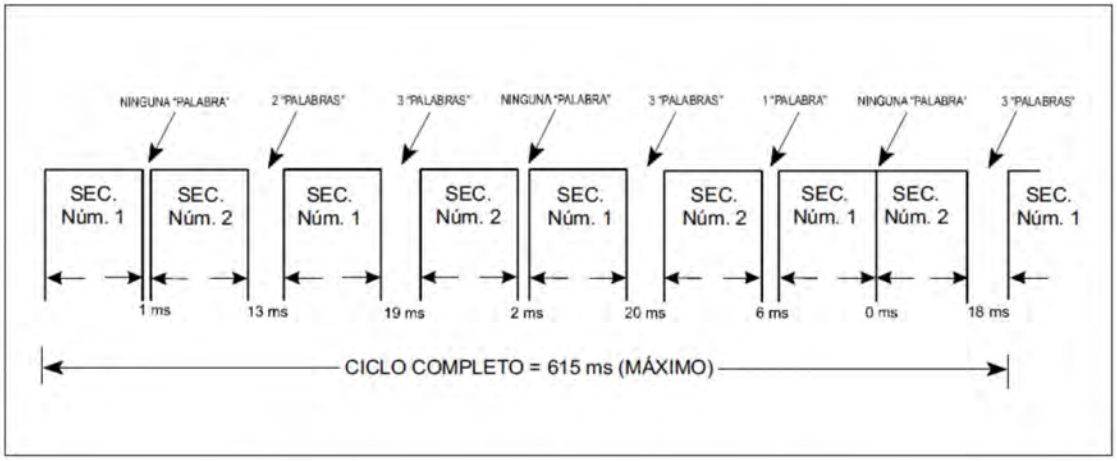


Figura G-3C. Ciclo completo de transmisión en multiplex en el que se presentan los períodos de tiempo disponibles que pueden utilizarse para las "palabras" de datos auxiliares

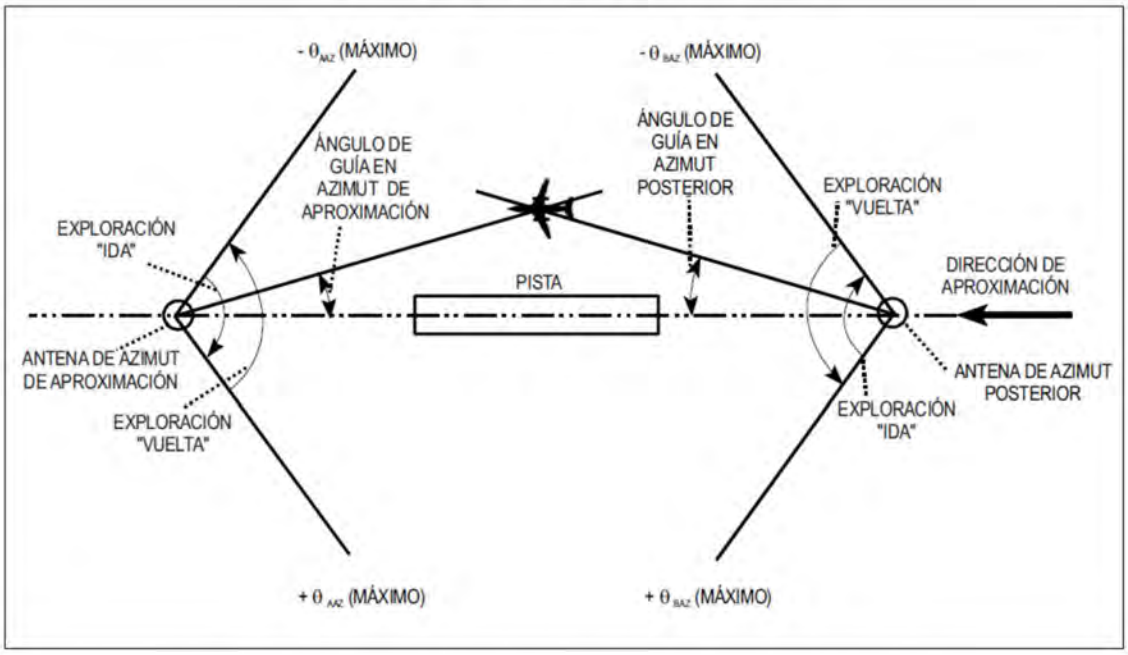


Figura G-4. Convenciones de exploración de las funciones de guía en azimut

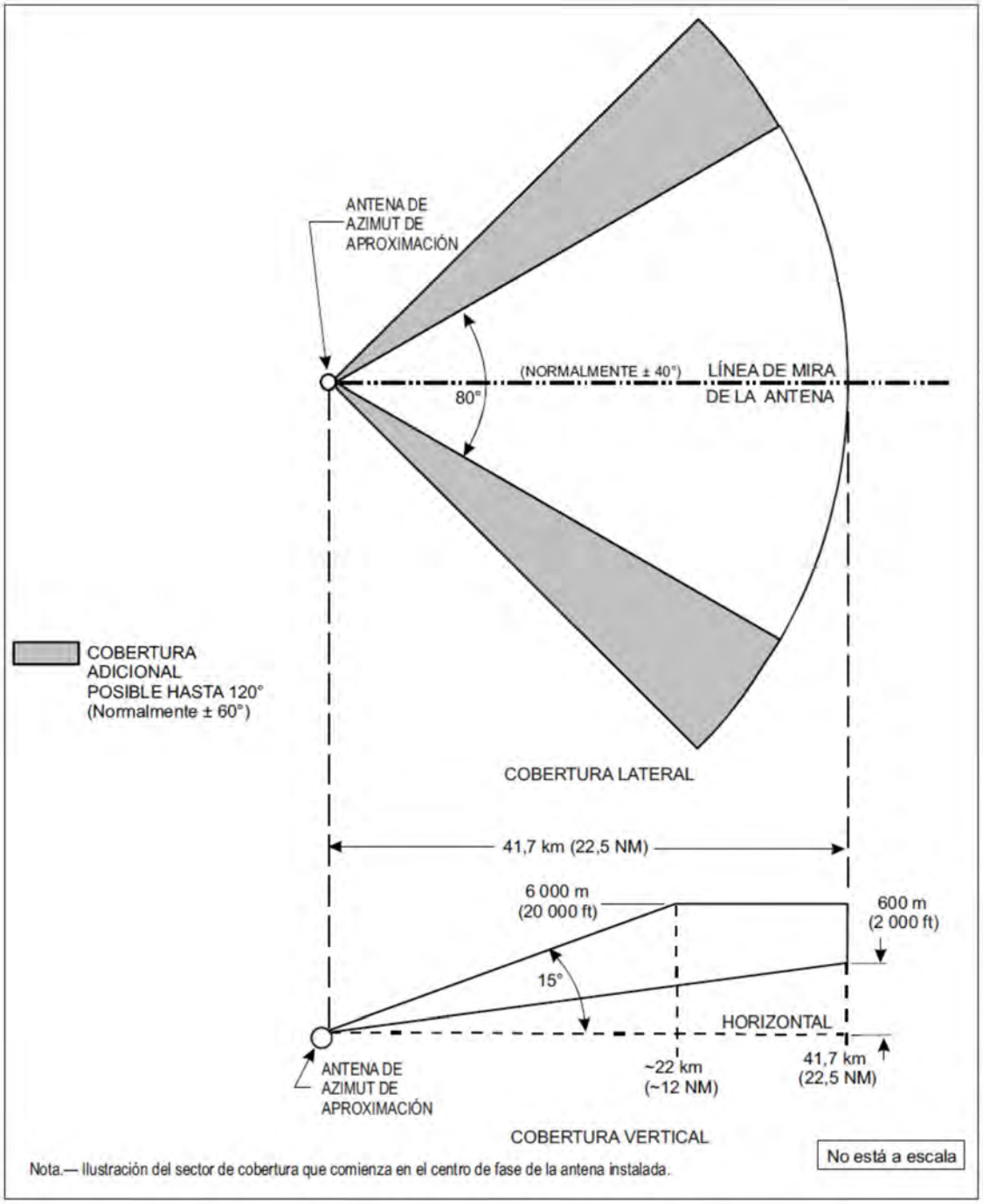


Figura G-5A. Cobertura de azimut de aproximación en la región de aproximación

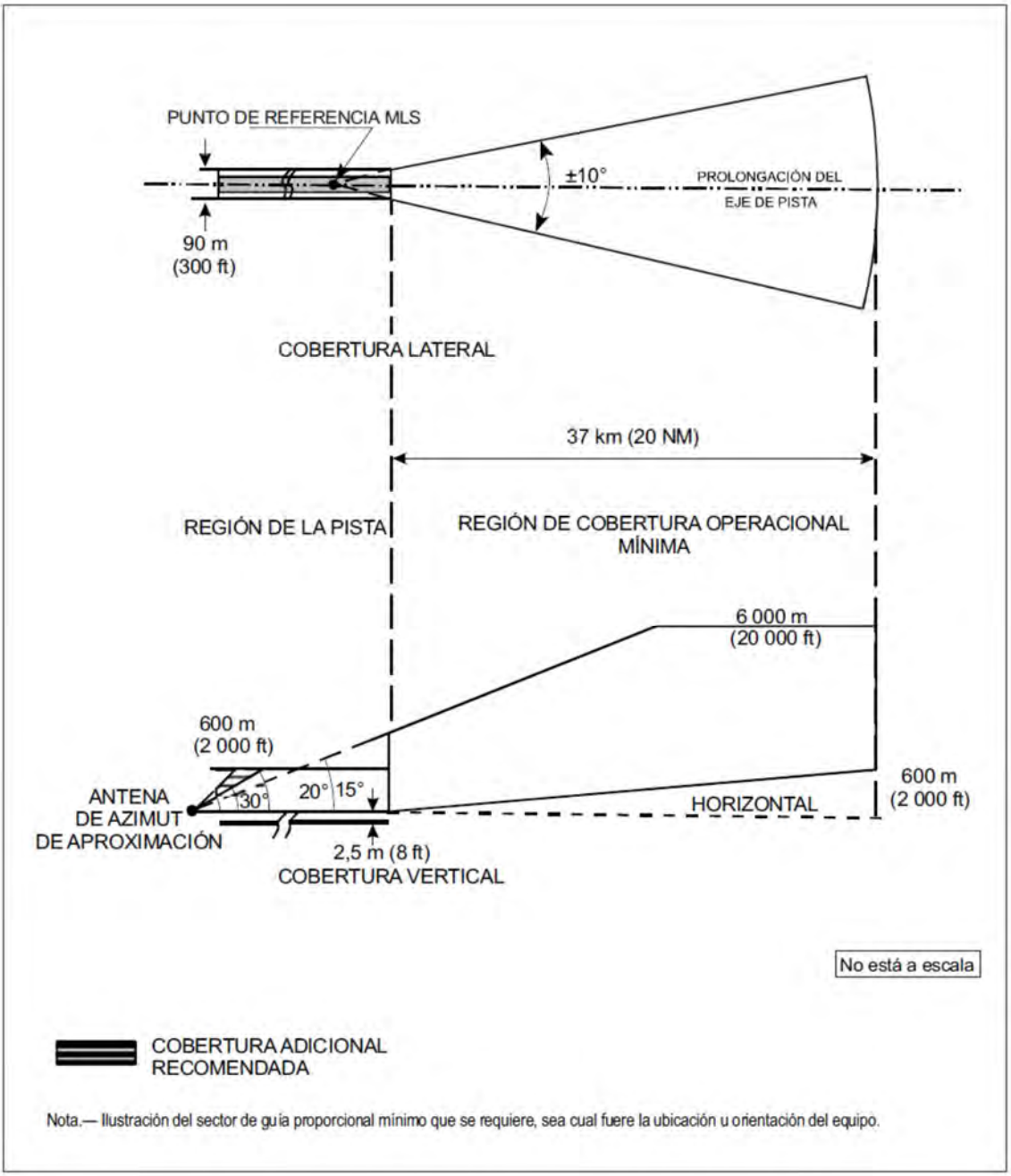


Figura G-5B. Cobertura de azimut de aproximación en la región de la pista y cobertura operacional mínima para la región de azimut de aproximación

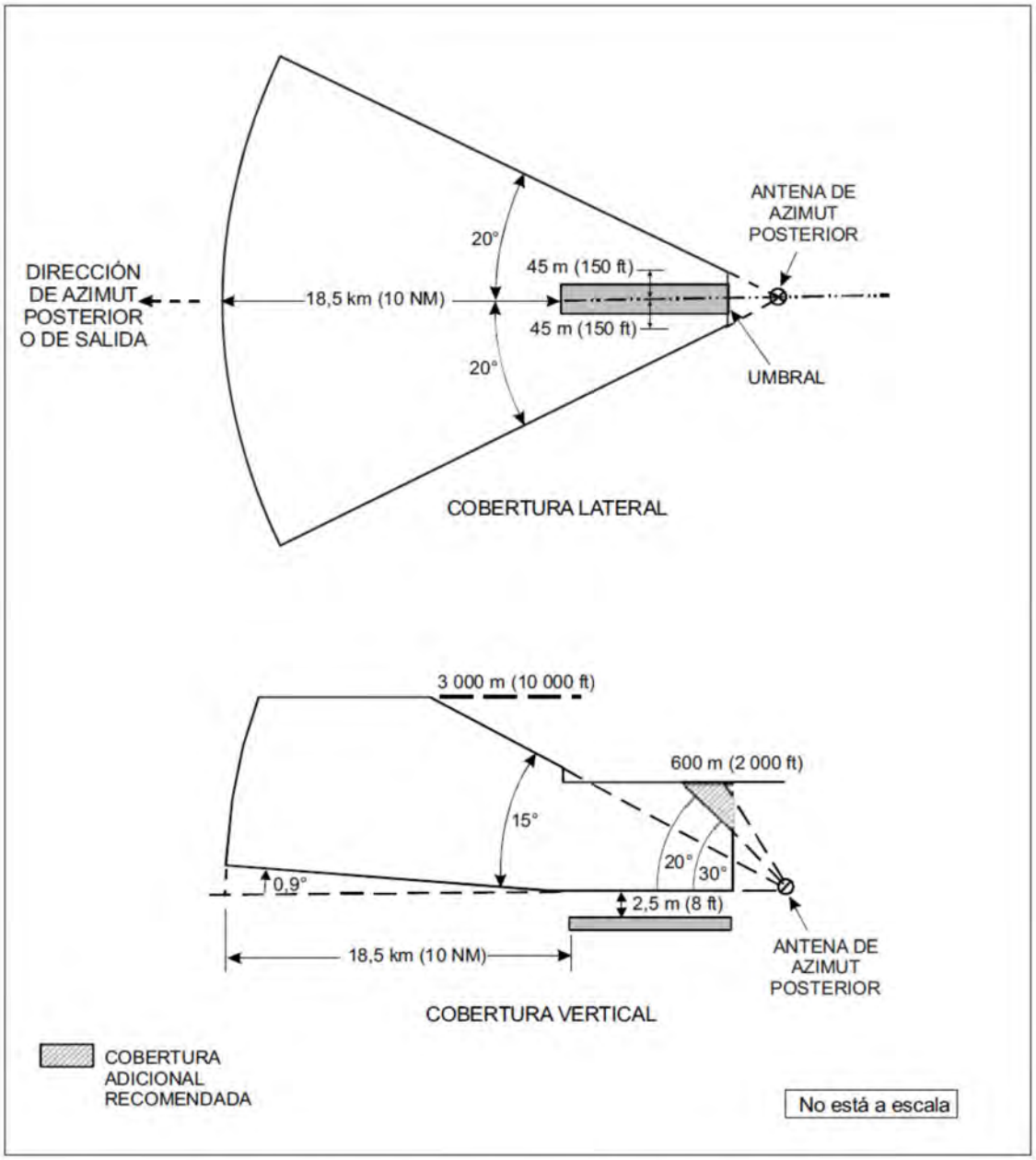


Figura G-6. Cobertura de azimut posterior en la región de azimut posterior

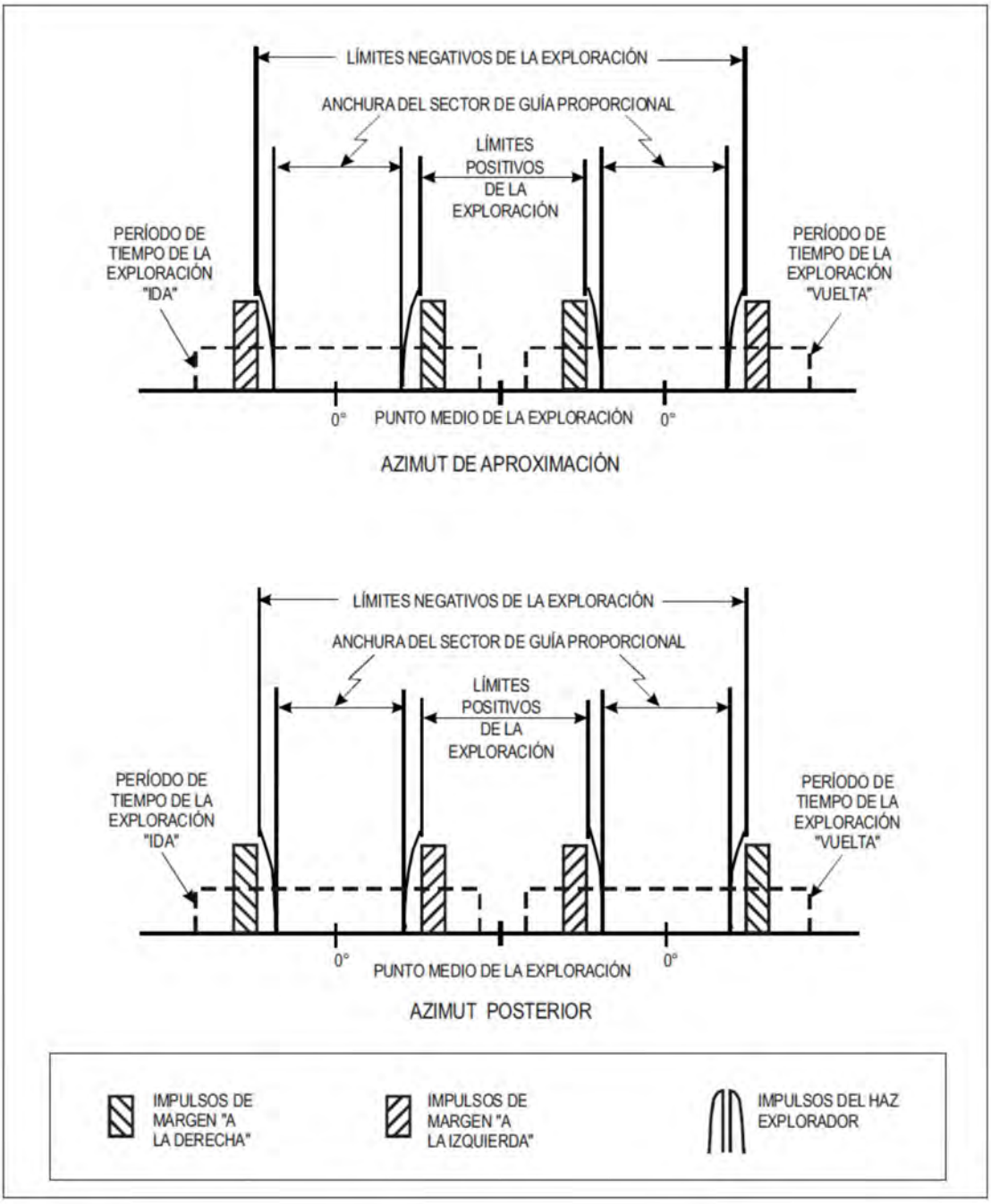


Figura G-7. Convenciones de los impulsos de margen para las funciones azimut

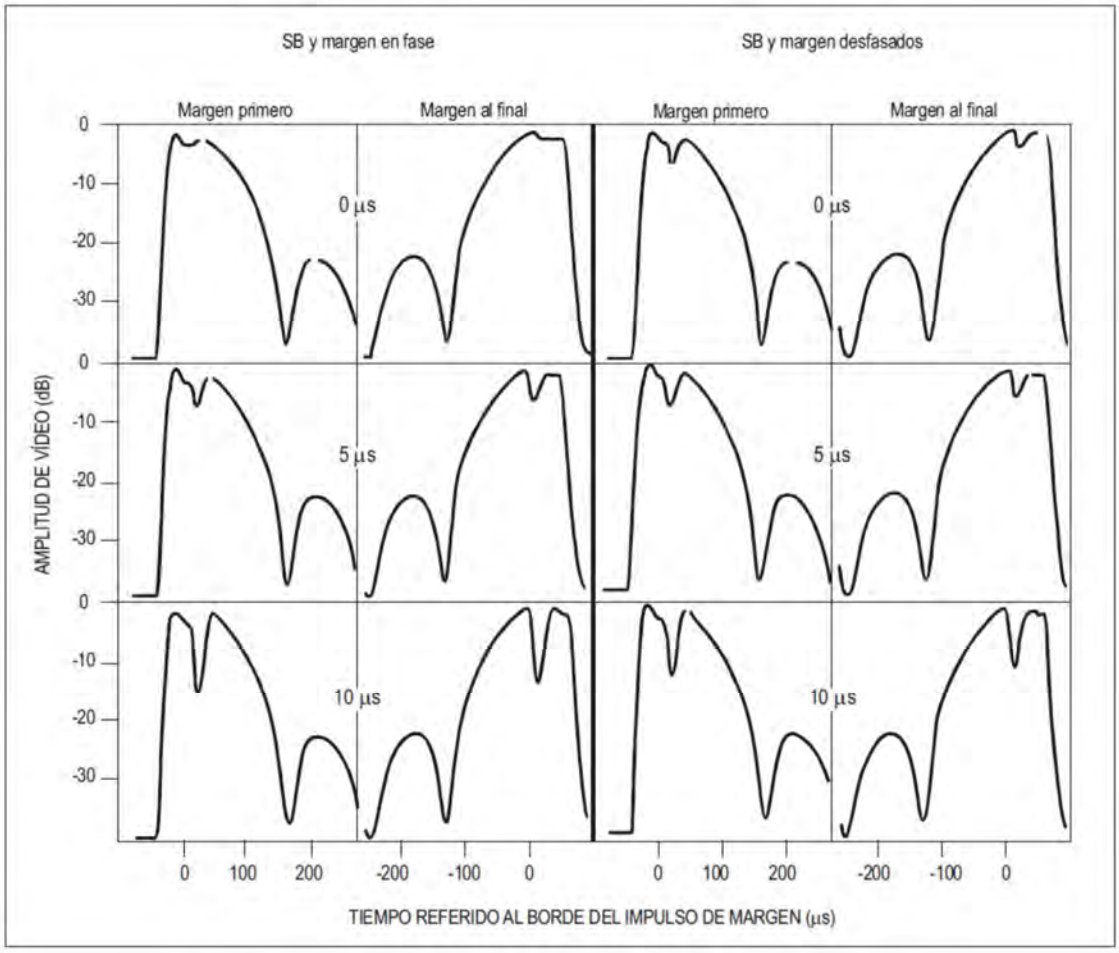


Figura G-8. Ejemplos de formas de onda vídeo recibidas en la región de transición de SB/ margen para tiempos de conmutación de 0,5 y 10 µs

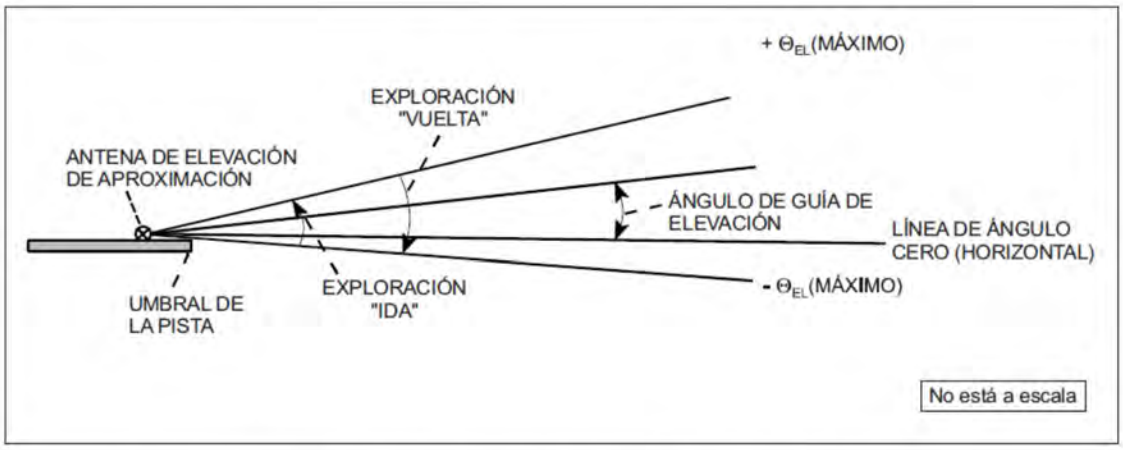
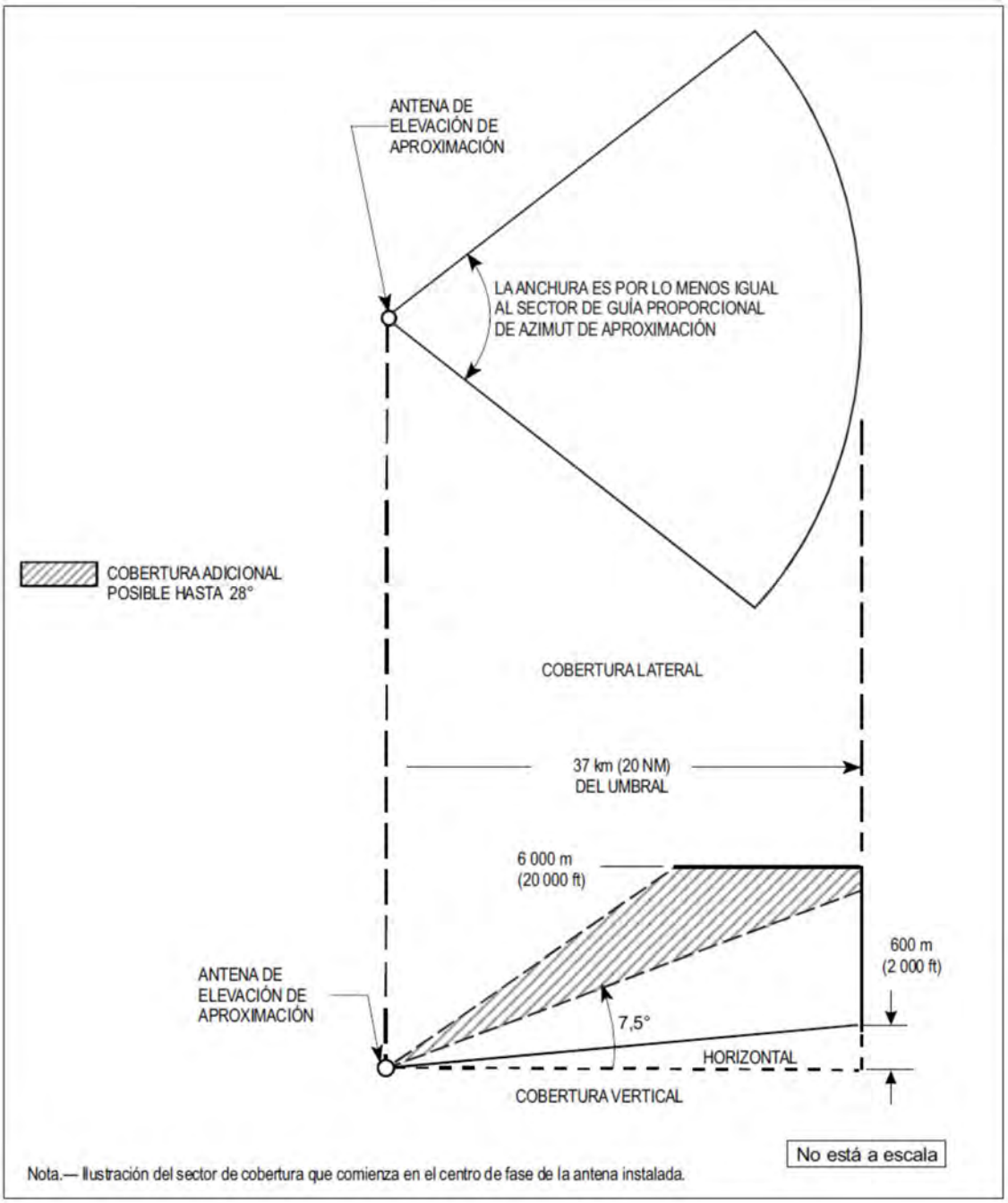
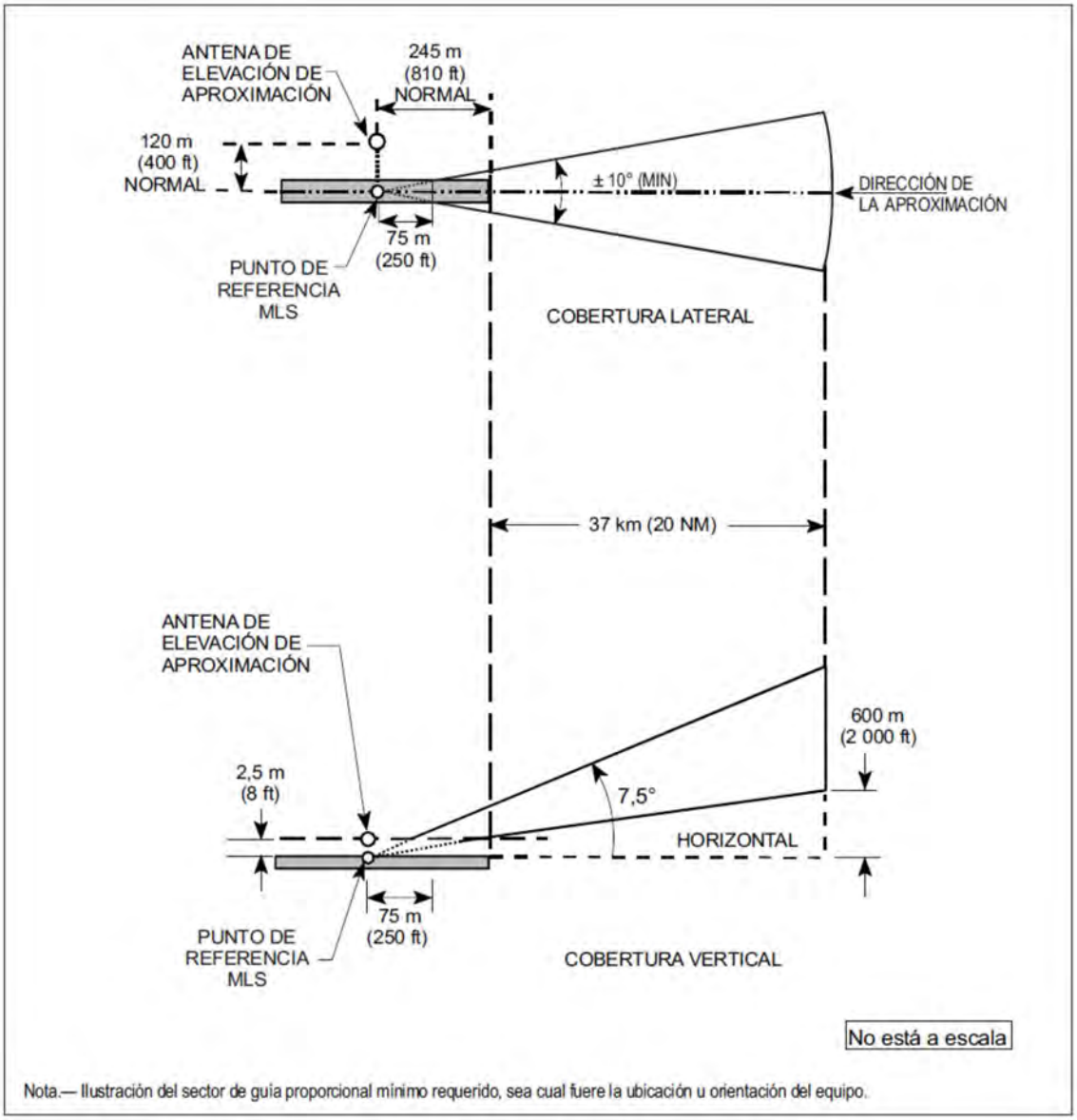


Figura G-9. Convenciones de exploración para las funciones de elevación en la aproximación



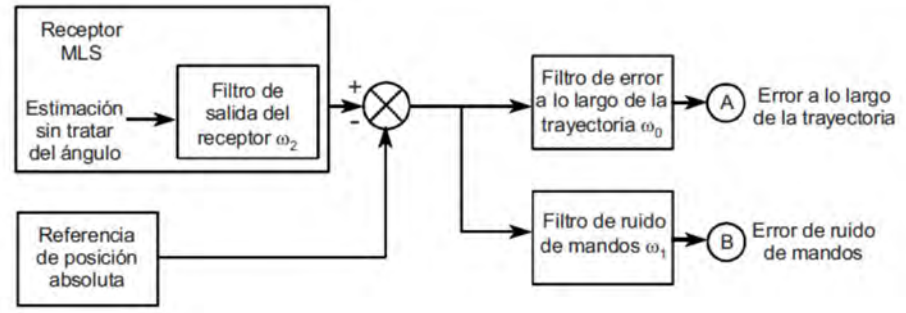
Nota.— Ilustración del sector de cobertura que comienza en el centro de fase de la antena instalada.

Figura G-10A. Cobertura de elevación de aproximación en la región de aproximación



Nota.— Ilustración del sector de guía proporcional mínimo requerido, sea cual fuere la ubicación u orientación del equipo.

Figura G-10B. Cobertura operacional mínima para elevación de aproximación



Función de guía	Frecuencias de vértices (Radianes/segundos)		
	ω_0	ω_1	ω_2
Azimut de aproximación	0,5	0,3	10
Elevación de aproximación	1,5	0,5	10
DME/P	1,5	0,5	10

Filtro de salida del receptor $\dfrac{\omega_2}{S + \omega_2}$

Filtro a lo largo de la trayectoria $\dfrac{\omega_n^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2}$ $\zeta = 1$, $\omega_0 = 0{,}64\ \omega_n$

Filtro de ruido de mandos $\dfrac{S}{S + \omega_1}$ $S = j\omega$

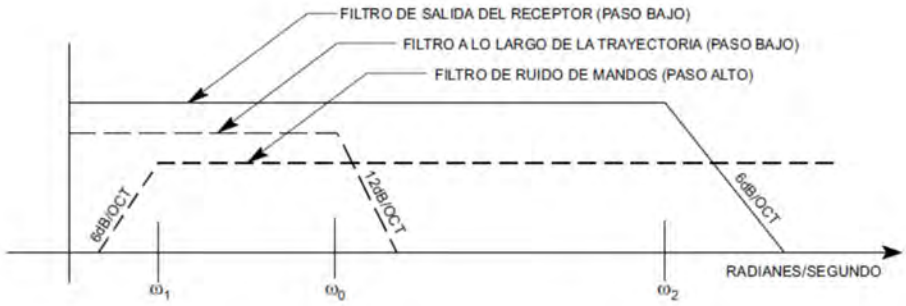


Figura G-11. Configuraciones de filtro y frecuencias de vértice

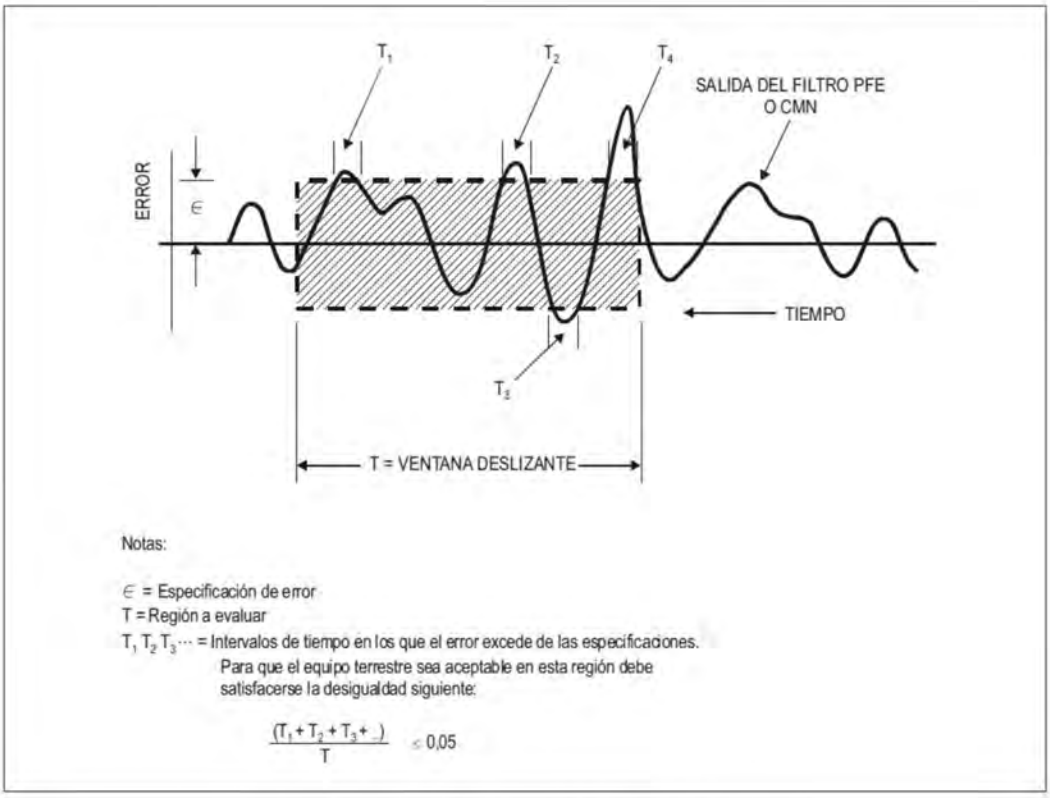


Figura G-12. Metodología de medición MLS

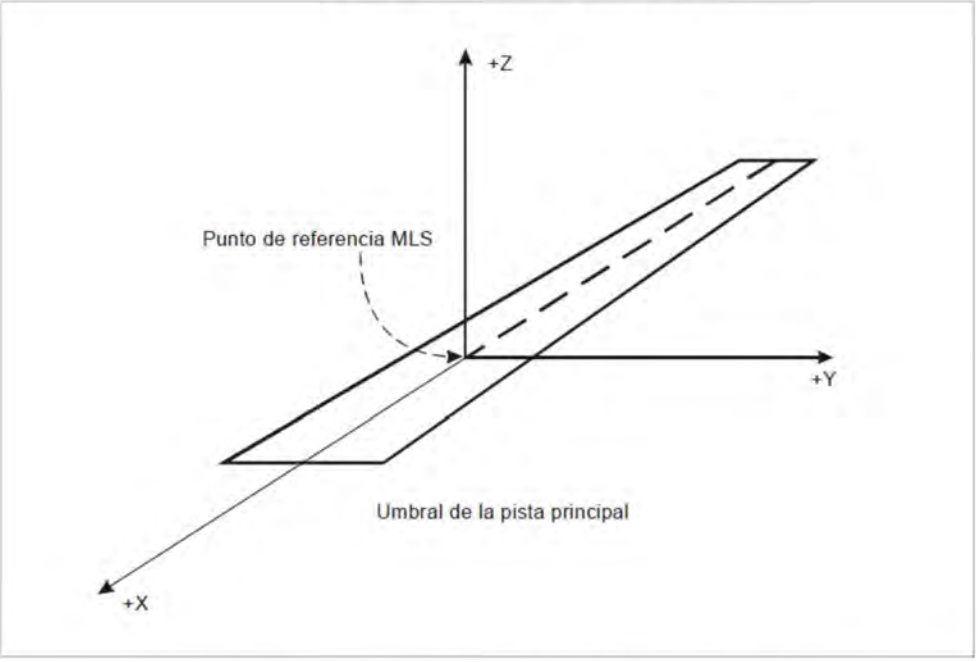


Figura G-13. Sistema de coordenadas de punto de recorrido MLS/RNAV

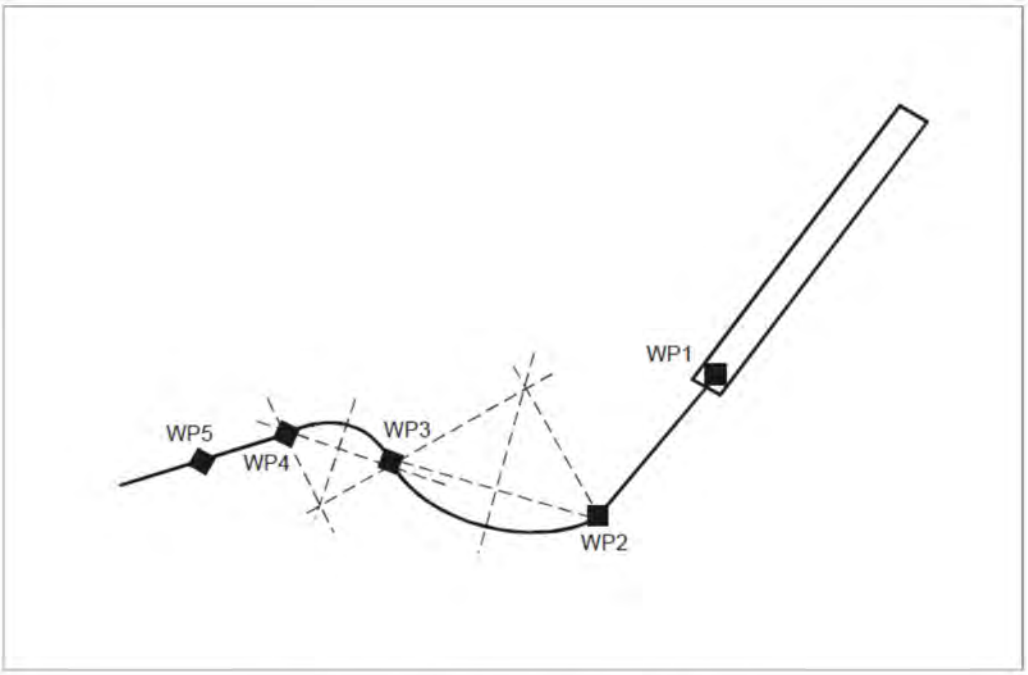


Figura G-14. Definición de tramos en curva

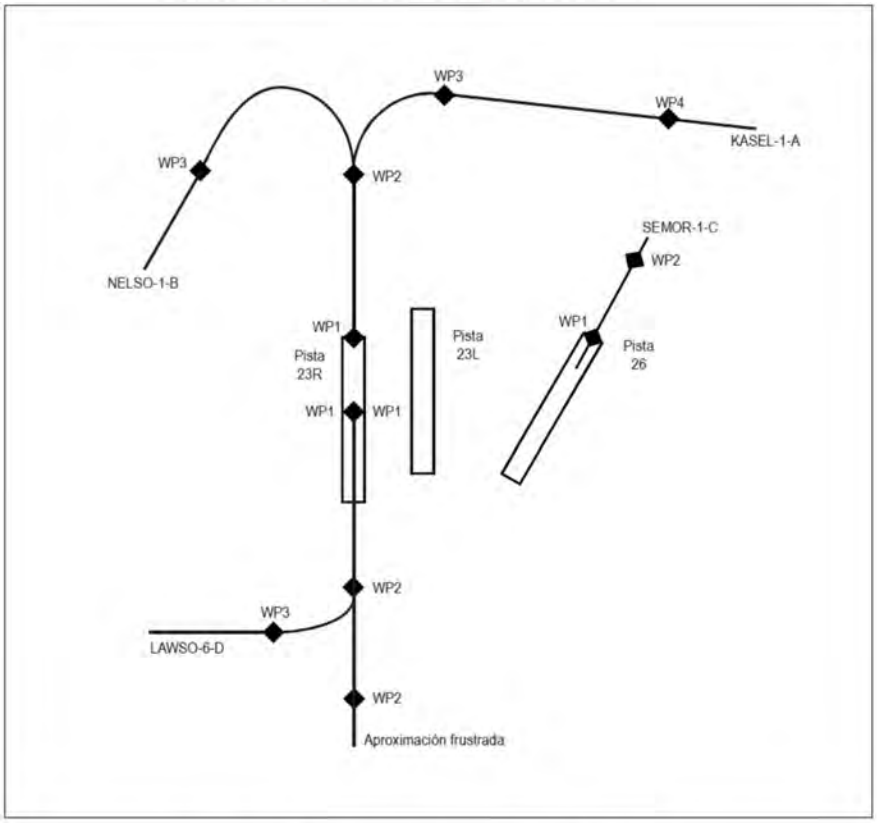


Figura G-15. Diagrama de ejemplo de procedimientos MLS/RNAV

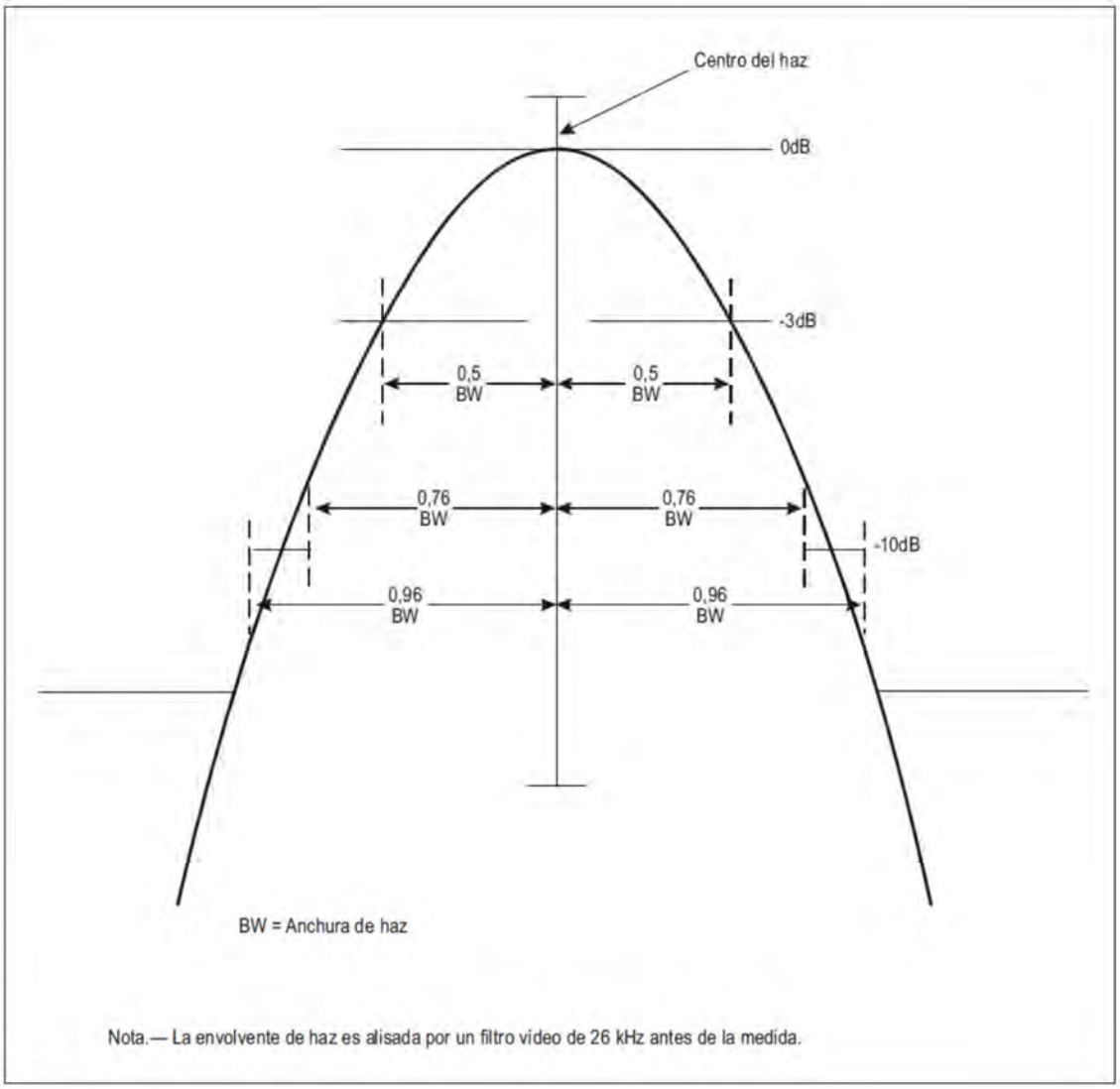


Figura G-16. Señal en el espacio dinámica en campo lejano

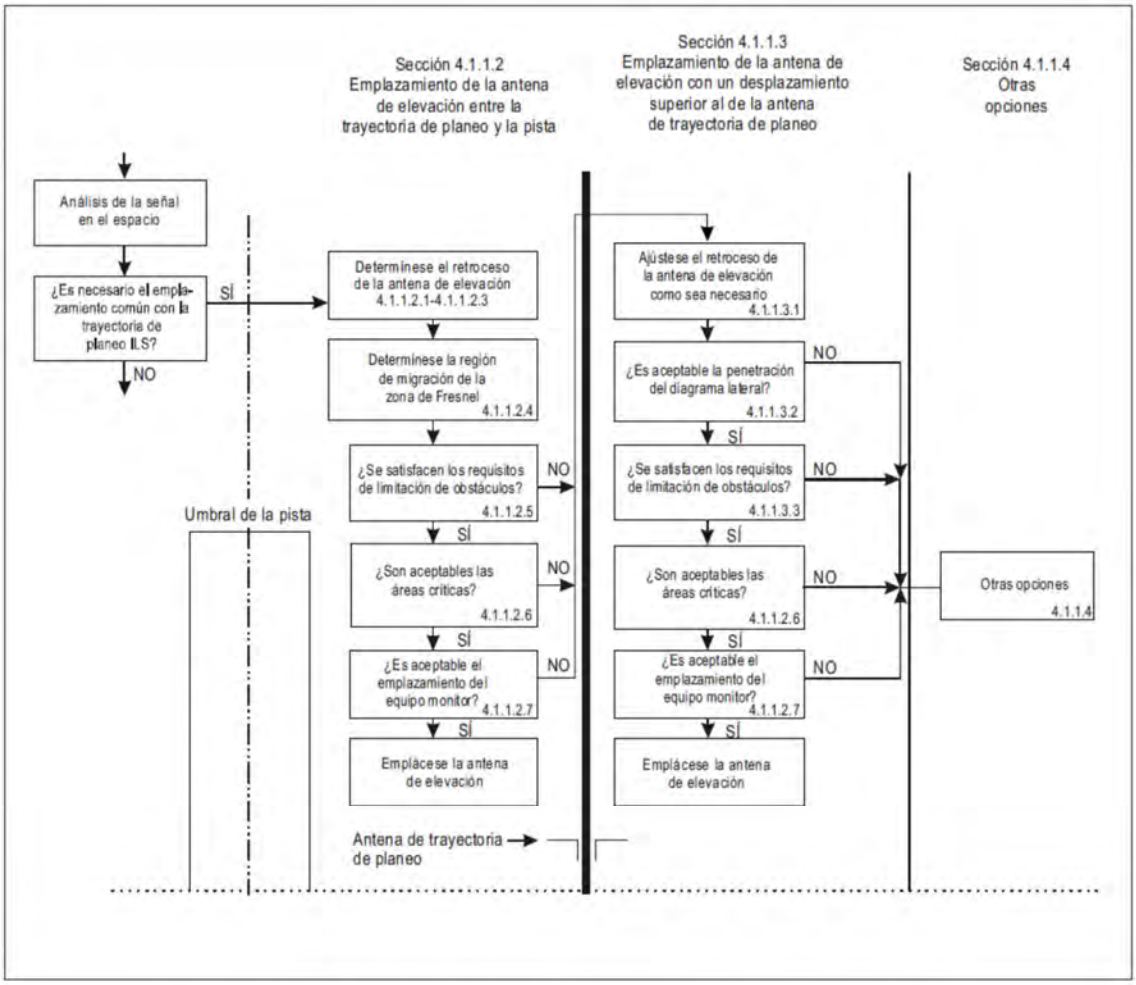


Figura G-17. Diagrama de operaciones lógicas para el emplazamiento de la antena de elevación y la antena de trayectoria de planeo

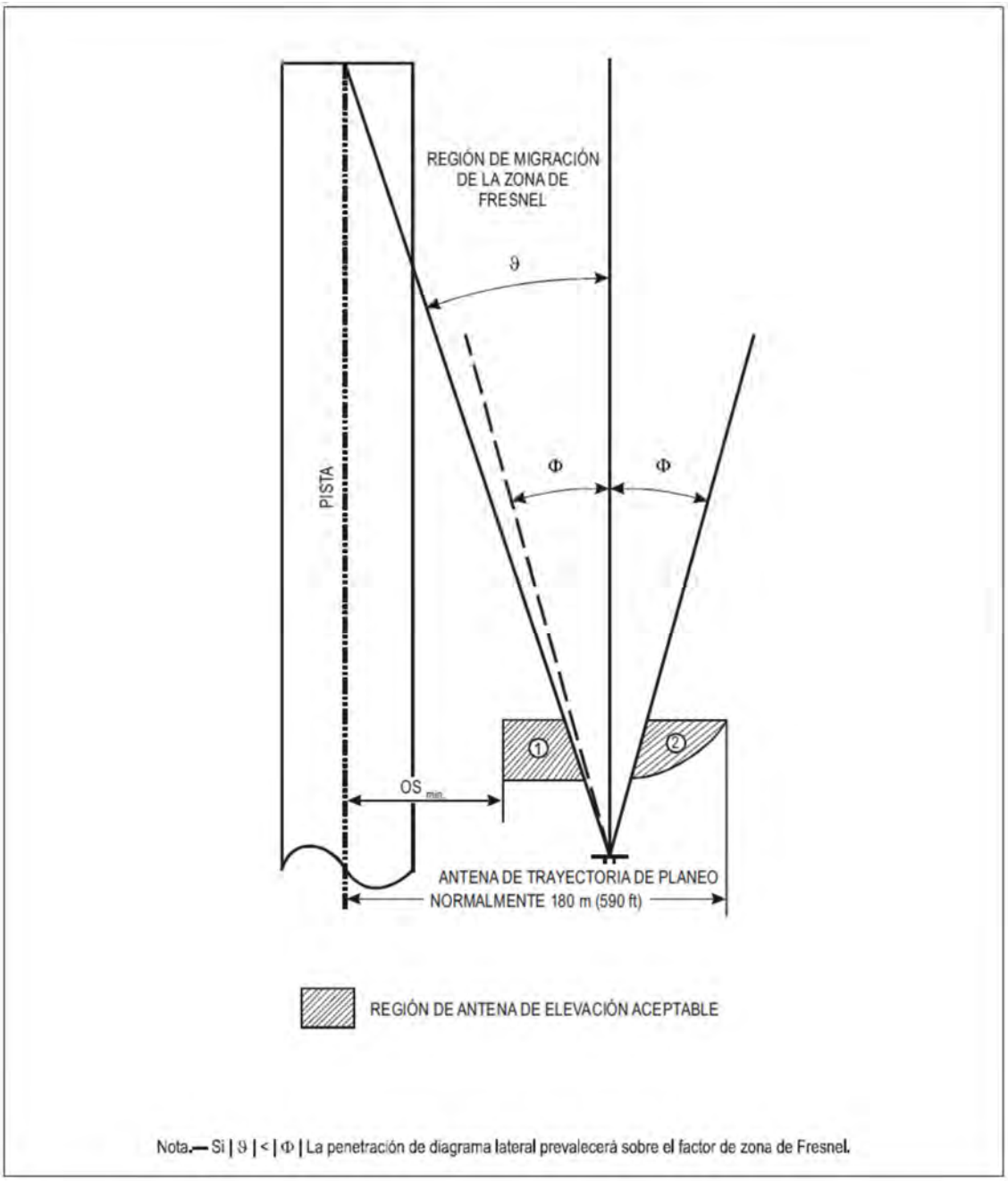


Figura G-18. Regiones de la antena de elevación en caso de emplazamiento común con ILS (Trayectoria mínima de planeo de 3°)

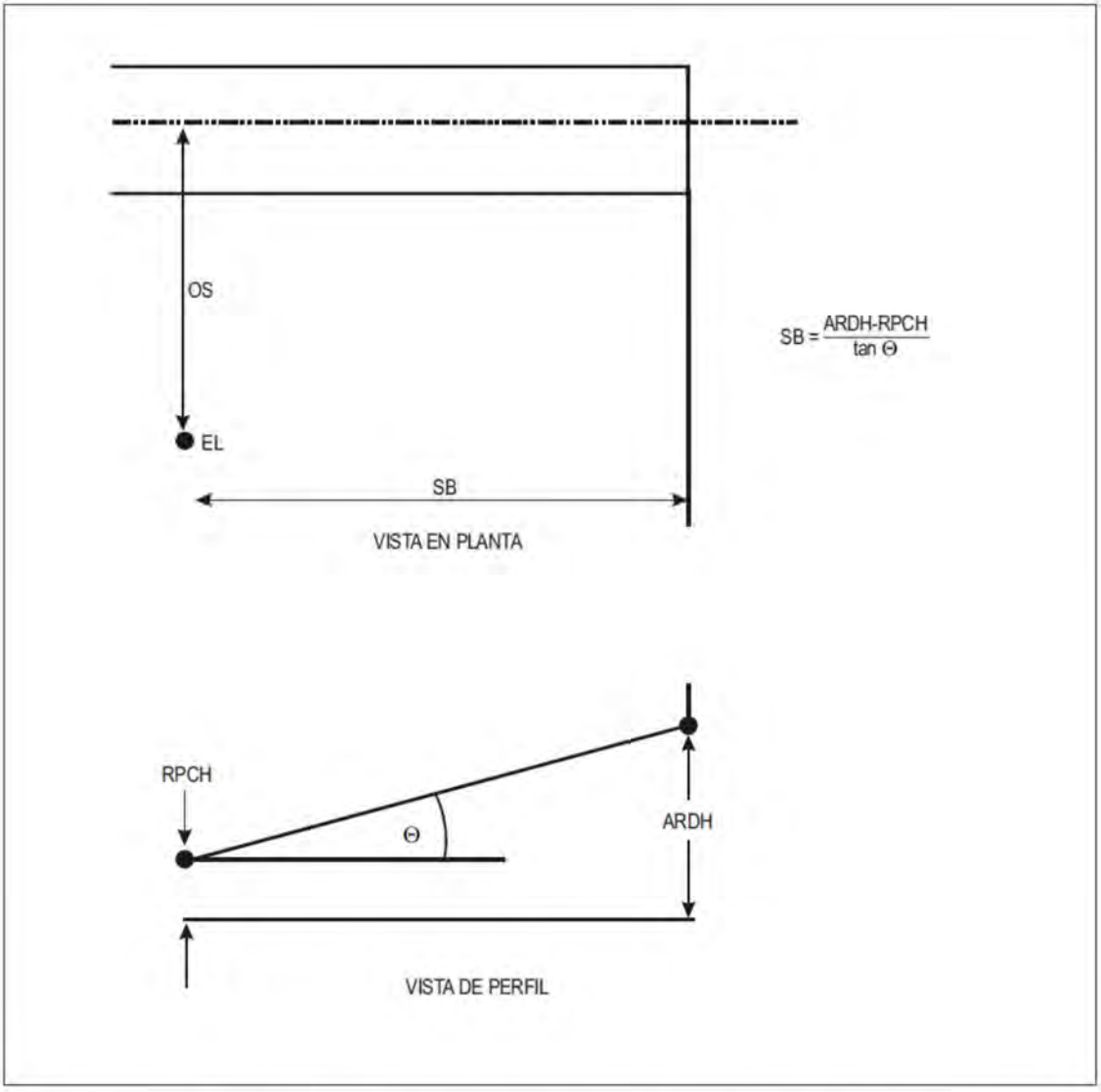


Figura G-19. Parámetros de emplazamiento de la antena de elevación

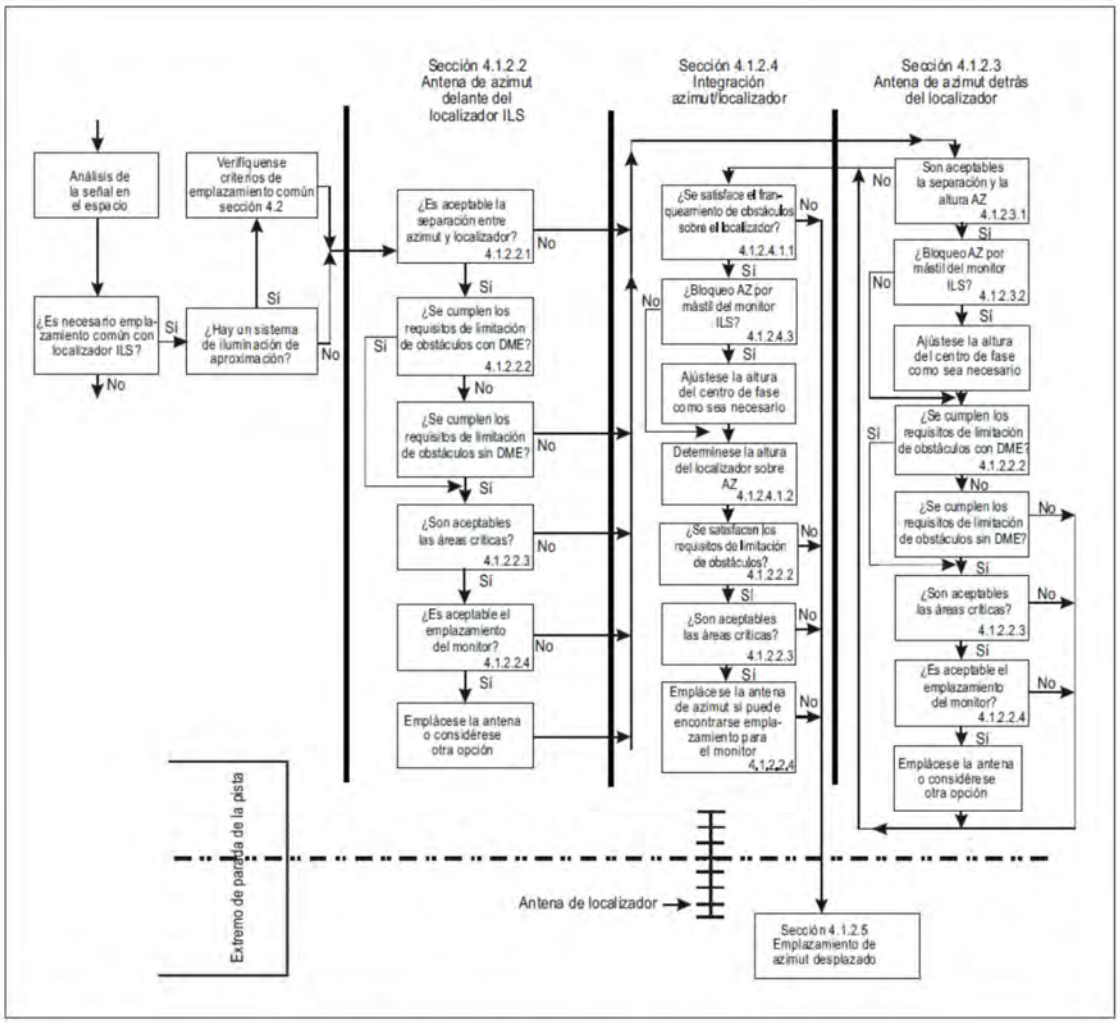


Figura G-20. Diagrama de operaciones lógicas azimut/loalizador

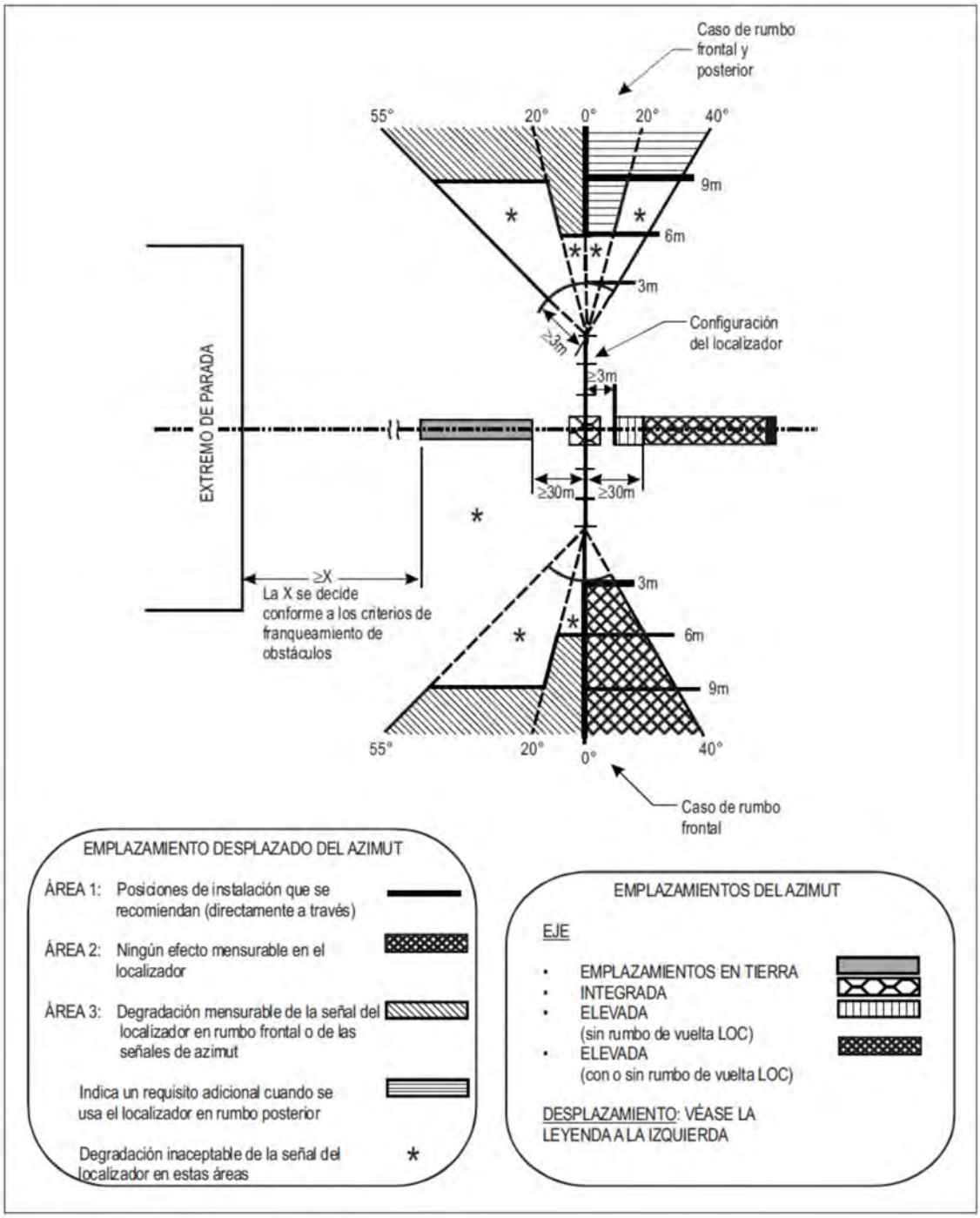


Figura G-21. Regiones de la antena de azimut en caso de emplazamiento en común

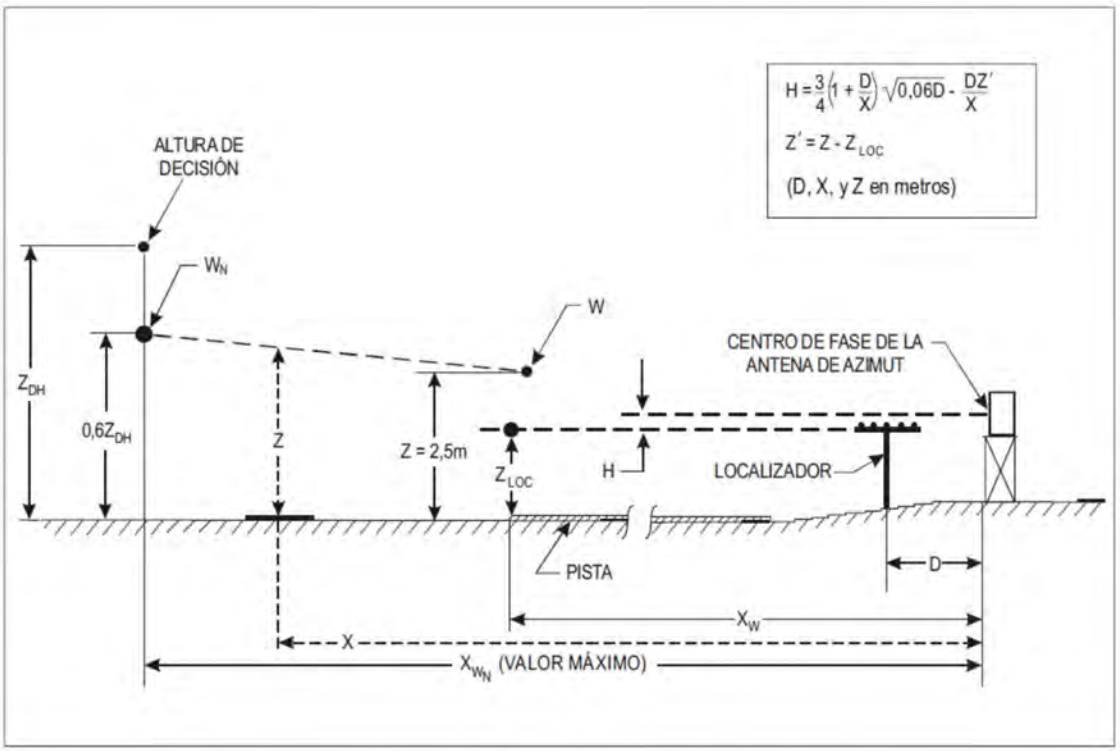


Figura G-22. Altura exigida del centro de fase de la antena de azimut cuando la antena de azimut se instala detrás del localizador ILS

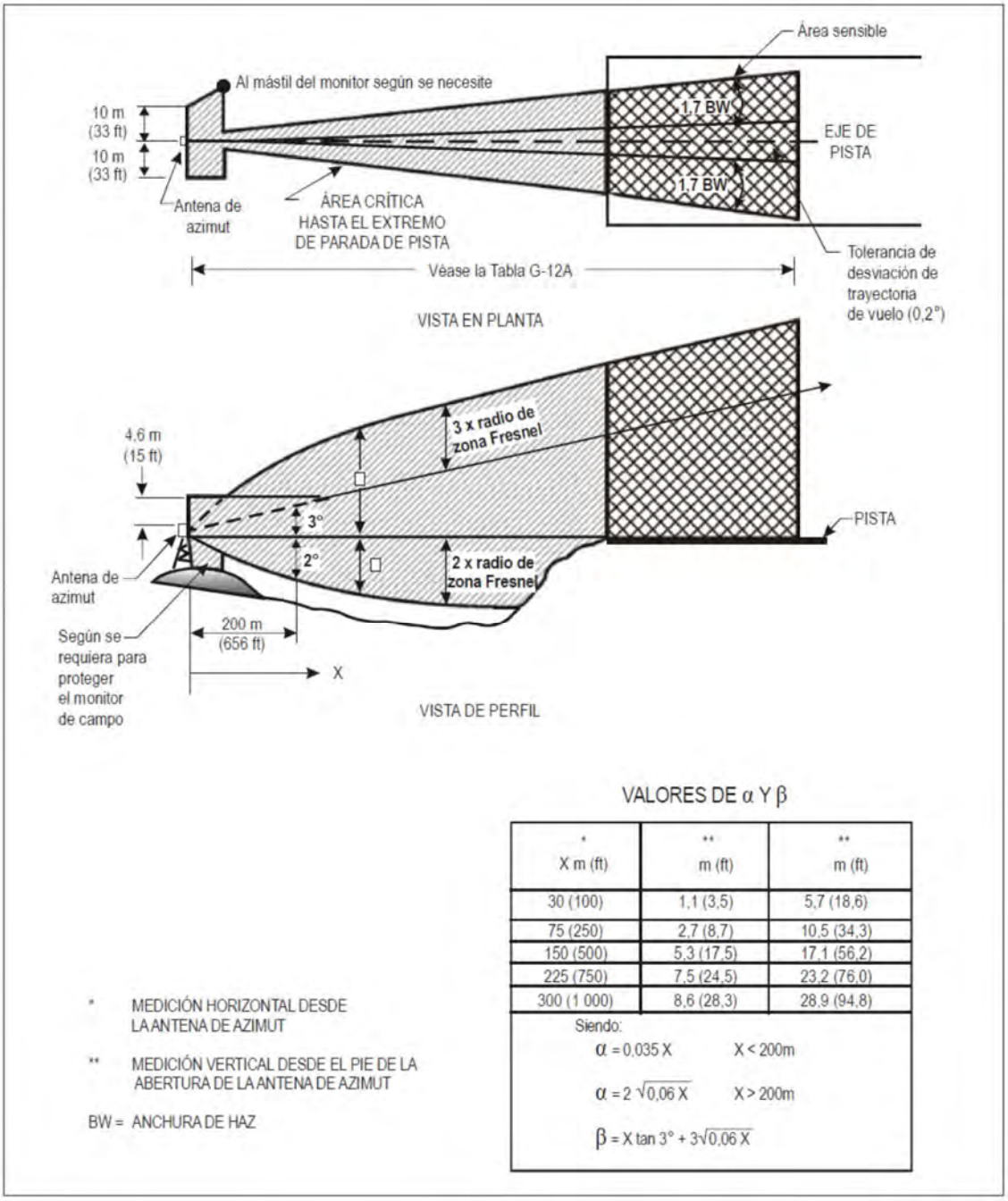


Figura G-23A. Áreas crítica y sensible de azimut normales

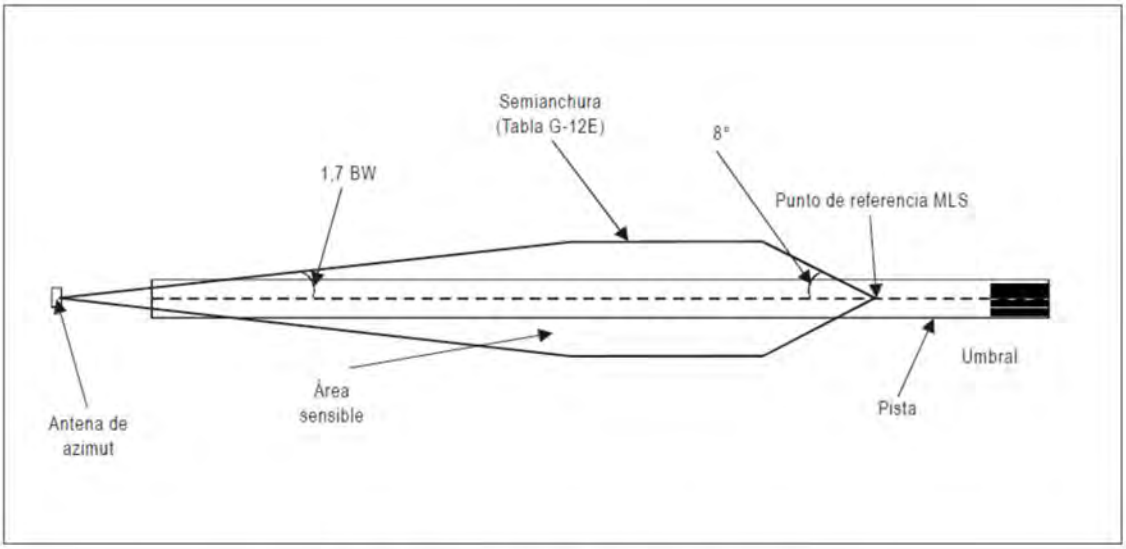
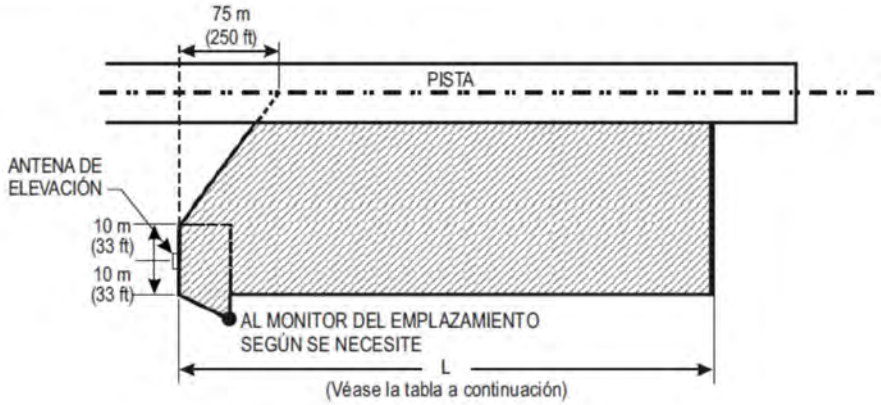
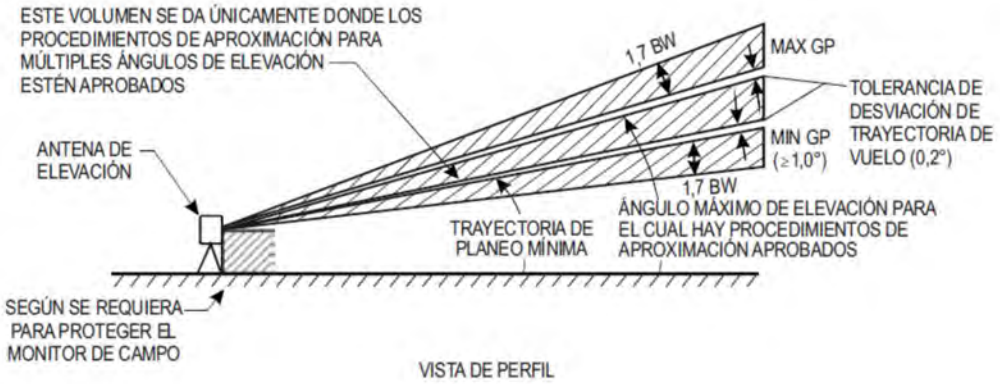


Figura G-23B. Área sensible de azimut característica para proteger la guía para el rodamiento a continuación del aterrizaje



ANCHURA DE HAZ	EMPLAZAMIENTO DESPEJADO		EMPLAZAMIENTO CARGADO	
	B-747	B-727	B-747	B-727
1,0°	320 m (1 050 ft)	170 m (560 ft)	385 m (1 260 ft)	180 m (600 ft)
1,5°	400 m (1 310 ft)	250 m (820 ft)	565 m (1 860 ft)	300 m (990 ft)

VISTA EN PLANTA



VISTA DE PERFIL

Figura G-24. Área crítica y sensible de elevación y volumen normales

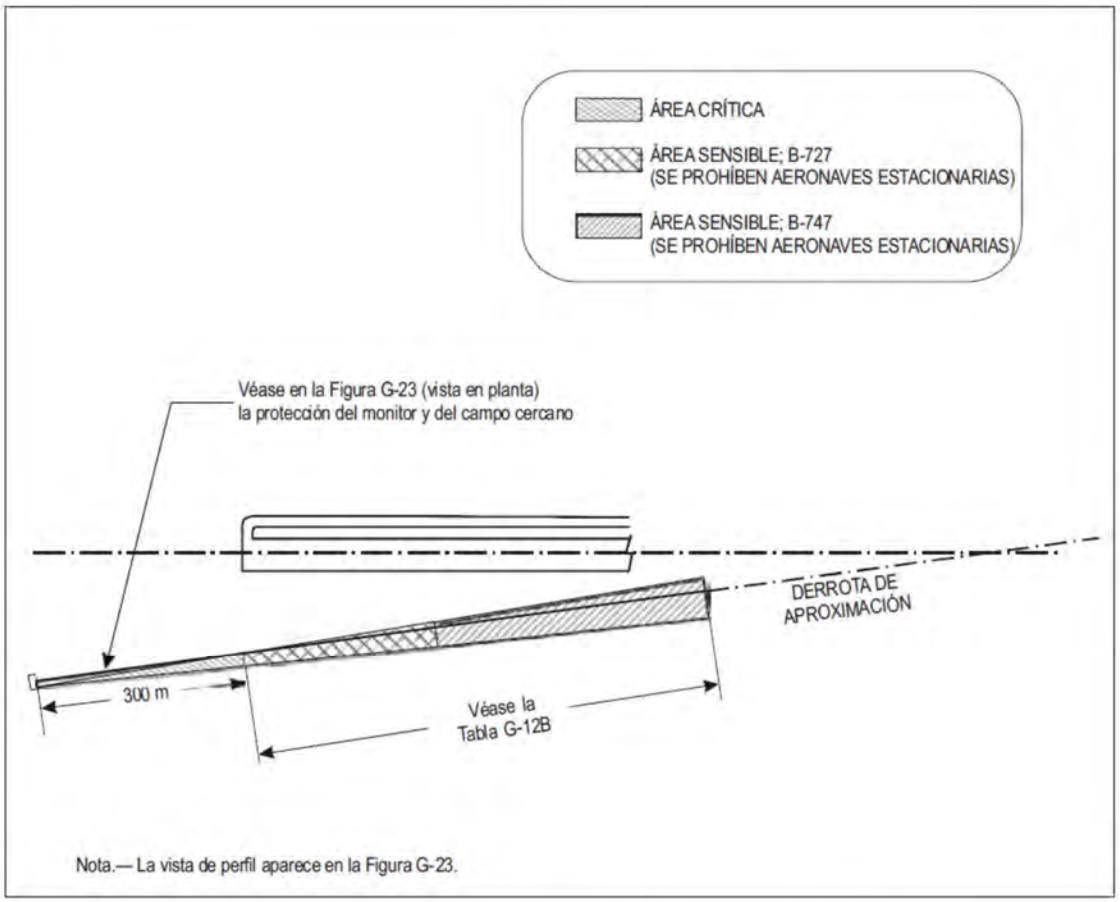


Figura G-25. Áreas crítica y sensible de azimut normales en el caso de instalaciones de azimut desplazadas

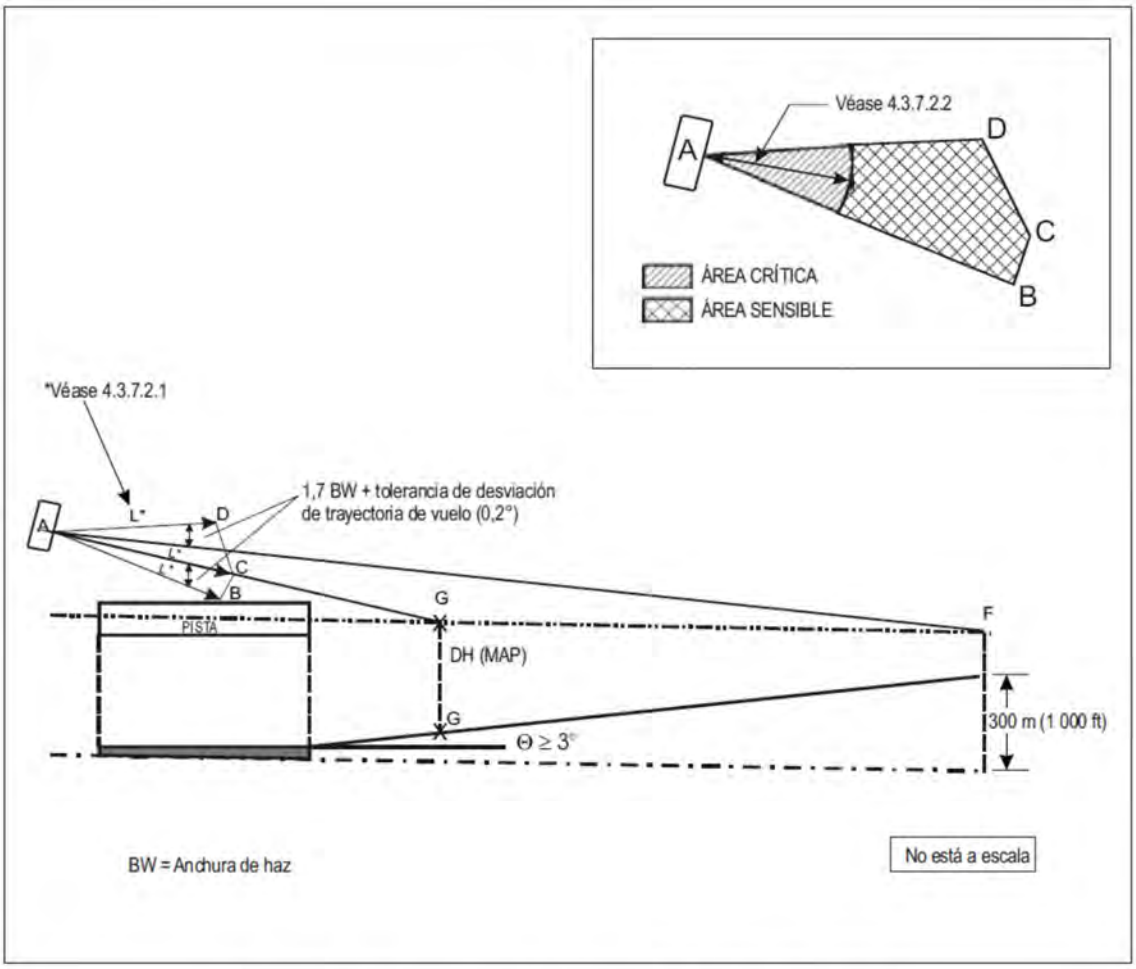


Figura G-26. Volumen/áreas críticas y sensibles de azimut normales para las aproximaciones por cálculo del eje

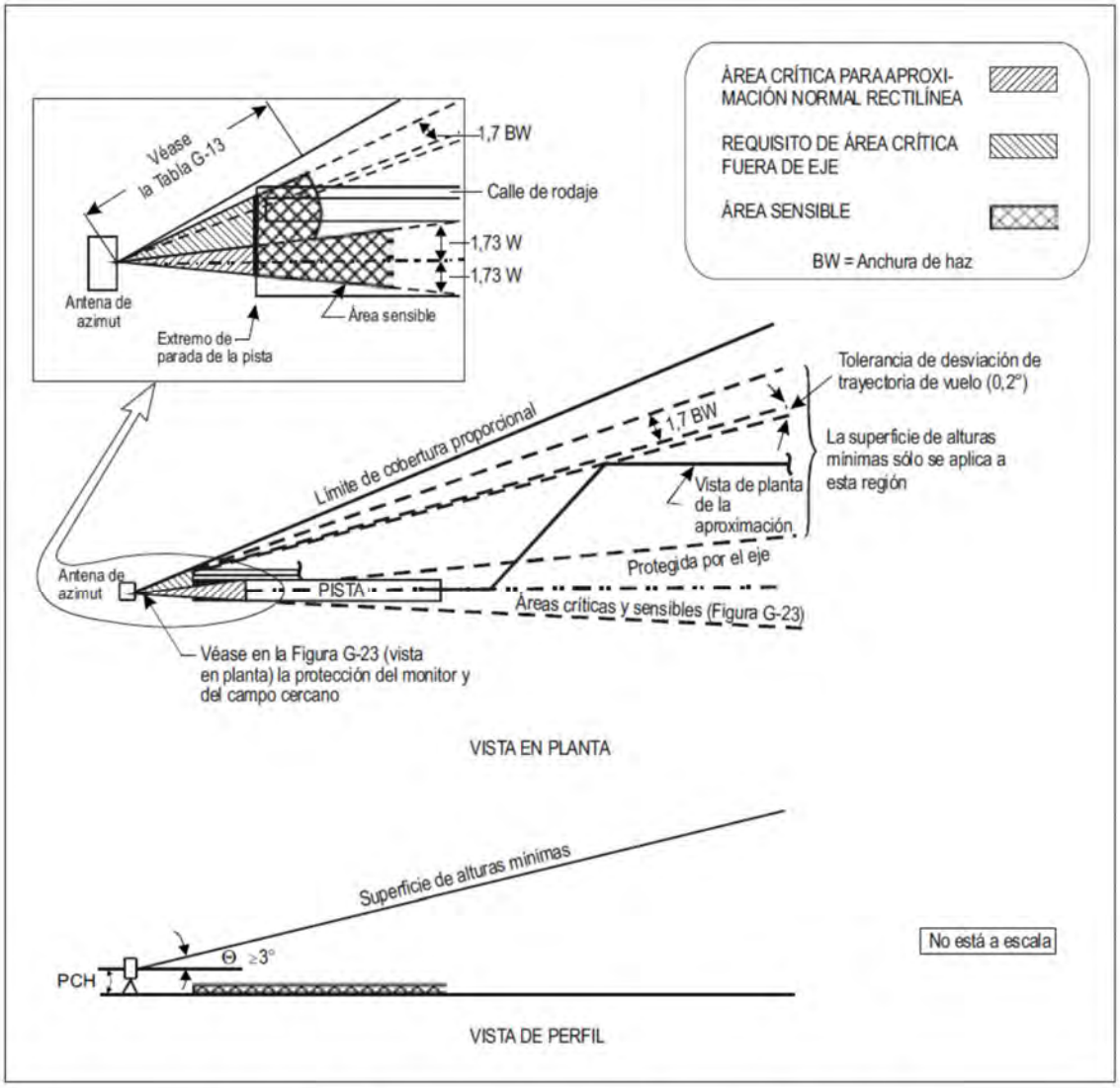


Figura G-27. Extensión normal de las áreas críticas y sensibles de azimut para aproximaciones segmentadas y en curva

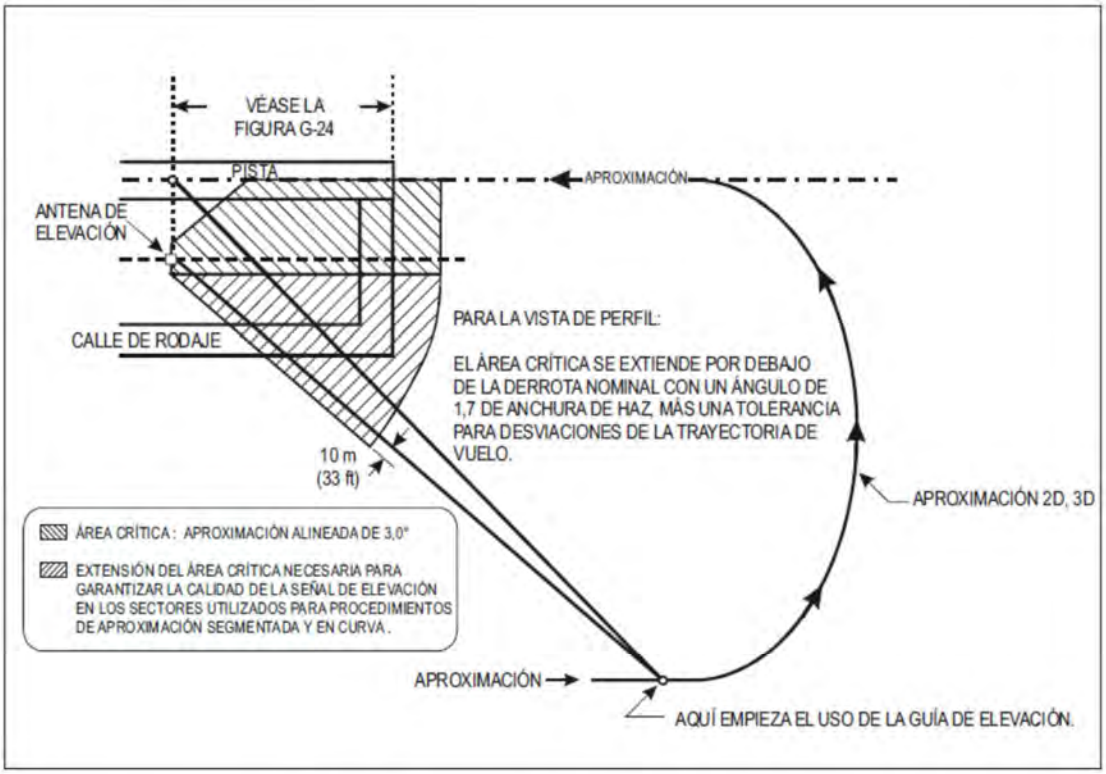


Figura G-28. Extensión normal del área crítica en elevación para aproximaciones segmentadas y en curva

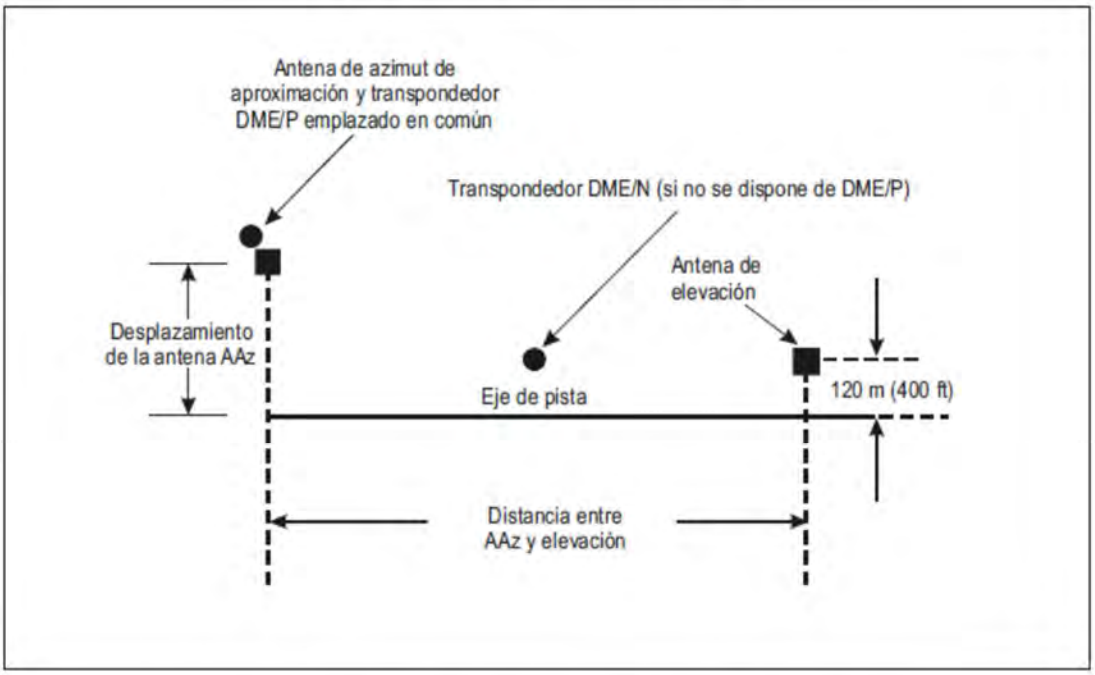


Figura G-29. Configuración geométrica del equipo de tierra para aproximaciones por cálculo de eje

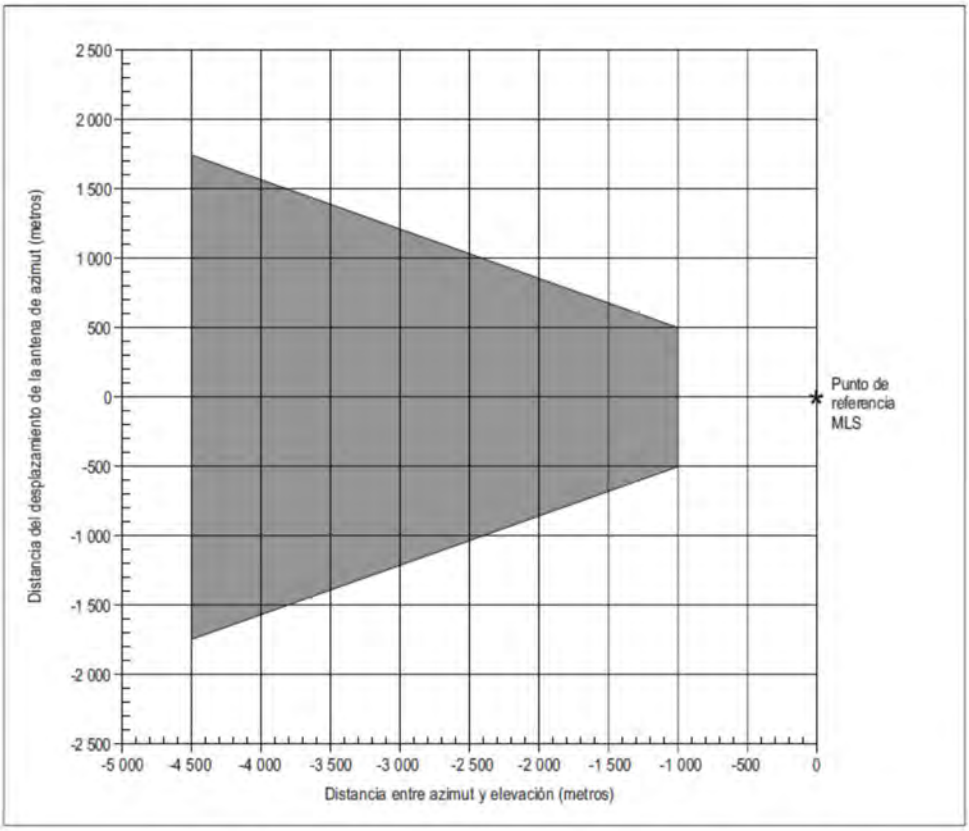


Figura G-30. Desplazamientos admisibles de la antena de azimut para aproximaciones por cálculo de eje con telemetría DME/P (Norma 1)

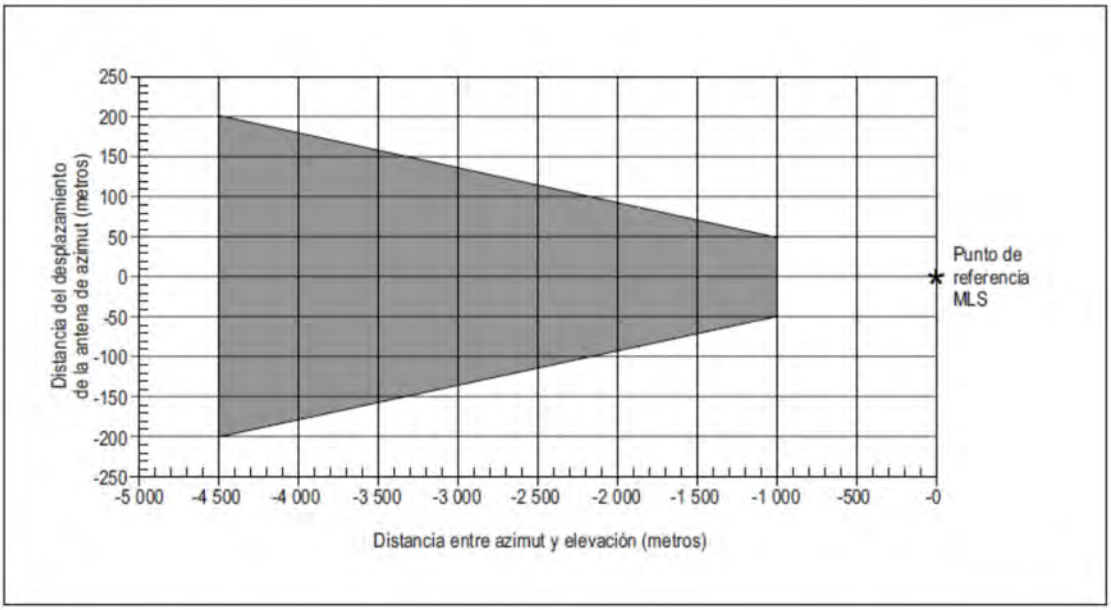
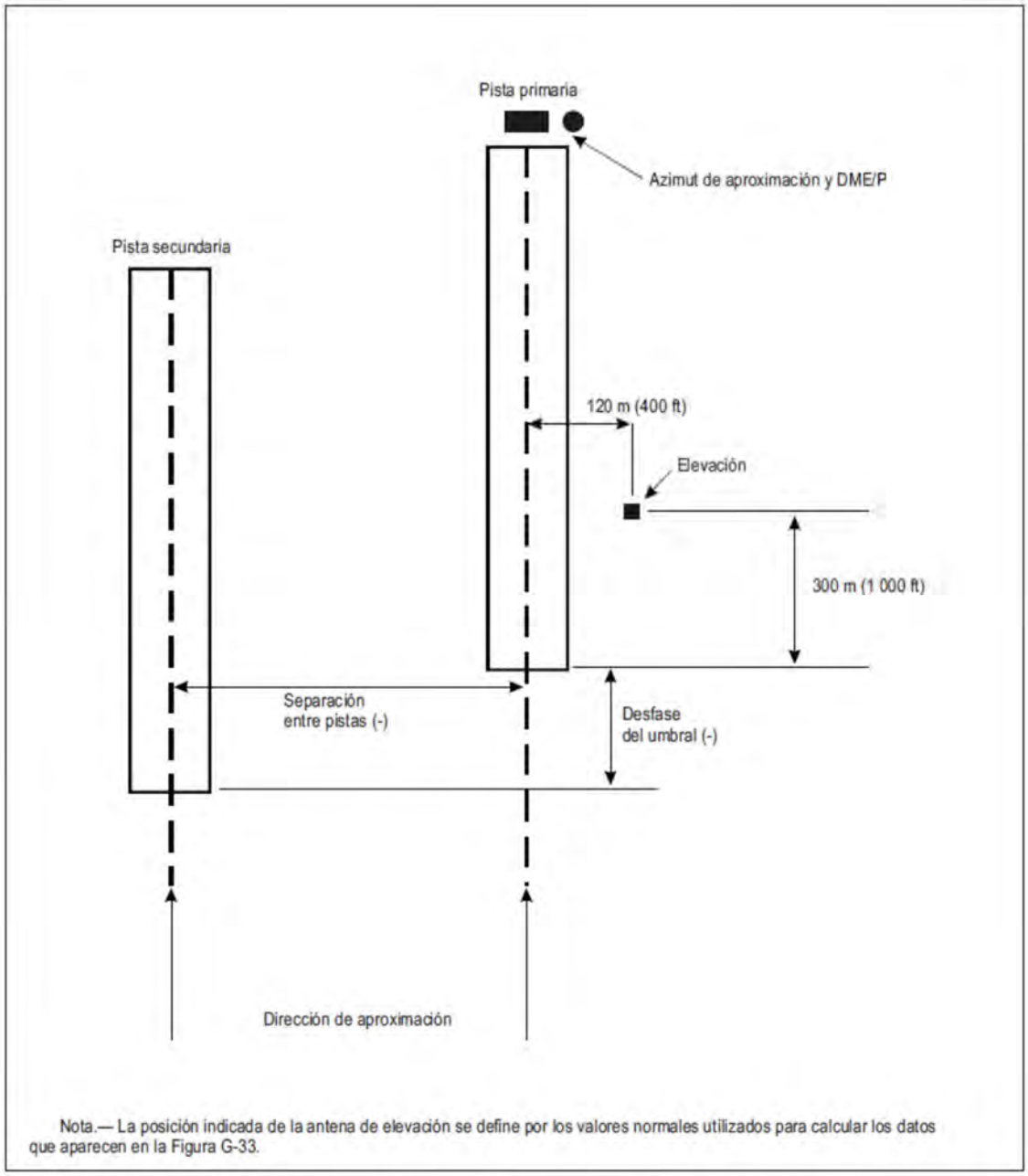
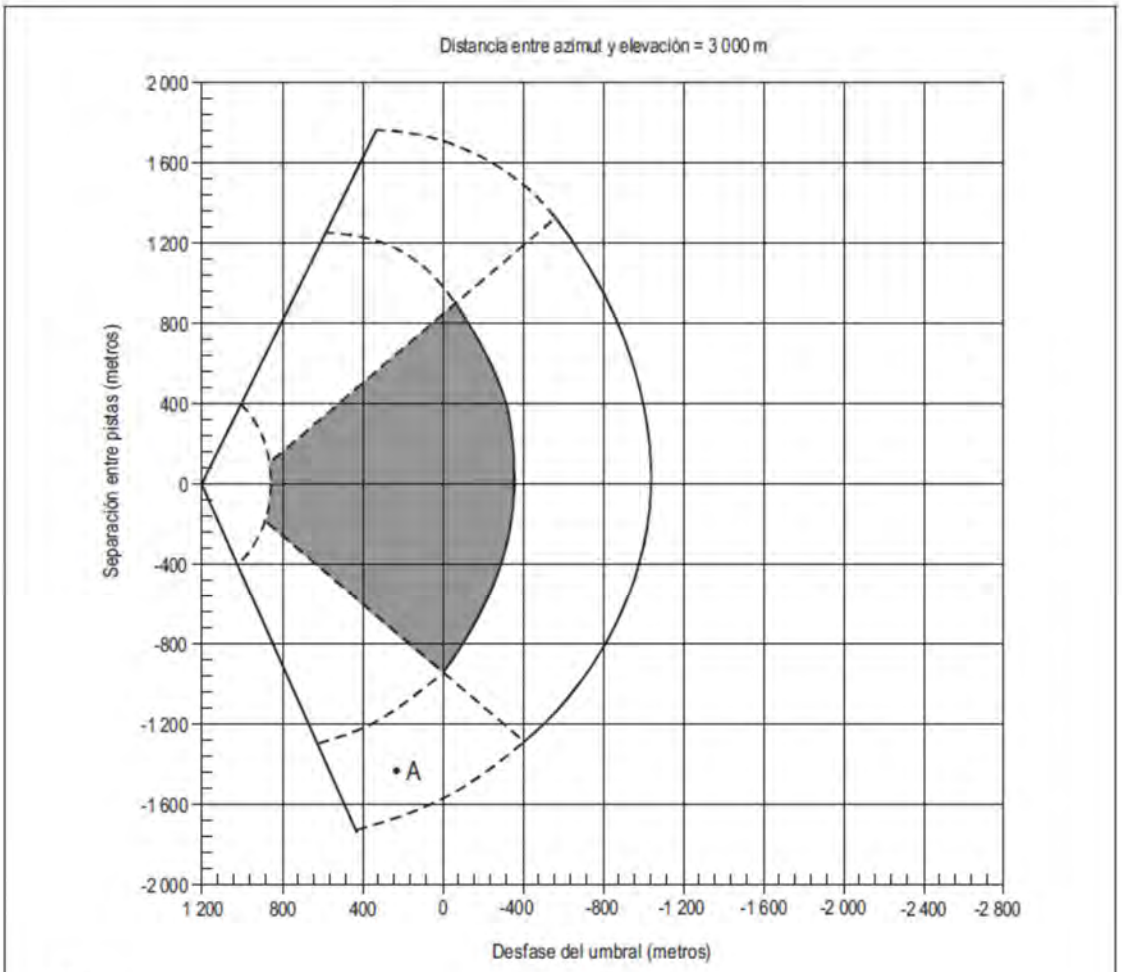


Figura G-31. Desplazamientos admisibles de la antena de azimut para aproximaciones por cálculo de eje con telemetría DME/N



Nota.— La posición indicada de la antena de elevación se define por los valores normales utilizados para calcular los datos que aparecen en la Figura G-33.

Figura G-32. Configuración geométrica del equipo y la pista para aproximaciones por cálculo de eje a pistas secundarias paralelas



Notas:
1. El límite radial depende de la performance de la antena de elevación.
2. El punto A corresponde al ejemplo descrito en 13.7.6.

Figura G-33. Configuraciones geométricas de pistas admisibles para aproximaciones por cálculo de eje a pistas secundarias paralelas

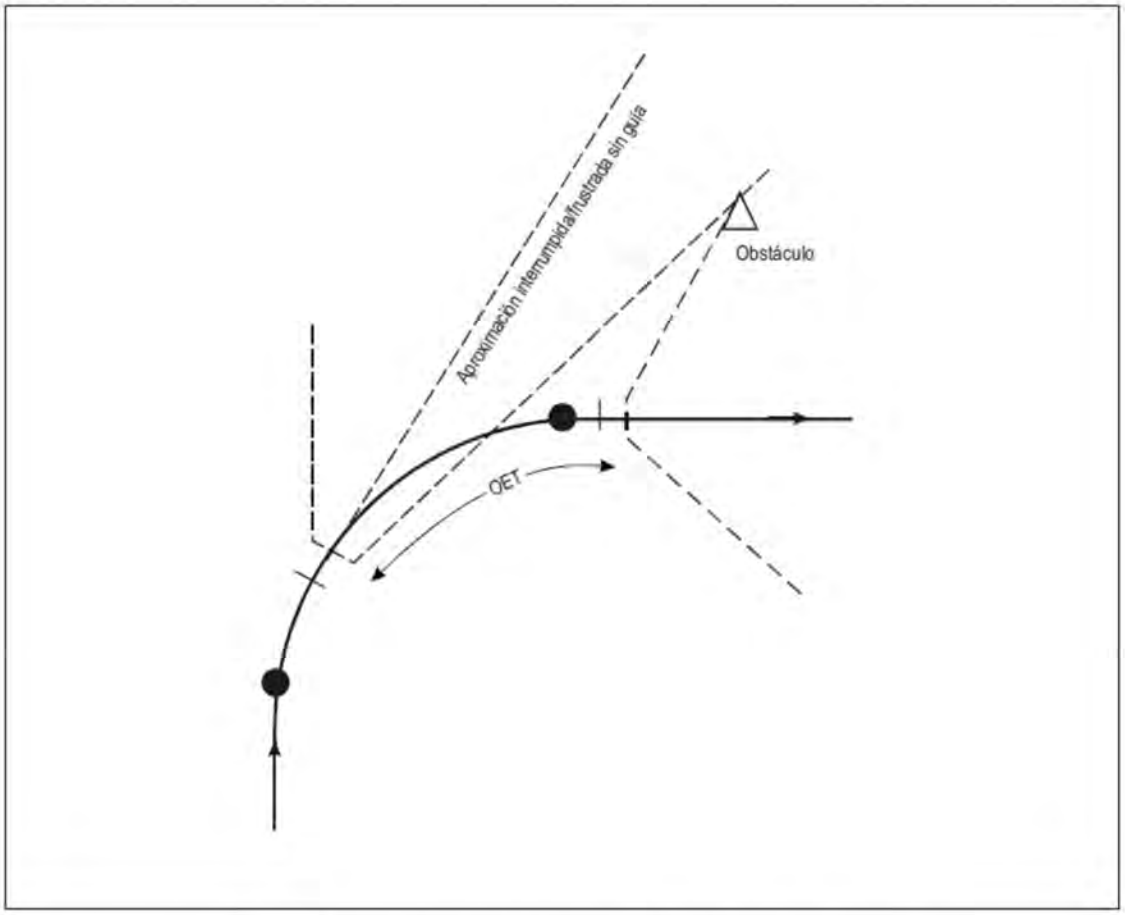


Figura G-34. Determinación del tiempo de exposición a obstáculos (OET)

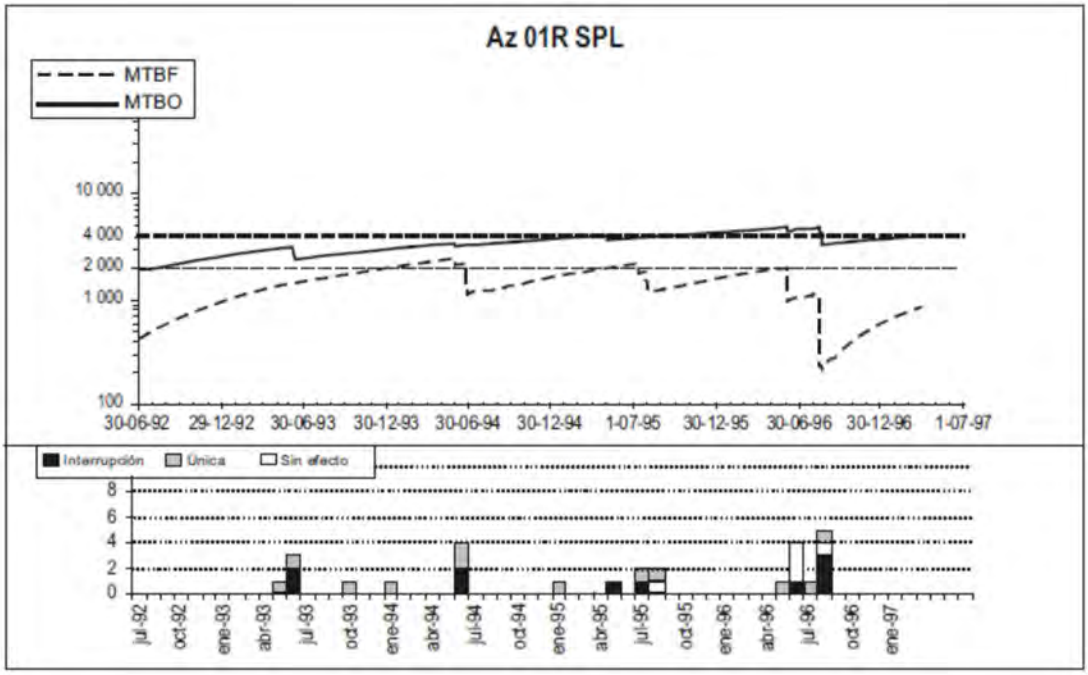


Figura G-35A. Ejemplo de registro de interrupción para instalación de azimut MLS

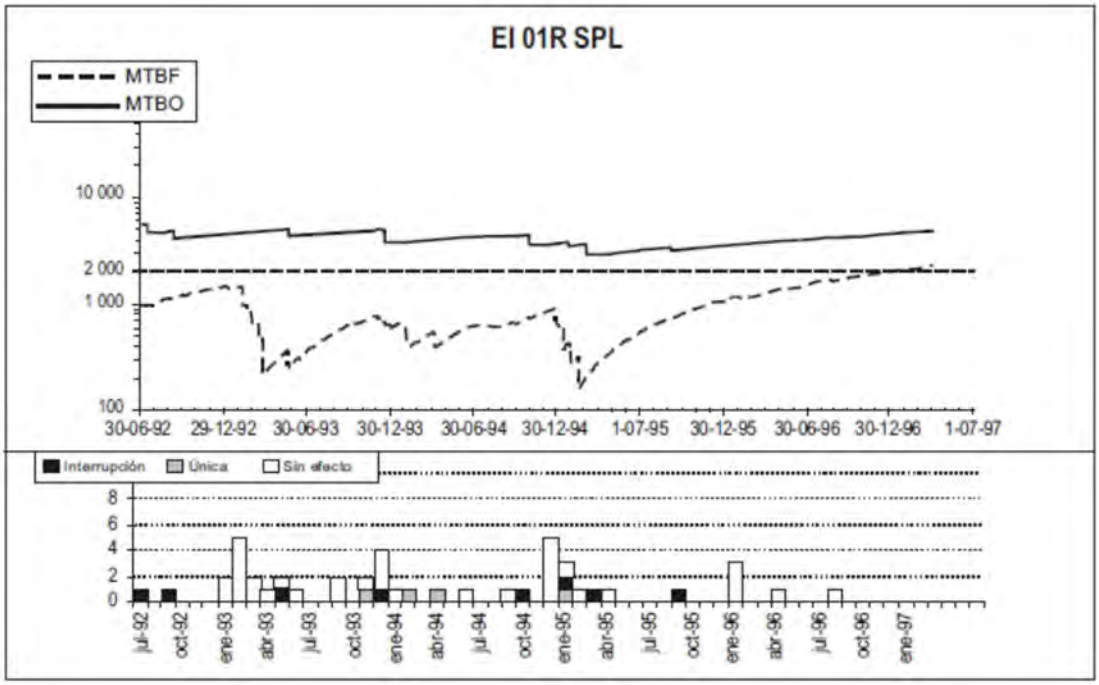


Figura G-35B. Ejemplo de registro de interrupción para instalación de elevación MLS

— FIN —