



International
Civil Aviation
Organization

Organisation
de l'aviation civile
internationale

Organización
de Aviación Civil
Internacional

Международная
организация
гражданской
авиации

منظمة الطيران
المدني الدولي

国际民用
航空组织

Tel.: +1 514-954-8219 ext. 6726

Ref.: AN 1/17.14 - 19/42

19 de julio de 2019

Asunto: Propuestas de enmienda del Anexo 16, Volumen I, relativas a las normas y métodos recomendados sobre protección del medio ambiente — ruido de las aeronaves

Tramitación: Hacer llegar los comentarios sobre las propuestas a Montreal para el 19 de octubre de 2019

Señor/Señora:

1. Tengo el honor de comunicarle que la Comisión de Aeronavegación, en la quinta sesión de su 211º período de sesiones, celebrada el 2 de mayo de 2019, examinó las propuestas preparadas en la undécima reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación (CAEP/11) para enmendar las normas y métodos recomendados (SARPS) del Anexo 16 — *Protección del medio ambiente, Volumen I — Ruido de las aeronaves*, sobre protección del medio ambiente, y que figuran en el Adjunto A.

2. La propuesta de enmienda del Anexo 16, Volumen I, que figura en el Adjunto A incluye:

- a) actualización de las referencias anteriores a las normas de la Comisión Electrotécnica Internacional CEI 61260 a CEI 61260-1 y CEI 61260-3, con modificaciones para describirlas mejor (véase la Propuesta inicial A); y
- b) correcciones técnicas generales, de nomenclatura y tipografía y revisión de definiciones en las que se emplea la expresión “hacia adelante”, una definición de “derrota de referencia”, revisión de la tolerancia especificada para el proceso de promedio exponencial lento a fin de caracterizar mejor la respuesta efectiva al tiempo exponencial con una constante de tiempo de un segundo, y revisiones relativas al uso adecuado de los verbos, empleándose el futuro para las normas prescriptivas y el auxiliar “debería” para las recomendaciones (Propuesta inicial B).

S19-1534

3. Para facilitarle el examen de las propuestas de enmienda, en los recuadros de texto que figuran inmediatamente a continuación de cada propuesta en el adjunto se da la justificación.

4. Me permito solicitarle que envíe los comentarios que desee formular sobre las propuestas de enmienda en formato Word a icaohq@icao.int para el 19 de octubre de 2019, a más tardar. La Comisión de Aeronavegación me ha pedido que indique específicamente que la Comisión y el Consejo podrían no considerar los comentarios recibidos después de la fecha señalada. A este respecto, si prevé una demora en la transmisión de su respuesta, le ruego me lo haga saber antes de la fecha indicada.

5. Le comunico a título informativo que la aplicación de la enmienda propuesta del Anexo 16, Volumen I, está prevista para el 1 de enero de 2021.

6. La labor ulterior de la Comisión de Aeronavegación y del Consejo se facilitará en gran medida si usted nos comunica concretamente si acepta o no las propuestas. Cabe señalar que, en el examen de sus comentarios en la Comisión de Aeronavegación y en el Consejo, las respuestas se clasifican normalmente como “acuerdo, con o sin comentarios”, “desacuerdo, con o sin comentarios” o “no se indica la postura”, respectivamente. Si en su respuesta utiliza usted las expresiones “no hay objeción” o “sin comentarios”, se interpretarán como “acuerdo sin comentarios” y “no se indica la postura”, respectivamente. Para facilitar una clasificación adecuada de su respuesta, en el Adjunto B se ha incluido un formulario que puede llenar y remitir con sus comentarios, de haberlos, sobre las propuestas del Adjunto A.

7. Le ruego acepte el testimonio de mi mayor consideración y aprecio.

Fang Liu
Secretaria General

Adjuntos:

- A — Propuesta de enmienda del Anexo 16, Volumen I
- B — Formulario de respuesta

ENMIENDAS PROPUESTAS AL ANEXO 16, VOLUMEN I

NOTAS SOBRE LA PRESENTACIÓN DE LA ENMIENDA

El texto de la enmienda se presenta de modo que el texto que ha de suprimirse aparece tachado y el texto nuevo se destaca con sombreado, como se ilustra a continuación:

1. ~~el texto que ha de suprimirse aparece tachado~~ texto que ha de suprimirse
2. el nuevo texto que ha de insertarse se destaca con sombreado nuevo texto que ha de insertarse
3. ~~el texto que ha de suprimirse aparece tachado~~ y a continuación aparece el nuevo texto que se destaca con sombreado nuevo texto que ha de sustituir al actual

**PROPUESTA DE ENMIENDA DE LAS
NORMAS Y MÉTODOS
RECOMENDADOS INTERNACIONALES**

PROTECCIÓN DEL MEDIO AMBIENTE

**ANEXO 16
AL CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL**

**VOLUMEN I
RUIDO DE LAS AERONAVES**

PROPUESTA INICIAL A

ACTUALIZACIÓN DE REFERENCIAS A NORMAS CEI EN EL ANEXO 16, VOLUMEN 1

...

**APÉNDICE 2. MÉTODO DE EVALUACIÓN PARA
LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE:**

- 1.— AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha**
- 2.— AVIONES DE MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha**
- 3.— HELICÓPTEROS**
- 4.— AERONAVES DE ROTOR BASCULANTE**

...

3. MEDICIÓN DEL RUIDO DE LAS AERONAVES PERCIBIDO EN TIERRA

...

3.7 Sistemas de análisis

...

3.7.3 El sistema de análisis de banda de un tercio de octava se conformará a los requisitos de actuación eléctrica de clase 1 de CEI 61260-1¹ en la forma enmendada, en toda la gama de filtros de un tercio de octava que tengan frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive.

Note 1.— La autoridad encargada de la homologación puede permitir la sustitución de un sistema de análisis que cumpla con la clase 2 como alternativa de los requisitos de actuación de la clase 2 eléctrica de clase 1 de CEI 61260-1² o con la clase 1 o la clase 2 de una versión anterior de CEI 61260.

*Nota 2.— **Recomendación** Los ensayos del sistema de análisis de banda de un tercio de octava deberían efectuarse de conformidad con los métodos descritos en CEI 61260-3² o con un procedimiento equivalente aprobado por la autoridad de certificación, respecto a la atenuación relativa, a filtros antisolape, a funcionamiento en tiempo real, a linealidad/linealidad de niveles y a respuesta integrada de filtro (anchura de banda eficaz).*

...

Nota editorial.— Enumérense de nuevo las notas de pie de página subsiguientes como corresponda.

<i>Origen:</i>	<i>Justificación:</i>
CAEP/11	La enmienda propuesta tiene por objetivo actualizar las referencias anteriores a las normas CEI 61260, CEI 61260-1 y CEI 61260-3, según corresponda, y propone modificaciones para describirlas mejor.

¹ CEI 61260-1:1995/2014 titulada “Electroacústica — Filtros de banda de octava y de fracción de octava — Parte 1: Especificaciones”. Puede obtenerse esta publicación CEI de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue Varembe, Ginebra, Suiza.

² CEI 61260-3:2016 titulada “Electroacústica — Filtros de banda de octava y de fracción de octava - Parte 3: Ensayos periódicos”. Puede obtenerse esta publicación CEI de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue Varembe, Ginebra, Suiza.

PROPUESTA INICIAL B

CUESTIONES TÉCNICAS GENERALES, DE NOMENCLATURA Y TIPOGRAFÍA

...

**PARTE I. DEFINICIONES, NOMENCLATURA:
SÍMBOLOS Y UNIDADES**

...

NOMENCLATURA: SÍMBOLOS Y UNIDADES

Nota.— Muchas de las siguientes definiciones y símbolos son específicos de la homologación acústica de las aeronaves, pero algunos de ellos pueden también aplicarse para otros fines.

1.1 Velocidad

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
c_R	m/s	Velocidad de referencia del sonido. Velocidad del sonido en una condiciones de temperatura de referencia (25°C).
c_{HR}	m/s	Velocidad de referencia del sonido a la altitud de la aeronave. La velocidad de referencia del sonido correspondiente a la temperatura ambiente – suponiendo una gradiente vertical de 0,65°C por 100 m – en un día tipo a la altura de referencia del avión sobre el nivel medio del mar.
M_{ATR}	—	Número de Mach de referencia en el extremo de las palas en avance del rotor del helicóptero. Suma de la velocidad de rotación de referencia en el extremo de las palas del rotor y de la velocidad de referencia del helicóptero, dividida por la velocidad de referencia del sonido.
M_H	—	Número de Mach en el extremo de las palas de la hélice. Raíz cuadrada de la suma del cuadrado de la velocidad de rotación del extremo de la hélice de ensayo y del cuadrado de la velocidad aerodinámica de ensayo del avión, dividida por la velocidad de ensayo del sonido.
M_{HR}	—	Número de Mach de referencia en el extremo de las palas de la hélice. Raíz cuadrada de la suma del cuadrado de la velocidad de rotación de referencia en el extremo de la hélice y del cuadrado de la velocidad de referencia del avión, dividida por la velocidad de referencia del sonido.
Best R/C	m/s	Mejor velocidad vertical de ascenso. Máxima velocidad vertical de ascenso en el despegue certificada al máximo régimen de potencia y velocidad del motor.

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
V_{AR}	km/h m/s	<i>Velocidad de referencia ajustada.</i> En un día de ensayo que no sea normalizado, velocidad de referencia del helicóptero ajustada para alcanzar el mismo número de Mach en el extremo de las palas en avance que la velocidad de referencia en condiciones de referencia.
V_{CON}	km/h m/s	<i>Máxima velocidad aerodinámica en modo de conversión.</i> Velocidad del rotor basculante que no puede excederse en el modo de conversión.
V_G	km/h m/s	<i>Velocidad respecto al suelo.</i> La velocidad de la aeronave respecto al suelo.
V_{GR}	km/h m/s	<i>Velocidad de referencia respecto al suelo.</i> Velocidad verdadera de la aeronave respecto al suelo en el sentido de la derrota en condiciones de referencia. V_{GR} es el componente horizontal de la velocidad de referencia V_R de la aeronave.
V_H	km/h m/s	<i>Máxima velocidad aerodinámica en vuelo horizontal.</i> Máxima velocidad aerodinámica de un helicóptero durante operaciones a la máxima potencia continua.
V_{MCP}	km/h m/s	<i>Máxima velocidad aerodinámica en vuelo horizontal.</i> Máxima velocidad aerodinámica de un rotor basculante en vuelo horizontal durante operaciones en modo avión a la máxima potencia continua.
V_{MO}	km/h m/s	<i>Máxima velocidad aerodinámica operacional.</i> Máxima velocidad aerodinámica operacional de un rotor basculante que no puede excederse deliberadamente.
V_{NE}	km/h m/s	<i>Velocidad que no puede excederse.</i> Máxima velocidad aerodinámica operacional que no puede excederse deliberadamente.
V_R	km/h m/s	<i>Velocidad de referencia.</i> Velocidad verdadera de la aeronave en condiciones de referencia en el sentido de la trayectoria de vuelo de referencia. <i>Nota.— Este símbolo no debería confundirse con el símbolo comúnmente utilizado para la velocidad de rotación de despegue del avión.</i>
V_{REF}	km/h m/s	<i>Velocidad aerodinámica de referencia para el aterrizaje.</i> Velocidad del avión, en determinada configuración de aterrizaje, en el punto en que desciende y atraviesa la altura de aterrizaje en la pantalla a fin de determinar la distancia de aterrizaje para aterrizajes manuales.
V_S	km/h m/s	<i>Velocidad aerodinámica de pérdida.</i> Mínima velocidad aerodinámica constante en la configuración de aterrizaje.
V_{tip}	m/s	<i>Velocidad en el extremo.</i> Velocidad de rotación en el extremo del rotor o la hélice en condiciones de ensayo, excluido el componente de velocidad de la aeronave.

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
V_{tipR}	m/s	<i>Velocidad de referencia en el extremo.</i> Velocidad de rotación en el extremo del rotor o la hélice en condiciones de referencia, excluido el componente de velocidad de la aeronave.
V_Y	km/h m/s	<i>Velocidad para la mejor velocidad vertical de ascenso.</i> Velocidad aerodinámica de ensayo para la mejor velocidad vertical de ascenso para el despegue.
V_2	km/h m/s	<i>Velocidad de despegue operativamente segura.</i> Mínima velocidad aerodinámica para el despegue en condiciones de seguridad operacional.
...		

1.4 Parámetros de ruido

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
...		
L_{AE}	dB-SEL dB(A)	<i>Nivel de exposición al ruido (SEL).</i> Nivel de ruido de un suceso único de paso de una aeronave, que consiste en una integración, durante la duración del ruido, del nivel de sonido de ponderación A (dB(A)), normalizado hasta una duración de referencia de 1 segundo. (Véanse especificaciones en el Apéndice 4, sección 3).
...		
Δ_1	TPNdB	<i>Ajuste de PNLTM.</i> En el Apéndice 2 o el Adjunto F. En el método simplificado, ajuste que debe añadirse al EPNL medido para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias en la absorción atmosférica y la longitud de la trayectoria de ruido, entre las condiciones de ensayo y las de referencia para PNLTM.
	dB(A)	En el Apéndice 4. Los ajustes que deben añadirse al L_{AE} medido para tener en cuenta los cambios en el nivel de ruido por la propagación esférica y la duración debidos a la diferencia en las alturas del helicóptero entre las condiciones de ensayo y las de referencia.
	dB(A)	En el Apéndice 6. Para aviones propulsados por hélice de no más de 8 618 kg, ajuste que debe añadirse al L_{ASmax} medido para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a la diferencia en las alturas de ensayo y de referencia de la aeronave.

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
Δ_2	TPNdB	<i>Ajuste por duración.</i> En el Apéndice 2 o el Adjunto F. En el método simplificado, ajuste que debe añadirse al EPNL medido para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos al cambio en la duración del ruido causado por diferencias entre la velocidad de ensayo y de referencia de la aeronave y la posición respecto al micrófono.
	dB(A)	En el Apéndice 4. Los ajustes que deben añadirse al L_{AE} medido para tener en cuenta los cambios en el nivel de ruido por la diferencia entre la velocidad de referencia y la ajustada.
	dB(A)	En el Apéndice 6. Para aviones propulsados por hélice de no más de 8 618 kg, ajuste que debe añadirse al L_{ASmax} medido para tener en cuenta los cambios en el nivel de ruido por la diferencia en el número de Mach en los extremos de la hélice entre las condiciones de ensayo y las de referencia.
Δ_3	TPNdB	<i>Ajuste del ruido en la fuente.</i> En el Apéndice 2. En el método de ajuste simplificado o integrado, ajuste que debe añadirse al EPNL medido para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias en los mecanismos que generan ruido en la fuente entre las condiciones de ensayo y las de referencia.
	dB(A)	En el Apéndice 6. Para aviones propulsados por hélice de no más de 8 618 kg, ajuste que debe añadirse a L_{ASmax} medido para tener en cuenta los cambios en el nivel de ruido por la diferencia en la potencia del motor entre las condiciones de ensayo y las de referencia.
Δ_4	dB(A)	<i>Ajuste por absorción atmosférica.</i> En el Apéndice 6. Para aviones propulsados por hélice de no más de 8 618 kg, ajuste que debe añadirse al L_{ASmax} medido por cambios de nivel de ruido debidos al cambio en la absorción atmosférica, causado por la diferencia entre las alturas de ensayo y de referencia del avión.
...		

1.6 Geometría de la trayectoria de vuelo

<i>Símbolo</i>	<i>Unidad</i>	<i>Significado</i>
H	m	Altura. Altura de la aeronave cuando ésta se encuentra por encima del micrófono central o en ángulo recto respecto al mismo en el punto donde la trayectoria de vuelo intercepta el plano geométrico vertical perpendicular a la derrota de referencia en el micrófono central.
H_R	m	Altura de referencia. Altura de referencia de la aeronave cuando ésta se encuentra por encima del micrófono central o en ángulo recto respecto al mismo en el punto donde la trayectoria de vuelo de referencia intercepta el plano geométrico vertical perpendicular a la derrota de referencia en el micrófono central.

...

PARTE II. HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AERONAVES

...

CAPÍTULO 3.

- 1.— AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha y antes del 1 de enero de 2006**
- 2.— AVIONES DE MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha y antes del 1 de enero de 2006**

...

3.7 Procedimientos de ensayo

...

3.7.7 Para las condiciones de despegue, lateral y aproximación, la variación del avión en velocidad aerodinámica indicada instantánea ~~debe mantenerse~~ se mantendrá en $\pm 3\%$ de la velocidad aerodinámica media entre los 10 dB de atenuación. Esto lo determinará el anemómetro del piloto. Sin embargo, cuando la velocidad aerodinámica indicada instantánea exceda en $\pm 5,5$ km/h (± 3 kt) a la velocidad aerodinámica media sobre los 10 dB de atenuación, y el representante de la autoridad encargada de la homologación en la cabina de pilotaje juzgue que eso se debe a turbulencia atmosférica, entonces el vuelo así afectado será rechazado para fines de homologación acústica.

...

CAPÍTULO 8. HELICÓPTEROS

...

8.7 Procedimientos de ensayo

...

8.7.11 Los ensayos del helicóptero se efectuarán con una masa no inferior al 90% de la correspondiente masa máxima certificada y podrán efectuarse con una masa que no exceda del 105% de dicha masa máxima certificada. En cada una de las tres condiciones de vuelo, se ~~deberá~~ completará un ensayo por lo menos con dicha masa máxima certificada o una mayor aún.

...

CAPÍTULO 11. HELICÓPTEROS DE NO MÁS DE 3 175 kg DE MASA MÁXIMA CERTIFICADA DE DESPEGUE

...

11.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación del ruido será el nivel de exposición al ruido (~~SEL~~) L_{AE} según se describe en el Apéndice 4.

...

11.4 Nivel máximo de ruido

11.4.1 En el caso de los helicópteros de que se trata en 11.1.2 y 11.1.3, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice 4, no excederán de 82 ~~decibeles en unidades SELdB(A)~~ para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea de hasta 788 kg, valor que aumentará, de ahí en adelante, linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero a razón de 3 decibeles por cada duplicación de la masa.

11.4.2 En el caso de los helicópteros de que se trata en 11.1.4, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice 4, no excederán de 82 ~~decibeles en unidades SELdB(A)~~ para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea de hasta 1 417 kg, valor que aumentará, de ahí en adelante, linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero a razón de 3 decibeles por cada duplicación de la masa.

Nota.— Véanse en el Adjunto A las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función de la masa de despegue.

...

11.6 Procedimientos de ensayo

11.6.1 Los procedimientos de ensayo serán aceptables para las autoridades encargadas de la certificación de la aeronavegabilidad y de la homologación acústica, del Estado que expida el certificado.

11.6.2 El procedimiento de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se tramitarán en una forma aprobada para dar la medida de evaluación del ruido designada con el nombre de nivel de exposición al ruido (~~SEL~~) L_{AE} en decibeles de ponderación “A” integrados en la duración, según se describe en el Apéndice 4.

11.6.3 Las condiciones y procedimientos de ensayo serán muy parecidos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice 4, a las condiciones y procedimientos de referencia de este capítulo.

11.6.4 Durante el ensayo, se efectuarán un número de vuelos con viento de cola y el mismo número con viento de frente.

11.6.5 Los ajustes por razón de las diferencias entre los procedimientos de ensayo y los de referencia no excederán de 2,0 dB(A).

11.6.6 Durante el ensayo, el régimen medio del rotor (rpm) no diferirá de las rpm máximas para operaciones normales en más de $\pm 1,0\%$ durante el período de atenuación de 10 dB.

11.6.7 La velocidad aerodinámica del helicóptero no diferirá de la velocidad aerodinámica de referencia adecuada del vuelo de demostración, según se describe en el Apéndice 4, en más de $\pm 5,5$ km/h (± 3 kt) durante el período de atenuación de 10 dB.

11.6.8 El helicóptero volará dentro de un ángulo de $\pm 10^\circ$ respecto al plano vertical sobre la derrota de referencia que pasa por el punto de referencia para la medición del ruido.

11.6.9 Los ensayos se efectuarán con una masa del helicóptero que no sea inferior al 90% de la masa máxima certificada pertinente y podrán efectuarse con una masa que no exceda del 105% de dicha masa máxima certificada.

Nota.— En el Manual técnico-ambiental (Doc 9501), Volumen I — Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves se proporciona texto de orientación sobre el empleo de procedimientos equivalentes.

...

CAPÍTULO 13. AERONAVES DE ROTOR BASCULANTE

...

13.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación del ruido deberá ser el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice 2 de este Anexo. La corrección de irregularidades espectrales deberá iniciarse a 50 Hz (véase 4.3.1 del Apéndice 2).

Nota.— Deberían presentarse a la autoridad de certificación para fines de planificación del uso de los terrenos otros datos en unidades ~~SELL_{AE}~~ y $L_{ASmáx}$ según lo definido en el Apéndice 4, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice 2 correspondiente a $L_{ASmáx}$

...

13.7 Procedimientos de ensayo

...

13.7.11 Deberán realizarse los ensayos a una masa de la aeronave de rotor basculante no inferior al 90% de la masa máxima certificada pertinente y pueden realizarse a una masa que no exceda del 105% de la masa máxima certificada pertinente. Para cada una de las condiciones de vuelo, ~~deberían~~ completarse por lo menos un ensayo a la masa máxima certificada o a un valor superior.

...

APÉNDICE 2. MÉTODO DE EVALUACIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE:

- 1.— AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha
- 2.— AVIONES DE MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha
- 3.— HELICÓPTEROS
- 4.— AERONAVES DE ROTOR BASCULANTE

...

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

...

2.2 Medio ambiente de ensayo

...

2.2.2 Condiciones atmosféricas

2.2.2.1 Definiciones y especificaciones

Para los fines de la homologación acústica, en esta sección se aplicarán las especificaciones siguientes:

Componente del viento de costado medio. Se determinará a partir de la serie de valores individuales del componente “perpendicular a la derrota” (v) de las muestras de viento obtenidas durante la prueba de funcionamiento de la aeronave, utilizando un proceso de promediación lineal en un intervalo de 30 segundos, o un proceso de promediación que tenga una constante de tiempo de no más de 30 segundos, cuyo resultado se leerá aproximadamente 15 segundos después de que la aeronave pase por sobre el micrófono o por el través mismo trayectoria de vuelo de la aeronave intercepta el plano geométrico vertical perpendicular a la derrota de referencia en el micrófono central.

Nota.— La derrota de referencia se define en 8.1.3.5.

Velocidad media del viento. Se determinará a partir de la serie de muestras de la velocidad del viento individuales obtenidas durante la prueba de funcionamiento de la aeronave, utilizando un proceso de promediación lineal en un intervalo de 30 segundos, o un proceso de promediación que tenga una constante de tiempo de no más de 30 segundos, cuyo resultado se leerá aproximadamente 15 segundos después de que la aeronave pase por sobre el micrófono o por el través. Alternativamente, cada vector del viento se dividirá en sus componentes “paralelos a la derrota”(u) y “perpendiculares a la derrota” (v). Los componentes u y v de la serie de muestras del viento individuales obtenidas durante la prueba de la aeronave se promediarán por separado utilizando un proceso de promediación lineal en un intervalo

de 30 segundos, o un proceso de promediación que tenga una constante de tiempo de no más de 30 segundos, cuyo resultado se leerá aproximadamente 15 segundos después de que la aeronave pase por sobre el micrófono o por el través misma la trayectoria de vuelo de la aeronave intercepta el plano geométrico vertical perpendicular a la derrota de referencia en el micrófono central. La dirección del viento (respecto de la derrota) y la velocidad media del viento se calcularán luego a partir de los componentes u y v promediados de acuerdo con el Teorema de Pitágoras y la función “arctan(v/u)”.

...

3. MEDICIÓN DEL RUIDO DE LAS AERONAVES PERCIBIDO EN TIERRA

...

3.6 Sistemas de registro y reproducción

...

3.6.5 En toda la gama adecuada de niveles y respecto a las señales eléctricas sinusoidales estacionarias aplicadas a la entrada del sistema de medición, excluido el sistema de los micrófonos, pero incluido el preamplificador de los micrófonos, y cualesquiera otros elementos de acondicionamiento de la señal que se consideren ser parte del sistema de micrófonos, en cualquiera de las frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava de 50 Hz, 1 kHz y 10 kHz, y de la frecuencia de verificación para calibración que no sea ninguna de estas frecuencias, la no ~~linealidad~~ linealidad del nivel no excederá de $\pm 0,5$ dB para una gama de funcionamiento lineal de por lo menos 50 dB por debajo del límite superior de la gama de niveles.

Nota 1 Recomendación.— La ~~linealidad~~ linealidad de nivel de los componentes del sistema de medición debería someterse a ensayo de conformidad con los métodos descritos en CEI 61265³ en su forma enmendada.

...

3.7 Sistemas de análisis

...

3.7.4 Cuando se promedie en el analizador de tiempo LENTO, la respuesta del sistema de análisis de banda de un tercio de octava a una activación o interrupción repentina de una señal sinusoidal constante, a la frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava respectiva, se medirá a instantes de muestreo 0,5, 1, 1,5 y 2 segundos después de tanto la activación y de 0,5 y 1 segundos después de como la interrupción. La respuesta de ascenso será de -4 ± 1 dB a 0,5 segundos, $-1,75 \pm 0,75$ dB a 1 segundo, $-1 \pm 0,5$ dB a 1,5 segundos y $-0,5 \pm 0,5$ dB a 2 segundos relativa al nivel de estado estacionario. La respuesta de descenso será tal que la suma de los niveles de señal de salida relativa al nivel inicial de estado estacionario y la lectura correspondiente de respuesta de ascenso sea de La suma de la respuesta de ascenso y la correspondiente respuesta de descenso será de $-6,5 \pm 1$ dB, a ambos 0,5 y 1 segundos. Posteriormente la La suma de las respuestas de ascenso y de descenso será de $-7,5, 6,5$ dB o menos a 1,5 segundos y $-7,5$ dB o menos a 2 segundos y tiempos subsiguientes relativos a los niveles de

³ CEI 61265:1995 titulada “Electroacústica — Instrumentos para medición del ruido de aeronaves — Requisitos de actuación para sistemas que midan los niveles de presión acústica de banda de un tercio de octava en la homologación en cuanto al ruido de aviones de categoría de transporte”. Puede obtenerse esta publicación CEI de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembe, Ginebra, Suiza.

régimen permanente. Esto equivale a un proceso de promedio exponencial (ponderación LENTA) con una constante nominal de tiempo de 1 segundo (~~es decir, tiempo promedio de 2 segundos~~).

...

4. CÁLCULO DEL NIVEL EFECTIVO DE RUIDO PERCIBIDO A PARTIR DE LOS DATOS DE MEDICIÓN DE RUIDO

...

4.4 Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono

...

4.4.3 El valor de PNLTM corregido para la compartición de banda ~~debe~~ utilizarse ~~á~~ para el cálculo del EPNL.

4.5 Duración del ruido

...

4.5.3 El valor de PNLTM utilizado para determinar los puntos a menos de 10 dB ~~debe~~ incluirá el ajuste para la compartición de banda, ΔB , aplicando el método de la Sección 4.4.2.

...

4.6 Nivel efectivo de ruido percibido

...

4.6.3 El valor de PNLTM utilizado para determinar el EPNL ~~debe~~ incluirá el ajuste por compartición de banda, ΔB , aplicando el método de la Sección 4.4.2.

4.7 Formulación matemática de las tablas noy

4.7.1 La relación entre el nivel de presión acústica (SPL) y el logaritmo de la ruidosidad percibida se ilustra en la Tabla A2-3 y la Figura A2-3.

...

Tabla A2-3. Constantes para los valores noy en las fórmulas matemáticas

BANDA (i)	BANDA ISO	f Hz	SPL(a)	SPL(b)	SPL(c)	SPL(d)	SPL(e)	$M(b)$	$M(c)$	$M(d)$	$M(e)$
1	17	50	91.0	64	52	49	55	0.043478	0.030103	0.079520	0.058098
2	18	63	85.9	60	51	44	51	0.040570	0.030103	0.068160	0.058098
3	19	80	87.3	56	49	39	46	0.036831	0.030103	0.068160	0.052288
4	20	100	79.09	53	47	34	42	0.036831	0.030103	0.059640	0.047534
5	21	125	79.8	51	46	30	39	0.035336	0.030103	0.053013	0.043573
6	22	160	76.0	48	45	27	36	0.033333	0.030103	0.053013	0.043573
7	23	200	74.0	46	43	24	33	0.033333	0.030103	0.053013	0.040221
8	24	250	74.9	44	42	21	30	0.032051	0.030103	0.053013	0.037349
9	25	315	94.6	42	41	18	27	0.030675	0.030103	0.053013	0.034859
10	26	400	∞	40	40	16	25	0.030103	↑ NO ES APLICABLE ↓	0.053013	0.034859
11	27	500	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
12	28	630	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
13	29	800	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
14	30	1 000	∞	40	40	16	25	0.030103		0.053013	0.034859
15	31	1 250	∞	38	38	15	23	0.030103		0.059640	0.034859
16	32	1 600	∞	34	34	12	21	0.029960		0.053013	0.040221
17	33	2 000	∞	32	32	9	18	0.029960		0.053013	0.037349
18	34	2 500	∞	30	30	5	15	0.029960		0.047712	0.034859
19	35	3 150	∞	29	29	4	14	0.029960		0.047712	0.034859
20	36	4 000	∞	29	29	5	14	0.029960	0.053013	0.034859	
21	37	5 000	∞	30	30	6	15	0.029960	0.053013	0.034859	
22	38	6 300	∞	31	31	10	17	0.029960	0.029960	0.068160	0.037349
23	39	8 000	44.3	37	34	17	23	0.042285	0.029960	0.079520	0.037349
24	40	10 000	50.7	41	37	21	29	0.042285	0.029960	0.059640	0.043573

...

8. AJUSTE DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS EN VUELO DE LAS AERONAVES

8.1 Perfiles de vuelo y geometría del ruido

...

8.1.1 Perfiles de vuelo de avión

8.1.1.1 Características del perfil de referencia para ruido lateral con plena potencia

En la Figura A2-4 se ilustran las características de perfil para el procedimiento de despegue del avión correspondientes a las mediciones de ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido lateral con plena potencia:

- a) el avión inicia el recorrido de despegue en el punto A y se separa del suelo en el punto B con plena potencia de despegue. El ángulo de ascenso aumenta entre los puntos B y C. A partir del punto C el ángulo de ascenso es constante hasta el punto F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y
- b) los puntos K_{2L} y K_{2R} son los puntos de medición del ruido lateral izquierdo y derecho para aviones de reacción, emplazados en una línea paralela al eje de la pista y a la distancia especificada **hacia adelante del eje de la pista**, donde el nivel de ruido durante el despegue es mayor. El punto K_4 es el punto de medición del ruido “lateral” con plena potencia para aviones propulsados por hélice emplazado en la prolongación del eje de la pista verticalmente debajo del punto de la trayectoria de vuelo de ascenso cuando el avión se encuentra a la altura especificada.

...

8.1.3 Ajuste de los niveles de ruido medidos a partir de los perfiles medido y de referencia en el cálculo del EPNL

...

8.1.3.5 La derrota de referencia se define como la proyección vertical de la trayectoria de vuelo sobre el suelo.

...

**APÉNDICE 4. MÉTODO DE EVALUACIÓN
PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE LOS HELICÓPTEROS
CUYA MASA MÁXIMA CERTIFICADA DE DESPEGUE
NO EXCEDE DE 3 175 kg**

...

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

...

2.4 Condiciones de ensayo en vuelo

...

2.4.3 El número de Mach de referencia en el extremo de la pala que avanza M_{ATR} , se define como la razón de la suma aritmética de la velocidad de rotación de referencia V_{tipR} del extremo de la pala V_{tipR} y la velocidad aerodinámica verdadera de referencia del helicóptero V_R , dividida por la velocidad de referencia del sonido c_R a 25°C de la manera siguiente:

$$M_{ATR} = \frac{(V_{tipR} + V_R)}{c_R}$$

3. DEFINICIÓN DE LA UNIDAD DE MEDICIÓN DEL RUIDO

3.4 En la práctica, el tiempo de integración ($t_2 - t_1$) no será inferior al período de 10 dB de atenuación comprendido entre el instante en que $L_{AS}(t)$ asciende primeramente a menos de 10 dB(A) del valor máximo y el instante en que desciende finalmente a más de 10 dB(A) por debajo de este valor máximo.

**4. MEDICIÓN DEL RUIDO DEL HELICÓPTERO
PERCIBIDO EN TIERRA**

...

4.3 Equipo de captación, registro y reproducción

4.3.2 El SEL_{LAE} puede determinarse directamente con un sonómetro integrador. Como alternativa, con la aprobación de la autoridad encargada de la homologación, la señal de presión acústica producida por el helicóptero puede almacenarse en un magnetófono analógico o una grabadora de audio digital para evaluación posterior utilizando un sonómetro integrador. El SEL_{LAE} también puede calcularse a partir de datos de una banda de un tercio de octava obtenidos de mediciones efectuadas de conformidad con la Sección 3 del Apéndice 2 y utilizando la ecuación de 3.3. En este caso cada nivel de presión acústica de la banda de un tercio de octava se determinará de conformidad con los valores de ponderación A que figuran en la publicación núm. 61672-1⁴ de la CEI.

4. CEI 61672-1: 2002 titulada "Electroacústica — Sonómetros — Parte 1: Especificaciones". Esta publicación de la CEI puede obtenerse de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembe, Ginebra, Suiza.

4.3.3 Las características del sistema completo con respecto a respuesta direccional, ponderación de frecuencia A, ponderación de tiempo S (lento), ~~linealidad~~ **linealidad** del nivel, y respuesta a señales de corta duración cumplirán las especificaciones de clase 1 de CEI 61672-1¹. El sistema completo podrá incluir magnetófonos o grabadoras de audio digitales de conformidad con CEI 61672-1⁵.

*Nota.— La autoridad encargada de la homologación podrá aprobar el uso de equipo que se ajuste a la clase 2 de la norma CEI vigente, o el uso de equipo que cumpla las especificaciones de clase 1 o de Tipo 1 de una norma anterior, si el postulante puede demostrar que el equipo había sido anteriormente aprobado por la autoridad encargada de la homologación para uso en homologación acústica. Esto incluye el empleo de sonómetros y registradores gráficos de niveles de ruido para aproximación del **SELL_{AE}** mediante la ecuación de 3.3. La autoridad encargada de la homologación podrá aprobar además el uso de magnetófonos que cumplan las especificaciones de la norma CEI 561 más antigua si el postulante puede demostrar que dicho uso había sido anteriormente aprobado para homologación acústica por la autoridad encargada de la homologación.*

...

4.3.5 Cuando se registran las señales de presión acústica del helicóptero, el **SELL_{AE}** puede determinarse reproduciendo las señales registradas en la entrada eléctrica de un sonómetro aprobado que se ajuste a los requisitos de actuación de clase 1 de CEI 61672-1⁶. La sensibilidad acústica del sonómetro se establecerá basándose en la reproducción del registro asociado de la señal del calibrador de sonido y en el conocimiento del nivel de presión acústica producido en el acoplador del calibrador de sonido en las condiciones ambientales imperantes al registrarse el sonido del helicóptero.

4.3.6 Debería emplearse una pantalla de protección contra el viento con el micrófono durante todas las mediciones de los niveles de ruido del helicóptero. Las características de la pantalla deberían ser tales que al utilizarse, el sistema completo comprendida la pantalla de protección contra el viento satisfaga las especificaciones de 4.3.3.

...

5. AJUSTE DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

...

5.2 Correcciones y ajustes

...

5.2.2 Los ajustes por propagación esférica y duración pueden aproximarse aplicando:

$$\Delta_1 = 12,5 \log (H/150)$$

siendo H la altura, en metros, del helicóptero sometido a ensayo cuando está directamente sobre el punto de medición del ruido.

⁵ CEI 61672-1: 2002 titulada “Electroacústica — Sonómetros — Parte 1: Especificaciones”. Esta publicación de la CEI puede obtenerse de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembe, Ginebra, Suiza.

5.3.3 El ajuste de la diferencia entre la velocidad aerodinámica de referencia y la velocidad aerodinámica de referencia ajustada se calcula aplicando:

$$\Delta_2 = 10 \log \left(\frac{V_{AR}}{V_R} \right)$$

siendo Δ_2 la cantidad en decibeles que se ha de sumar algebraicamente al nivel de ruido $SEL_{L_{AE}}$ medido para corregir la influencia del ajuste de la velocidad aerodinámica de referencia en la duración del ensayo de sobrevuelo medido tal como se percibe en la estación que mide el ruido. V_R es la velocidad aerodinámica de referencia especificada en la Parte II, Capítulo 11, 11.5.2, y V_{AR} es la velocidad aerodinámica de referencia ajustada especificada en 2.4.2 de este apéndice.

6. NOTIFICACIÓN DE DATOS A LA AUTORIDAD ENCARGADA DE LA HOMOLOGACIÓN Y VALIDEZ DE LOS RESULTADOS

...

6.3 Validez de los resultados

6.3.1 Se sobrevolará el punto de medición por lo menos seis veces. Los resultados de los ensayos proporcionarán un $SEL_{L_{AE}}$ medio y sus límites de confianza del 90%, siendo el nivel de ruido la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas de cada uno de los vuelos de ensayo válidos sobre el punto de medición para el procedimiento de referencia.

6.3.2 Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de $\pm 1,5$ dB(A). Del proceso de promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la autoridad encargada de la homologación.

Nota.— En la sección del Manual técnico-ambiental (Doc 9501), Volumen I — Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves relativa al cálculo de intervalos de confianza figuran los métodos para calcular el intervalo de confianza del 90%.

...

**APÉNDICE 6. MÉTODO DE EVALUACIÓN
PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE LOS AVIONES
DE NO MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE —
Solicitud del certificado de tipo, o certificación de la versión derivada,
presentada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha**

...

**2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA
HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA**

...

2.2 Condiciones generales de los ensayos

...

2.2.2 Los ensayos se llevarán a cabo en las siguientes condiciones atmosféricas:

...

- e) las mediciones meteorológicas ~~deben~~ ~~se~~ ~~llevarse~~ ~~án~~ a cabo entre 1,2 m y 10 m sobre el nivel del suelo. Si el lugar de la medición se encuentra dentro de una superficie de 2 000 m de la estación meteorológica del aeropuerto, podrán utilizarse las mediciones obtenidas desde esta estación.

...

5. AJUSTE DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

5.2 Correcciones y ajustes

...

5.2.2 El nivel de ruido en las condiciones de referencia $L_{ASmáxR}$ se ~~obtiene~~ ~~ndrán~~ añadiendo al nivel del ruido del día del ensayo $L_{ASmáx}$ los incrementos correspondientes a cada uno de los efectos indicados.

$$L_{ASmáxR} = L_{ASmáx} + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3 + \Delta_4$$

en la cual

- Δ_1 es el ajuste correspondiente a la longitud de las trayectorias de propagación del sonido;
 Δ_2 es el ajuste correspondiente al número de Mach en el extremo de la hélice;
 Δ_3 es el ajuste correspondiente a la potencia del motor; y
 Δ_4 es el ajuste correspondiente al cambio en la absorción atmosférica entre las condiciones de ensayo y de referencia;

...

c) No es necesario introducir ajustes por variaciones del número de Mach en los extremos de la hélice si dicho número de Mach es:

- 1) igual o inferior a 0,70 y el número de Mach en los extremos de la hélice de ensayo no difiere en más de 0,014 del número de Mach de referencia;
- 2) superior a 0,70, sin exceder de 0,80, y el número de Mach en los extremos de la hélice de ensayo no difiere en más de 0,007 del número de Mach de referencia;
- 3) superior a 0,80 y no difiere en más de 0,005 del número de Mach de referencia. Cuando se utilice un taquímetro mecánico, si el número de Mach en los extremos de la hélice es superior a 0,8 y el número de Mach en los extremos de la hélice de ensayo no difiere en más de 0,008 del número de Mach de referencia.

Fuera de esos límites, los niveles de ruido medidos se ajustarán en función del número de Mach en los extremos de la hélice añadiendo algebraicamente un incremento igual a:

$$\Delta_2 = k_2 \log (M_{HR}/M_H)$$

siendo M_H y M_{HR} los números de Mach en el extremo de la hélice del avión de ensayo y del de referencia, respectivamente. El valor de k_2 se determinará a partir de los datos aprobados del avión de ensayo. Si no se dispusiera de datos de ensayos en vuelo y a discreción de la autoridad encargada de la homologación, podrá utilizarse el valor $k_2 = 150$ si M_H es inferior a M_{HR} , pero si M_H es superior o igual a M_{HR} , no se aplica ninguna corrección.

Nota.— El número de Mach de referencia en los extremos de la hélice M_{HR} es el que corresponde a las condiciones de referencia por encima del punto de medición:

siendo:

$$M_{HR} = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60} \right)^2 + V_R^2 \right]^{1/2}}{C_{HR}}$$

D es el diámetro de la hélice en metros.

V_R es la velocidad aerodinámica verdadera del avión en las condiciones de referencia en metros por segundo.

N es la velocidad de giro de la hélice en las condiciones de referencia en rpm. Si no se dispone de N, su valor puede obtenerse como la media de las velocidades de giro de la hélice sobre condiciones de potencia nominalmente idénticas durante los ensayos en vuelo.

c_{HR} es la velocidad del sonido en el día de referencia, a la altitud del avión, en metros por segundo, correspondiente a la temperatura ambiente – suponiendo una gradiente vertical de 0,65°C por 100 m – en un día típico a la altura de referencia del avión sobre el nivel medio del mar basándose en la temperatura a la altura de referencia suponiendo un gradiente vertical de temperatura con altura, definido por la atmósfera tipo de la OACI (es decir, 0,65°C por 100 m).

- d) Los niveles de ruido medidos se ajustarán en función de la potencia del motor, añadiendo algebraicamente un incremento igual a:

$$\Delta_3 = k_3 \log (P_{\theta R}/P)$$

donde $P_{\theta R}$ y P son las potencias del motor de ensayo y de referencia obtenidas de las indicaciones de presión de admisión/par y de las rpm del motor. k_3 se determinará a base de los datos aprobados del avión de ensayo. Si no se dispusiese de datos de ensayos en vuelo, y a discreción de la autoridad encargada de la homologación, podrá utilizarse el valor $k_3 = 17$. La potencia de referencia $P_{\theta R}$ será la que se obtiene a la temperatura y presión de la altura de referencia suponiendo gradientes verticales de temperatura y presión con altura definidos por la atmósfera tipo de la OACI.

...

ADJUNTOS AL ANEXO 16, VOLUMEN I

ADJUNTO A. ECUACIONES PARA EL CÁLCULO DE LOS NIVELES MÁXIMOS DE RUIDO AUTORIZADOS EN FUNCIÓN DE LA MASA DE DESPEGUE

...

10. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 11, 11.4.1

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	0,788	3,175
Nivel de ruido en dB(A) SEL	82	83,03 + 9,97 log M	

11. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 11, 11.4.2

M = Masa máxima de despegue en 1 000 kg	0	1,417	3,175
Nivel de ruido en dB(A) SEL	82	80,49 + 9,97 log M	

...

ADJUNTO F. DIRECTRICES PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AERONAVES DE ROTOR BASCULANTE

...

2. MEDIDA DE LA EVALUACIÓN DEL RUIDO

La medida de la evaluación del ruido debería ser el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice 2 de este Anexo.

Nota.— Deberían presentarse a la autoridad de certificación para fines de planificación del uso de los terrenos otros datos en unidades ~~SELL_{AE}~~ y $L_{ASmáx}$ según lo definido en el Apéndice 4, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice 2 correspondiente a $L_{ASmáx}$.

<i>Origen:</i>	<i>Justificación:</i>
CAEP/11	Todas las enmiendas propuestas son correcciones de errores técnicos menores del Anexo 16, Volumen I, o se incorporan por razones de coherencia. Incluyen modificaciones con respecto a la expresión “hacia adelante”, una definición de “derrota de referencia”, revisión de la tolerancia especificada para el proceso de promedio exponencial lento a fin de caracterizar mejor la respuesta efectiva al tiempo exponencial con una constante de tiempo de 1 segundo, y revisión relativa al uso adecuado de los verbos, empleándose el futuro para las normas prescriptivas y el auxiliar “debería” para las recomendaciones.

**FORMULARIO DE RESPUESTA PARA LLENAR Y DEVOLVER A LA OACI
JUNTO CON LOS COMENTARIOS QUE PUEDA TENER
SOBRE LAS ENMIENDAS PROPUESTAS**

A la: Secretaria General
Organización de Aviación Civil Internacional
999 Robert-Bourassa Boulevard
Montréal, Quebec
Canada, H3C 5H7

(Estado) _____

Marque (✓) en el recuadro correspondiente a la opción elegida para cada enmienda. Si elige las opciones “acuerdo con comentarios” o “desacuerdo con comentarios”, **proporcione sus comentarios en hojas independientes.**

	<i>Acuerdo sin comentarios</i>	<i>Acuerdo con comentarios*</i>	<i>Desacuerdo sin comentarios</i>	<i>Desacuerdo con comentarios</i>	<i>No se indica la postura</i>
Enmienda del Anexo 16 — <i>Protección del medio ambiente</i> , Volumen I — <i>Ruido de las aeronaves</i> (véase el Adjunto A)					

* “Acuerdo con comentarios” indica que su Estado u organización está de acuerdo con la intención y el objetivo general de la propuesta de enmienda; en los comentarios propiamente dichos podría incluir, de ser necesario, sus reservas respecto a algunas partes de la propuesta, presentar una contrapropuesta al respecto, o elegir ambas opciones.

Firma: _____

Fecha: _____