Normas y métodos
recomendados internacionales

Anexo 16
al Convenio sobre
Aviación Civil Internacional

Protección del medio ambiente

Volumen I
Ruido de las aeronaves

Esta edición incorpora todas las enmiendas adoptadas por el Consejo antes del 5 de marzo de 2011 y remplaza, desde el 17 de noviembre de 2011, todas las ediciones anteriores del Anexo 16, Volumen I.

***Véase* en el Preámbulo la información relativa a la aplicación de las normas y métodos recomendados.**

Sexta edición
Julio de 2011

Organización de Aviación Civil Internacional

Normas y métodos recomendados internacionales

Anexo 16
al Convenio sobre Aviación Civil Internacional

Protección del medio ambiente

Volumen I
Ruido de las aeronaves

Esta edición incorpora todas las enmiendas adoptadas por el Consejo antes del 5 de marzo de 2011 y remplaza, desde el 17 de noviembre de 2011, todas las ediciones anteriores del Anexo 16, Volumen I.

***Véase* en el Preámbulo la información relativa a la aplicación de las normas y métodos recomendados.**

Sexta edición
Julio de 2011

Organización de Aviación Civil Internacional

Publicado por separado en español, francés, inglés y ruso, por la
ORGANIZACIÓN DE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL
999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

La información sobre pedidos y una lista completa de los agentes
de ventas y libreros, pueden obtenerse en el sitio web de la OACI:
www.icao.int.

Primera edición, 1981
Quinta edición, 2008
Sexta edición, 2011

Anexo 16 — Protección del medio ambiente
Volumen I — Ruido de las aeronaves

Núm. de pedido: AN 16-1
ISBN 978-92-9231-850-5

© OACI 2011

Reservados todos los derechos. No está permitida la reproducción, de
ninguna parte de esta publicación, ni su tratamiento informático, ni su
transmisión, de ninguna forma ni por ningún medio, sin la autorización previa
y por escrito de la Organización de Aviación Civil Internacional.

ENMIENDAS

La publicación de enmiendas se anuncia periódicamente en los suplementos del *Catálogo de publicaciones de la OACI;* el Catálogo y sus suplementos pueden consultarse en el sitio web de la OACI: www.icao.int. Las casillas en blanco facilitan la anotación de estas enmiendas.

REGISTRO DE ENMIENDAS Y CORRIGENDOS

ENMIENDAS			
Núm.	Fecha de aplicación	Fecha de anotación	Anotada por
1-10	Incorporadas en esta edición		

CORRIGENDOS			
Núm.	Fecha de publicación	Fecha de anotación	Anotado por

ÍNDICE

Página

Preámbulo ..... *(xi)*

Parte I. DEFINICIONES I-1

Parte II. HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AERONAVES II-1-1

CAPÍTULO 1. Administración II-1-1

CAPÍTULO 2. Aviones de reacción subsónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977 ..... II-2-1

2.1 Aplicación II-2-1
2.2 Medida de la evaluación del ruido II-2-2
2.3 Puntos de medición del ruido II-2-2
2.4 Niveles máximos de ruido II-2-2
2.5 Compensaciones II-2-3
2.6 Procedimientos de ensayo II-2-4

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 ..... II-3-1

3.1 Aplicación II-3-1
3.2 Mediciones del ruido II-3-2
3.3 Puntos de medición del ruido II-3-2
3.4 Niveles máximos de ruido II-3-3
3.5 Compensaciones II-3-3
3.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-3-4
3.7 Procedimientos de ensayo II-3-6

CAPÍTULO 4.

1. Aviones de reacción subsónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 2006 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 2006 o después de esa fecha II-4-1

4.1 Aplicación II-4-1
4.2 Mediciones del ruido II-4-2
4.3 Puntos de referencia para la medición del ruido II-4-2
4.4 Niveles máximos de ruido II-4-2

Página

4.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-4-2
4.6 Procedimientos de ensayo II-4-2
4.7 Rehomologación II-4-2

CAPÍTULO 5. Aviones de más de 8 618 kg propulsados por hélice — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1985 ..... II-5-1

5.1 Aplicación II-5-1
5.2 Mediciones del ruido II-5-2
5.3 Puntos de medición del ruido II-5-2
5.4 Niveles máximos de ruido II-5-2
5.5 Compensaciones II-5-3
5.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-5-3
5.7 Procedimientos de ensayo II-5-5

CAPÍTULO 6. Aviones de no más de 8 618 kg propulsados por hélice — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 17 de noviembre de 1988 ..... II-6-1

6.1 Aplicación II-6-1
6.2 Medida de la evaluación del ruido II-6-1
6.3 Niveles máximos de ruido II-6-1
6.4 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-6-2
6.5 Procedimientos de ensayo II-6-2

CAPÍTULO 7. Aviones STOL propulsados por hélice II-7-1

CAPÍTULO 8. Helicópteros II-8-1

8.1 Aplicación II-8-1
8.2 Medida de la evaluación del ruido II-8-1
8.3 Puntos de referencia para la medición del ruido II-8-1
8.4 Niveles máximos de ruido II-8-2
8.5 Compensaciones II-8-3
8.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-8-3
8.7 Procedimientos de ensayo II-8-5

CAPÍTULO 9. Grupos auxiliares de energía (APU) instalados a bordo y sistemas asociados de aeronave durante operaciones en tierra II-9-1

CAPÍTULO 10. Aviones de no más de 8 618 kg propulsados por hélice — Solicitud del certificado de tipo, o de certificación de la versión derivada, presentada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha II-10-1

10.1 Aplicación II-10-1
10.2 Medida de la evaluación del ruido II-10-2
10.3 Puntos de referencia para la medición del ruido II-10-2
10.4 Niveles máximos de ruido II-10-2
10.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-10-2
10.6 Procedimientos de ensayo II-10-4

Página

CAPÍTULO 11. Helicópteros de no más de 3 175 kg de masa máxima certificada de despegue II-11-1

11.1 Aplicación II-11-1
11.2 Medida de la evaluación del ruido II-11-1
11.3 Puntos de referencia para la medición del ruido II-11-1
11.4 Nivel máximo de ruido II-11-2
11.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica II-11-2
11.6 Procedimientos de ensayo II-11-3

CAPÍTULO 12. Aviones supersónicos II-12-1

12.1 Aviones supersónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1975 ..... II-12-1
12.2 Aviones supersónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1975 o después de esa fecha II-12-1

CAPÍTULO 13. Aeronaves de rotor basculante II-13-1

Parte III. MEDICIÓN DEL RUIDO PARA FINES DE VIGILANCIA III-1

Parte IV. EVALUACIÓN DEL RUIDO EN LOS AEROPUERTOS IV-1

Parte V. ENFOQUE EQUILIBRADO PARA LA GESTIÓN DEL RUIDO V-1

APÉNDICES

APÉNDICE 1. Método de evaluación para la homologación acústica de aviones de reacción subsónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977 ..... AP 1-1

1. Introducción ..... AP 1-1
2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica ..... AP 1-1
3. Medición del ruido de los aviones percibido en tierra ..... AP 1-4
4. Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido ..... AP 1-7
5. Notificación de datos a la autoridad encargada de la homologación y corrección de los datos medidos ..... AP 1-17
6. Nomenclatura ..... AP 1-19
7. Formulación matemática de las tablas noy ..... AP 1-26
8. Atenuación del sonido en el aire ..... AP 1-30
9. Procedimientos detallados de corrección ..... AP 1-36

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 ..... AP 2-1

1. Introducción ..... AP 2-1
2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica ..... AP 2-1

Página

3. Medición del ruido de las aeronaves percibido en tierra ..... AP 2-6
4. Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido ..... AP 2-15
5. Notificación de datos a la autoridad encargada de la homologación ..... AP 2-22
6. Nomenclatura: símbolos y unidades ..... AP 2-26
7. Atenuación del sonido en el aire ..... AP 2-29
8. Ajuste de los resultados de los ensayos en vuelo de las aeronaves ..... AP 2-30

APÉNDICE 3. 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 presentada antes del 17 de noviembre de 1988 ..... AP 3-1

1. Introducción ..... AP 3-1
2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica ..... AP 3-1
3. Medición del ruido de los aviones percibido en tierra ..... AP 3-2
4. Notificación de datos a la autoridad encargada de la homologación y corrección de los datos medidos ..... AP 3-4

APÉNDICE 4. Método de evaluación para la homologación acústica de los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue no excede de 3 175 kg ..... AP 4-1

1. Introducción ..... AP 4-1
2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica ..... AP 4-1
3. Definición de la unidad de medición del ruido ..... AP 4-3
4. Medición del ruido del helicóptero percibido en tierra ..... AP 4-3
5. Ajuste de los resultados de los ensayos ..... AP 4-5
6. Notificación de datos a la autoridad encargada de la homologación y validez de los resultados ..... AP 4-6

APÉNDICE 5. Vigilancia del ruido producido por las aeronaves en los aeródromos y en sus proximidades ..... AP 5-1

1. Introducción ..... AP 5-1
2. Definición ..... AP 5-1
3. Equipo de medición ..... AP 5-1
4. Instalación del equipo en el terreno ..... AP 5-4

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 ..... AP 6-1

1. Introducción ..... AP 6-1
2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica ..... AP 6-1
3. Definición de la unidad de medición del ruido ..... AP 6-3
4. Medición del ruido del avión percibido en tierra ..... AP 6-3
5. Ajuste de los resultados de los ensayos ..... AP 6-5
6. Notificación de datos a la autoridad encargada de la homologación y validez de los resultados ..... AP 6-8

Página

ADJUNTOS

ADJUNTO A. Ecuaciones para el cálculo de los niveles de ruido en función de la masa de despegue ..... ADJ A-1

ADJUNTO B. Directrices para la homologación acústica de aviones STOL propulsados por hélice ..... ADJ B-1

ADJUNTO C. Directrices para la homologación acústica de grupos auxiliares de energía (APU) instalados a bordo y sistemas asociados de aeronave durante operaciones en tierra ..... ADJ C-1

ADJUNTO D. Directrices para evaluar otro método de medición del ruido de aproximación de los helicópteros ..... ADJ D-1

ADJUNTO E. Aplicación de las normas de homologación acústica del Anexo 16 para los aviones propulsados por hélice ..... ADJ E-1

ADJUNTO F. Directrices para la homologación acústica de aeronaves de rotor basculante ..... ADJ F-1

ADJUNTO G. Directrices para la administración de la documentación de homologación acústica ..... ADJ G-1

ADJUNTO H. Directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización del terreno ..... ADJ H-1

PREÁMBULO

Antecedentes

Las normas y métodos recomendados referentes al ruido de las aeronaves fueron adoptados inicialmente por el Consejo el 2 de abril de 1971, de acuerdo con lo dispuesto en el Artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional (Chicago, 1944), con la designación de Anexo 16 al Convenio. El Anexo 16 se preparó de la siguiente manera:

La Asamblea en su 16° período de sesiones, Buenos Aires, septiembre de 1968, adoptó la resolución siguiente:

A16-3: *Ruido producido por las aeronaves en la proximidad de los aeropuertos*

Considerando que el problema del ruido de las aeronaves es tan serio en las proximidades de muchos de los aeropuertos del mundo, que la reacción del público está aumentando, hasta el punto de causar gran preocupación, y que requiere urgente solución;

Considerando que el ruido que preocupa al público y a las autoridades de aviación civil hoy día se debe al aumento del tráfico de las aeronaves existentes;

Considerando que la introducción de futuros tipos de aeronaves podría aumentar y agravar este ruido, a no ser que se tomen medidas para aliviar la situación;

Considerando que la Quinta Conferencia de navegación aérea de la OACI, celebrada en Montreal en noviembre de 1967, hizo ciertas recomendaciones basadas en las conclusiones principales de la Conferencia internacional sobre la atenuación del ruido y las perturbaciones causadas por las aeronaves civiles (la Conferencia de Londres sobre el ruido), celebrada en Londres en noviembre de 1966, con el fin de lograr soluciones internacionales al problema, dentro del marco de la OACI; y

Considerando que la Asamblea ha tomado nota de las medidas adoptadas por el Consejo, en consulta con los Estados y organismos internacionales apropiados, para poner en práctica las recomendaciones de la Quinta Conferencia de navegación aérea, tal como ha informado el Secretario General a la Asamblea;

LA ASAMBLEA RESUELVE encargar al Consejo:

1) que convoque, tan pronto como sea posible, y teniendo en cuenta la necesidad de proceder a la preparación apropiada, una conferencia internacional patrocinada por la OACI para examinar el problema que plantea el ruido producido por las aeronaves en la proximidad de los aeropuertos;

2) que formule especificaciones internacionales y los correspondientes textos de orientación sobre el ruido producido por las aeronaves;

3) que incluya en los Anexos y demás documentos pertinentes, existentes y posiblemente en un Anexo independiente dedicado al ruido, textos tales como la descripción del ruido de las aeronaves y los métodos para la medición del mismo, así como las limitaciones que convendría imponer al ruido producido por las aeronaves que afecta a las poblaciones situadas en la proximidad de los aeropuertos; y

4) que vaya publicando progresivamente estos textos, comenzando lo antes posible.

En respuesta a la Resolución A16-3 de la Asamblea, se celebró en Montreal (noviembre-diciembre de 1969) una conferencia especial sobre el ruido producido por las aeronaves en las proximidades de los aeródromos para examinar los siguientes aspectos relacionados con los problemas del ruido producido por las aeronaves:

a) procedimientos para describir y medir el ruido producido por las aeronaves;

b) tolerancia humana al ruido producido por las aeronaves;

c) homologación de las aeronaves en cuanto al ruido;

d) criterios para la formulación de procedimientos operacionales para atenuar el ruido de las aeronaves;

e) reglamentación de la utilización de los terrenos; y

f) procedimientos para atenuar el ruido producido por los motores cuando se prueben en tierra.

A base de las recomendaciones de la Conferencia especial sobre el ruido producido por las aeronaves en las proximidades de los aeródromos, se elaboraron proyectos de normas y métodos recomendados internacionales referentes al ruido de las aeronaves y, después de su enmienda subsiguientemente a la acostumbrada consulta a los Estados miembros de la Organización, se adoptaron por el Consejo para formar el texto de este Anexo.

Al elaborar los SARPS relativos al control de las emisiones de los motores de aeronaves, se advirtió que todas las disposiciones sobre los aspectos ambientales de la aviación deberían incluirse en un solo documento. En consecuencia, se acordó, como parte de la resolución de adopción de la Enmienda 5, que el Anexo 16 pasase a titularse "Protección del medio ambiente" y que el Volumen I incluyese las disposiciones actuales (tercera edición) del Anexo 16 — *Ruido de las aeronaves*, modificadas por la Enmienda 5, en tanto que el Volumen II debería contener las disposiciones relativas a las emisiones de los motores de aeronaves.

En diversos períodos de sesiones de la Asamblea y del Consejo, se ha tratado el tema del ruido de las aeronaves desde la reunión especial sobre el ruido de las aeronaves en las inmediaciones de los aeródromos, concentrándose en varios aspectos relativos a los problemas del ruido de las aeronaves que se identificaron en la reunión especial. En su 33º período de sesiones, celebrado en Montreal del 25 de septiembre al 5 de octubre de 2001, la Asamblea, en su Resolución A33-7, hizo una Declaración consolidada de las políticas y prácticas permanentes de la OACI relativas a la protección del medio ambiente, en gran medida para "incorporar nuevas políticas y textos de orientación de la OACI respecto al ruido de las aeronaves" y para reflejar el concepto de un "enfoque equilibrado" para la gestión del ruido, que se han elaborado con el tiempo.

En el Apéndice C de la Resolución A33-7 de la Asamblea se define que el enfoque equilibrado para la gestión del ruido consiste en determinar el problema del ruido en un aeropuerto y luego analizar las diversas medidas disponibles para reducirlo considerando cuatro elementos principales, es decir, reducción en la fuente, planificación y gestión de la utilización de terrenos, procedimientos operacionales de atenuación del ruido y restricciones a las operaciones, con miras a resolver el problema del ruido de la forma más económica.

Además de proporcionarse detalles adicionales sobre el concepto de enfoque equilibrado, en la Resolución A33-7 de la Asamblea se insta a los Estados a que adopten un enfoque equilibrado para la gestión del ruido.

Los elementos principales del enfoque equilibrado se analizan en varias partes del Anexo 16, Volumen I, y en las directrices adoptadas por la OACI. La reducción del ruido en la fuente mediante la homologación acústica de las aeronaves se trata en el Anexo 16, Volumen I, Parte II. En la Parte V, pueden encontrarse referencias a los demás elementos que conforman el enfoque equilibrado.

En la Tabla A se indica el origen de las enmiendas del Anexo a través del tiempo, junto con una lista de los temas principales a que se refieren y las fechas en que el Consejo adoptó o aprobó el Anexo y las enmiendas, las fechas en que surtieron efecto y las de aplicación.

Aplicación

La Parte I del Volumen I del Anexo 16 contiene definiciones y la Parte II contiene normas, métodos recomendados y directrices para la homologación acústica, aplicables a los tipos de aeronaves especificados en cada uno de los capítulos de esta parte, cuando dichas aeronaves se dediquen a la navegación aérea internacional.

Nota.— De los Capítulos 2 y 3 se excluyen los aviones de reacción de despegue y aterrizaje cortos (STOL), los que, mientras la OACI no prepare una definición adecuada, se describen, para los fines de este Anexo, como aquéllos que sólo necesitan pistas (sin zona de parada ni zona libre de obstáculos) de 610 m o menos, con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad.

Las Partes III, IV y V del Volumen I del Anexo 16 contienen normas y métodos recomendados y textos de orientación para uso de los Estados con objeto de fomentar la uniformidad en lo tocante a: la medición del ruido para fines de vigilancia; la evaluación del ruido alrededor de los aeropuertos y con respecto al enfoque equilibrado para la gestión del ruido.

Medidas a tomar por los Estados contratantes

Notificación de diferencias. Se señala a la atención de los Estados contratantes la obligación que les impone el Artículo 38 del Convenio, en virtud del cual se pide a los Estados contratantes que notifiquen a la Organización cualquier diferencia entre sus reglamentos y métodos nacionales y las normas internacionales contenidas en este Anexo y en las enmiendas del mismo. Se pide a los Estados contratantes que en su notificación incluyan las diferencias respecto a los métodos recomendados contenidos en este Anexo y en las enmiendas del mismo, cuando la notificación de dichas diferencias sea de importancia para la seguridad de la navegación aérea. Además, se invita a los Estados contratantes a que mantengan a la Organización debidamente informada de todas las diferencias subsiguientes, o de la eliminación de cualquiera de ellas notificada previamente. Inmediatamente después de la adopción de cada enmienda de este Anexo, se enviará a los Estados contratantes una solicitud específica para la notificación de diferencias.

También se señala a la atención de los Estados lo dispuesto en el Anexo 15 referente a la publicación de diferencias entre sus reglamentos y métodos nacionales y las correspondientes normas y métodos recomendados de la OACI por medio del servicio de información aeronáutica, además de la obligación que impone a los Estados el Artículo 38 del Convenio.

Uso del texto del Anexo en los reglamentos nacionales. El Consejo, el 13 de abril de 1948, adoptó una resolución en la que hacía presente a los Estados contratantes, la conveniencia de que, en la medida de lo posible, emplearan en sus propios reglamentos nacionales la misma redacción de las normas de la OACI que tienen carácter preceptivo, y que indicaran también cuándo se han apartado del texto de las normas, así como las demás disposiciones nacionales que tuvieran importancia para la seguridad y regularidad de la navegación aérea internacional. Siempre que ha sido posible, las disposiciones de este Anexo se han redactado de manera que puedan incluirse en las legislaciones nacionales sin variaciones importantes.

Carácter de cada una de las partes componentes del Anexo

Los Anexos constan de las siguientes partes, aunque no obligatoriamente, y cada una de ellas tiene el carácter que se indica:

1.— *Texto que constituye el Anexo propiamente dicho:*

a) *Normas* y *Métodos recomendados* que el Consejo ha adoptado de conformidad con las disposiciones del Convenio. Su definición es la siguiente:

Norma: Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera necesaria para la seguridad o regularidad de la navegación aérea internacional y a la que, de acuerdo con el Convenio, se ajustarán los Estados contratantes.

En el caso de que sea imposible su cumplimiento, el Artículo 38 del Convenio estipula que es obligatorio hacer la correspondiente notificación al Consejo.

Método recomendado. Toda especificación de características físicas, configuración, material, performance, personal o procedimiento, cuya aplicación uniforme se considera conveniente por razones de seguridad, regularidad o eficiencia de la navegación aérea internacional, y a la cual, de acuerdo con el Convenio, tratarán de ajustarse los Estados contratantes.

b) *Apéndices* con texto que por conveniencia se agrupa por separado, pero que forma parte de las normas y métodos recomendados que ha adoptado el Consejo.

c) *Disposiciones* que gobiernan la aplicación de las normas y métodos recomendados.

d) *Definiciones* de la terminología empleada en las normas y métodos recomendados, que no es explícita porque no tiene el significado corriente. Las definiciones no tienen carácter independiente pues son parte esencial de cada una de las normas y métodos recomendados en que se usa la terminología, ya que cualquier cambio en el significado de ésta afectaría la disposición.

2.— *Texto aprobado por el Consejo para su publicación en relación con las normas y métodos recomendados:*

a) *Preámbulos* que comprenden antecedentes históricos y textos explicativos basados en las medidas del Consejo, y que incluyen una explicación de las obligaciones de los Estados, dimanantes del Convenio y de las resoluciones de adopción, en cuanto a la aplicación de las normas y métodos recomendados.

b) *Introducciones* que contienen texto explicativo al principio de las partes, capítulos y secciones de los Anexos, a fin de facilitar la comprensión de la aplicación del texto.

c) *Notas* intercaladas en el texto, cuando corresponde, que proporcionan datos o referencias acerca de las normas o métodos recomendados de que se trate, sin formar parte de tales normas o métodos recomendados.

d) *Adjuntos* que contienen texto suplementario a las normas y métodos recomendados o que sirven de guía para su aplicación.

Elección de idioma

Este texto se ha adoptado en cuatro idiomas — español, francés, inglés y ruso. Se pide a cada uno de los Estados contratantes que elija uno de esos textos para los fines de aplicación nacional y demás efectos previstos en el Convenio, ya sea para utilizarlo directamente o mediante traducción a su propio idioma, y que notifique su preferencia a la Organización.

Presentación editorial

Para facilitar la lectura e indicar su condición respectiva, las *Normas* aparecen en tipo corriente; y los *Métodos recomendados* y las *Notas* en letra bastardilla, precedidas de la palabra **Recomendación** y *Nota* respectivamente.

Al redactar las especificaciones se ha seguido la práctica de utilizar el futuro del verbo cuando se trata de las “Normas” y el término “debería” en el caso de los “Métodos recomendados”.

Las unidades de medida utilizadas en el presente documento se ajustan al Sistema Internacional de Unidades (SI), según se especifica en el Anexo 5 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional. En los casos en que el Anexo 5 permite la utilización de unidades opcionales ajenas al SI, las mismas se indican entre paréntesis a continuación de las unidades básicas. Cuando se indiquen dos conjuntos de unidades, no debe suponerse que los pares de valores son iguales e intercambiables.

No obstante, puede inferirse que se logra un nivel de seguridad operacional equivalente cuando se utiliza exclusivamente uno u otro conjunto de unidades.

Toda referencia hecha a cualquier parte de este documento, identificada por un número, comprende todas las subdivisiones de dicha parte.

Coordinación con las actividades de la ISO

En las disposiciones relativas a los procedimientos de homologación, se utilizan ampliamente las correspondientes especificaciones elaboradas por la Organización Internacional de Normalización (ISO) y la Comisión Electrotécnica Internacional (CEI). En la mayoría de los casos, dichas especificaciones se han incorporado mediante referencia directa. Sin embargo, en algunos casos se ha considerado necesario modificar las especificaciones para adaptarlas a necesidades de la OACI, y en tales casos el texto modificado se incluye íntegramente en el presente documento. Se reconoce la colaboración prestada por la ISO para la elaboración de especificaciones detalladas.

Tabla A. Enmiendas del Anexo 16

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada* *Surtió efecto* *Aplicable*
1ª edición	Conferencia especial sobre el ruido producido por las aeronaves en las proximidades de los aeródromos (1969)		2 de abril de 1971 2 de agosto de 1971 6 de enero de 1972
1	Primera Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	Homologación en cuanto al ruido en la producción futura y versiones perfeccionadas de aviones subsónicos de reacción, y actualización de la terminología utilizada para describir el peso de las aeronaves.	6 de diciembre de 1972 6 de abril de 1973 16 de agosto de 1973
2	Tercera Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	Homologación en cuanto al ruido de aviones ligeros propulsados por hélice y de aviones subsónicos de reacción, de 5 700 kg o menos de peso máximo certificado de despegue, y orientación destinada a señalar a los Estados el modo de desempeñar sus funciones en los casos de arrendamiento, fletamento o intercambio de aeronaves.	3 de abril de 1974 3 de agosto de 1974 27 febrero de 1975
3 (2ª edición)	Cuarta Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	Homologación en cuanto al ruido para los futuros aviones subsónicos de reacción y de los propulsados por hélice, aparte de los aviones STOL, y directrices para la certificación acústica de los futuros aviones supersónicos de transporte, de los aviones STOL propulsados por hélice, de los grupos auxiliares de energía (APU) y de los sistemas auxiliares de las aeronaves durante las operaciones en tierra.	21 de junio de 1976 21 de octubre de 1976 6 de octubre de 1977
4 (3ª edición)	Quinta Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	Introducción de un nuevo parámetro, el número de motores, en las normas de certificación acústica de los aviones subsónicos de reacción; mejora de los procedimientos de prueba detallados para velar porque se aplique el mismo nivel de tecnología a todos los tipos de aeronaves; y mejoras editoriales para simplificar la redacción y eliminar incongruencias.	6 de marzo de 1978 6 de julio de 1978 10 de agosto de 1978

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada* *Surtió efecto* *Aplicable*
5 (Anexo 16, Volumen I — 1ª edición)	Sexta Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	1. El Anexo ha pasado a titularse *Protección del Medio Ambiente* y se publicará en dos volúmenes, a saber: Volumen I — *Ruido de las Aeronaves* (incluye las disposiciones contenidas en la tercera edición del Anexo 16, modificadas por la Enmienda 5) y Volumen II — *Emisiones de los motores de aeronaves*. 2. Introducción en el Volumen I de normas para la homologación de helicópteros en cuanto al ruido y relativas a la producción futura de aviones SST, actualización de las directrices para la homologación en cuanto al ruido de APU instalados y sistemas asociados de aeronaves, y enmiendas de redacción que incluyen los cambios en las unidades de medida dirigidos a armonizar este Anexo con las disposiciones del Anexo 5.	11 de mayo de 1981 11 de septiembre de 1981 26 de noviembre de 1981
1	Tercera Reunión del Grupo de expertos sobre operaciones	Introducción de SARPS relacionados con los procedimientos operacionales para atenuar el ruido y transferencia de los procedimientos detallados a los PANS-OPS, Volumen I.	30 de marzo de 1983 29 de julio de 1983 24 de noviembre de 1983
2	Séptima Reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves	a) Mejoras de los procedimientos de homologación en cuanto al ruido; y b) mitigación de los límites máximos de ruido para los helicópteros.	6 de marzo de 1985 29 de julio de 1985 21 de noviembre de 1985
3 (Anexo 16, Volumen I — 2ª edición)	Primera Reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación; estudio realizado por la Comisión de Aeronavegación como consecuencia de una recomendación del Grupo de expertos sobre franqueamiento de obstáculos	a) Mejoras adicionales de los procedimientos de homologación en cuanto al ruido; b) introducción de un nuevo Capítulo 10 para aviones propulsados por hélice de una masa máxima certificada de despegue que no exceda de 9 000 kg; y c) adición de referencias en la Parte V a las disposiciones pertinentes de los PANS-OPS (Doc 8168).	4 de marzo de 1988 31 de julio de 1988 17 de noviembre de 1988
4 (3ª edición)	Segunda Reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación; séptima reunión del Comité sobre el ruido producido por las aeronaves y quinta reunión del Grupo de expertos sobre operaciones	a) Mejoras en los procedimientos de homologación en cuanto al ruido; b) introducción de un nuevo Capítulo 11 acerca de helicópteros ligeros; c) ampliación del Apéndice 2 para incluir los helicópteros y supresión del Apéndice 4; y d) introducción de orientación acerca de la aplicación.	24 de marzo de 1993 26 de julio de 1993 11 de noviembre de 1993
5	Tercera reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación	a) Simplificación y aclaración con respecto a los regímenes de homologación en cuanto al ruido para los aviones propulsados por hélice que figuran en el Capítulo 3; b) armonización de las normas relativas a los helicópteros comprendidas en los Capítulos 8 y 11 con los códigos nacionales; y c) armonización de la masa máxima de despegue indicada en el Capítulo 10 con los límites para fines de aeronavegabilidad.	19 de marzo de 1997 21 de julio de 1997 6 de noviembre de 1997

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada* *Surtió efecto* *Aplicable*
6	Cuarta reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación	a) Introducción de una nueva definición de actuación humana en el Capítulo 1; b) mayor rigurosidad de los requisitos en cuanto al ruido establecidos en el Capítulo 10 para los aviones monomotores ligeros propulsados por hélice; c) modificaciones de índole técnica detallada destinadas a dar más coherencia a lo estipulado en los Capítulos 3, 8 y 11 y en los Apéndices 2 y 4; d) nuevas disposiciones sobre factores humanos en la Parte V; y e) cambios dimanantes de la armonización que se está llevando a cabo entre los Requisitos conjuntos de la aviación (JAR) europeos y el Reglamento Federal de Aviación (FAR) de los Estados Unidos.	26 de febrero de 1999 19 de julio de 1999 4 de noviembre de 1999
7	Quinta reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación; Anexo 6, Enmienda 26	a) Aumento del rigor de los requisitos en cuanto al ruido de los aviones de turborreactor y aviones pesados propulsados por hélice (nuevo Capítulo 4 — el actual Capítulo 4 se transforma en Capítulo 12); b) nuevas disposiciones relativas a la rehomologación de las aeronaves del Capítulo 3; c) aumento del rigor de los requisitos en cuanto al ruido de los helicópteros en los Capítulos 8 y 11; d) cambio para aclarar o definir nuevamente los actuales procedimientos de homologación, alineación con los requisitos JAR/FAR armonizados, introducción de nuevas disposiciones relativas a instrumentación digital; e) introducción de textos de orientación sobre la homologación en cuanto al ruido de las aeronaves de motor basculante; y f) inclusión de una versión en inglés de los documentos de homologación en cuanto al ruido.	29 de junio de 2001 29 de octubre de 2001 21 de marzo de 2002
8 (4ª edición)	Sexta reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación	a) Procedimiento de corrección del ruido ambiente, incluidas las definiciones de “ruido de fondo”, “ruido ambiente” y “ruido de banda ancha”; b) límites permitidos de la velocidad del viento durante los ensayos; c) aclaraciones respecto del idioma que rige, así como respecto de las modificaciones temporales en el diseño de tipo de aeronave y disposiciones para permitir la rehomologación de los aviones del Capítulo 5 para el Capítulo 4; d) cuestiones técnicas relativas al giroavión; y e) nuevos Adjuntos G y H, que contienen directrices para la administración de la documentación de homologación acústica y para la obtención de datos relativos al ruido de los helicópteros para los fines de la planificación de la utilización de los terrenos, respectivamente.	23 de febrero de 2005 11 de julio de 2005 24 de noviembre de 2005

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada* *Surtió efecto* *Aplicable*
9 (5ª edición)	Séptima reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación	a) Introducción de un nuevo texto en el Adjunto H que contiene directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización de los terrenos, brindando la posibilidad de agregar emplazamientos de micrófonos; b) cambio en la Nota 2 de la definición de "versión derivada de un helicóptero" para aclarar que se aplica a los helicópteros certificados de conformidad con el Capítulo 11 y el Capítulo 8; c) enmienda de los procedimientos para la homologación acústica para asegurar que se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor; d) aclaración de las definiciones relativas a la velocidad del viento durante los ensayos; e) actualización de las referencias de la Comisión Electrotécnica Internacional (CEI); f) aclaración en relación con el incremento que hay que aplicar a la velocidad V_2 para determinar la velocidad de ascenso durante el ensayo para la homologación; g) enmienda de las disposiciones relativas a la aplicación para que concuerden con disposiciones similares en otros documentos de la OACI; y h) cambios menores de carácter editorial.	7 de marzo de 2008 20 de julio de 2008 20 de noviembre de 2008

Enmienda	*Origen*	*Temas*	*Adoptada* *Surtió efecto* *Aplicable*
10 (6ª edición)	Octava Reunión del Comité sobre la protección del medio ambiente y la aviación (CAEP)/8); Secretaría con la asistencia del Grupo de estudio sobre observación y pronósticos meteorológicos para aeródromos (AMOFSG).	a) enmiendas de disposiciones relativas a aplicación, para eliminar la complejidad, repetición y redundancia innecesarias en el texto y aumentar la claridad y armonización entre los capítulos; b) actualización de las referencias al *Manual técnico-ambiental* (Doc 9501), Volumen I — *Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves*; c) texto nuevo en el Capítulo 3 para aclarar velocidad de referencia en el despegue para la homologación acústica cuando no se especifica la velocidad en el despegue para la certificación de la aeronavegabilidad; d) mejoramiento de la legibilidad y aclaración de orientación imprecisa o incompleta, comprendido el cálculo del nivel efectivo de ruido percibido (EPNL), el ajuste de los datos de ruido de las aeronaves a las condiciones de referencia mediante métodos simplificados e integrados, la medición y caracterización de la atenuación atmosférica del sonido, y diversas cuestiones técnicas y errores de carácter editorial; e) armonización de la terminología relativa a los procedimientos de homologación acústica de las aeronaves de rotor basculante con aquella de los helicópteros que ya se adoptó en los Capítulos 8 y 11 del Anexo 16, Volumen I, con el fin de aclarar que deben utilizarse las revoluciones por minuto (RPM) máximas del rotor correspondientes a la condición de vuelo de referencia; f) aclaración en cuanto a que los niveles máximos de ruido aplicables a los aviones de reacción subsónicos pueden aplicarse como orientación para los aviones supersónicos; g) enmienda consiguiente que resulta de la Enmienda 17 del Anexo 5 para sustituir “km/h” por “m/s” como unidad SI para medir la velocidad del viento; y h) modificaciones menores de carácter editorial.	4 de marzo de 2011 18 de julio de 2011 17 de noviembre de 2011

———————

NORMAS Y MÉTODOS RECOMENDADOS INTERNACIONALES

PARTE I. DEFINICIONES

Actuación humana. Capacidades y limitaciones humanas que repercuten en la seguridad y eficiencia de las operaciones aeronáuticas.

Aeronave. Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire que no sean las reacciones del mismo contra la superficie de la tierra.

Avión (aeroplano). Aerodino propulsado por motor, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones de vuelo.

Avión subsónico. Avión incapaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.

Certificado de tipo. Documento expedido por un Estado contratante para definir el diseño de un tipo de aeronave y certificar que dicho diseño satisface los requisitos pertinentes de aeronavegabilidad del Estado.

Equipo externo (helicóptero). *Todo instrumento, mecanismo, pieza, aparato, aditamento o accesorio que está sujetado al exterior del helicóptero o pende del mismo pero que no se utiliza ni está previsto que se utilice para operar o controlar un helicóptero en vuelo y no forma parte de la célula o el motor.*

Estado de diseño. Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del diseño de tipo.

Grupo auxiliar de energía (APU). *Unidad autónoma de energía en una aeronave, que se utiliza para proporcionar energía eléctrica y neumática a los sistemas de aeronave durante las operaciones en tierra.*

Helicóptero. *Aerodino que se mantiene en vuelo principalmente en virtud de la reacción del aire sobre uno o más rotores propulsados por motor, que giran alrededor de ejes verticales o casi verticales.*

Planeador con motor de autosustentación. *Avión con motor que dispone de potencia para mantener el nivel de vuelo pero no para despegar.*

Rehomologación. *Homologación de una aeronave con o sin revisión de sus niveles de homologación acústica, respecto a una norma distinta de aquella con la que fue originalmente homologada.*

Relación de dilución. *Relación entre la masa de aire que fluye a través de los conductos de derivación de una turbina de gas y la masa de aire que fluye a través de las cámaras de combustión, calculada para el empuje máximo con el motor estacionario en una atmósfera tipo internacional a nivel del mar.*

Sistemas asociados de aeronave. *Los equipos de una aeronave que durante las operaciones en tierra reciben suministro de energía eléctrica y neumática de un grupo auxiliar de energía.*

Versión derivada de un avión. *Un avión que desde el punto de vista de la aeronavegabilidad es similar al prototipo homologado en cuanto al ruido, pero con cambios en el diseño de tipo que pueden afectar adversamente a sus características de ruido.*

Nota 1.— Cuando la autoridad de certificación estime que la modificación de diseño, configuración, potencia o masa que se propone tiene amplitud suficiente para exigir una nueva investigación de conformidad con los reglamentos pertinentes de aeronavegabilidad, el avión debería considerarse como de nuevo diseño de tipo y no como una versión derivada.

Nota 2.— La palabra "adversamente" se refiere a un aumento superior a 0,10 dB en cualquiera de los niveles de homologación acústica a no ser que, mediante un procedimiento aprobado, puedan rastrearse los efectos acumulados de modificaciones del diseño de tipo; en cuyo caso la palabra "adversamente" se refiere a un aumento acumulado en cualquiera de los niveles de homologación acústica de más de 0,30 dB o del margen de cumplimiento, tomándose de ambos valores el menor.

Versión derivada de un helicóptero. *Un helicóptero que desde el punto de vista de la aeronavegabilidad es similar al prototipo homologado en cuanto al ruido, pero con cambios en el diseño de tipo que pueden afectar adversamente a sus características de ruido.*

Nota 1.— Al aplicarse las normas de este Anexo, un helicóptero que se base en un prototipo existente pero que la autoridad de certificación considere que es un nuevo diseño de tipo para fines de aeronavegabilidad, será no obstante considerado como una versión derivada si la autoridad de certificación juzga que las características de la fuente de ruido son las mismas que las del prototipo.

Nota 2.— La palabra "adversamente" se refiere a un aumento de más de 0,30 EPNdb en cualquiera de los niveles de homologación acústica de los helicópteros certificados de conformidad con el Capítulo 8 y de 0,30 dB(A) en el nivel de homologación para helicópteros certificados de conformidad con el Capítulo 11.

———————

PARTE II. HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AERONAVES

CAPÍTULO 1. ADMINISTRACIÓN

1.1 Las disposiciones de 1.2 a 1.6 se aplicarán a todas las aeronaves incluidas en las clasificaciones definidas para fines de homologación acústica en los Capítulos 2, 3, 4, 5, 6, 8, 10, 11 y 12 de esta parte, cuando tales aeronaves estén dedicadas a la navegación aérea internacional.

1.2 La homologación acústica la concederá o convalidará el Estado de matrícula basándose en pruebas satisfactorias de que la aeronave cumple ciertos requisitos que son por lo menos iguales a las normas aplicables especificadas en este Anexo.

1.3 Si se solicita la rehomologación acústica, el Estado de matrícula la concederá o convalidará basándose en pruebas satisfactorias de que la aeronave cumple ciertos requisitos que son por lo menos iguales a las normas aplicables especificadas en este Anexo. La fecha utilizada por la autoridad de certificación para determinar la base de la rehomologación será la fecha de aceptación de la primera solicitud de rehomologación.

1.4 Los documentos acreditativos de la rehomologación acústica de una aeronave serán aprobados por el Estado de matrícula, el cual exigirá que se lleven a bordo de la aeronave.

Nota.— Véase Anexo 6, Parte I, 6.13, relativo a la traducción en inglés de los documentos acreditativos de la homologación acústica.

1.5 Los documentos acreditativos de la homologación acústica de una aeronave contendrán, por lo menos, los datos siguientes:

Dato 1. Nombre del Estado.

Dato 2. Título del documento de homologación acústica.

Dato 3. Número del documento.

Dato 4. Nacionalidad o marcas de nacionalidad y de matrícula.

Dato 5. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante.

Dato 6. Número de serie de la aeronave.

Dato 7. Fabricante, tipo y modelo de motor.

Dato 8. Tipo y modelo de hélice para los aviones propulsados por hélice.

Dato 9. Masa máxima de despegue en kilogramos.

Dato 10. Masa máxima de aterrizaje, en kilogramos, para los certificados expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12 de este Anexo.

Dato 11. Capítulo y sección de este Anexo, de conformidad con el cual se concedió la homologación a la aeronave.

Dato 12. Modificaciones adicionales incorporadas con el fin de cumplir las normas de homologación acústica aplicables.

Dato 13. Nivel de ruido lateral a plena potencia en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12 de este Anexo.

Dato 14. Nivel de ruido de aproximación en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5, 8 y 12 de este Anexo.

Dato 15. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12 de este Anexo.

Dato 16. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 6, 8 y 11 de este Anexo.

Dato 17. Nivel de ruido de despegue en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 8 y 10 de este Anexo.

Dato 18. Declaración de cumplimiento, incluyendo una referencia al Anexo 16, Volumen I.

Dato 19. Fecha de expedición del documento de homologación acústica.

Dato 20. Firma del funcionario que expide el documento de homologación acústica.

1.6 Los títulos de los datos consignados en los documentos de homologación acústica se numerarán uniformemente en cifras arábigas, como se indica en 1.5, de forma que en todo documento de homologación acústica el número se refiera, cualquiera sea el orden en que figure, al mismo dato, excepto cuando la información de los datos 1 a 6 y de los datos 18 a 20 se proporcione en el certificado de aeronavegabilidad, en cuyo caso prevalecerá el sistema de numeración del certificado de aeronavegabilidad conforme al Anexo 8.

1.7 El Estado de matrícula preparará un sistema administrativo para la documentación de homologación acústica.

Nota.— Véase en el Adjunto G la orientación sobre el formato y la estructura de la documentación de homologación acústica.

1.8 Los Estados contratantes reconocerán como válida una homologación acústica concedida por otro Estado contratante, siempre que los requisitos de acuerdo con los cuales se haya concedido dicha homologación sean por lo menos iguales a las normas aplicables especificadas en este Anexo.

1.9 Un Estado contratante suspenderá o revocará la homologación acústica de una aeronave en su registro si ésta deja de cumplir las normas aplicables de ruido. El Estado de matrícula no levantará la suspensión de una homologación acústica ni concederá un nuevo certificado a menos que al hacer una nueva evaluación de la aeronave, se compruebe que ésta cumple con las normas aplicables de ruido.

1.10 La enmienda de este volumen del Anexo que ha de utilizar un Estado contratante será la aplicable en la fecha en que se presentó a dicho Estado contratante una solicitud de:

a) certificado de tipo en el caso de un nuevo tipo; o

b) aprobación de modificación de diseño de tipo en el caso de una versión derivada; o

c) en cualquiera de estos casos, conforme a un procedimiento de solicitud equivalente prescrito por la autoridad de certificación del Estado contratante.

Nota.— A medida que cada nueva edición y enmienda de este Anexo pasa a ser aplicable (con arreglo a la Tabla A del Preámbulo) sustituye a todas las ediciones y enmiendas anteriores.

1.11 Salvo que se indique de otro modo en este volumen del Anexo, la fecha que han de utilizar los Estados contratantes para determinar la aplicación de las normas de este Anexo será la fecha en que se presentó al Estado de diseño una solicitud de certificado de tipo o la fecha de solicitud conforme a un procedimiento equivalente prescrito por la autoridad de certificación del Estado de diseño.

1.12 Para las versiones derivadas donde las disposiciones que rigen la aplicación de las normas del presente Anexo se refieren a "la solicitud de certificación de una modificación del diseño de tipo", la fecha que han de utilizar los Estados contratantes para determinar la aplicación de las normas de este Anexo será la fecha en que se presentó la solicitud de modificación del diseño de tipo al Estado contratante que por primera vez certificó la modificación del diseño de tipo, o la fecha de presentación conforme a un procedimiento de solicitud equivalente prescrito por la autoridad de certificación del Estado contratante que certificó por primera vez la modificación del diseño de tipo.

Nota 1.— Salvo que se indique de otro modo en este volumen del Anexo, la edición del Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves*, que ha de utilizarse como orientación sobre el uso de medios aceptables de cumplimiento y procedimientos equivalentes por los Estados contratantes debería ser la que esté en vigor en la fecha en que se presentó al Estado contratante la solicitud de certificado de tipo o de modificación del diseño de tipo.*

Nota 2.— Los medios de cumplimiento y el uso de procedimientos equivalentes están sujetos a la aceptación de la autoridad de certificación del Estado contratante.

1.13 Una solicitud tendrá efecto durante el período especificado en la designación de los reglamentos de aeronavegabilidad apropiados al tipo de aeronave, excepto en casos especiales en que la autoridad de certificación acepte una prolongación de dicho período. Cuando este período de efectividad haya expirado, la fecha que se ha de utilizar en la determinación de la aplicación de las normas de este Anexo será la fecha de expedición del certificado de tipo o de aprobación de modificación del diseño de tipo, o la fecha de expedición de aprobación conforme a un procedimiento equivalente prescrito por el Estado de diseño, menos el período de efectividad.

———————

CAPÍTULO 2. AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977

2.1 Aplicación

Nota.— Véase también el Capítulo 1, 1.10, 1.11. 1.12 y 1.13.

2.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los aviones de reacción subsónicos con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 6 de octubre de 1977, salvo los aviones:

a) que sólo necesiten pistas[1] de 610 m de longitud, o menos, con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad; o

b) que estén propulsados por motores con una relación de dilución de 2, o mayor, y respecto a los cuales se hubiese otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de marzo de 1972; o

c) que estén propulsados por motores con una relación de dilución inferior a 2 y con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 1 de enero de 1969 y respecto a los cuales se hubiese otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de enero de 1976.

2.1.2 Se aplicarán los niveles máximos de ruido de 2.4.1 excepto para las versiones derivadas con respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificación de modificación del diseño de tipo el 26 de noviembre de 1981, o en fecha posterior, en cuyo caso se aplicarán los niveles máximos de ruido de 2.4.2.

2.1.3 Sin perjuicio de lo estipulado en 2.1.1 y 2.1.2, un Estado contratante puede reconocer que en las situaciones descritas seguidamente para los aviones de reacción y aviones pesados propulsados por hélice matriculados en el mismo no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de las normas del Anexo 16, Volumen I:

a) vuelo con tren desplegado, con uno o más trenes de aterrizaje retráctiles desplegados durante todo el vuelo;

b) motor y barquilla de repuesto transportados fuera del revestimiento de la aeronave (y retorno del soporte u otra armadura externa); y

c) modificaciones al motor o a la barquilla por tiempo limitado, cuando el cambio del diseño de tipo especifica que el avión no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones del Anexo 16, Volumen I, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

1. Sin zona de parada ni zona libre de obstáculos.

2.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación del ruido será el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice 1.

2.3 Puntos de medición del ruido

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con 2.6, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en 2.4, en los puntos siguientes:

a) *punto de medición del ruido lateral:* punto en una paralela al eje de pista, a 650 m del eje de pista o de su prolongación, en el que el nivel de ruido de despegue sea máximo;

b) *punto de medición del ruido de sobrevuelo:* punto en la prolongación del eje de pista a una distancia de 6,5 km del comienzo del recorrido de despegue; y

c) *punto de medición del ruido de aproximación:* punto sobre el terreno en la prolongación del eje de pista a 120 m (394 ft) en sentido vertical por debajo de la trayectoria de descenso de 3°, que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral. En terreno horizontal, la posición de este punto dista 2 000 m del umbral.

2.4 Niveles máximos de ruido

2.4.1 Los niveles máximos de ruido de los aviones comprendidos en 2.1.1, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 1, no excederán de los valores siguientes:

a) *en los puntos de medición del ruido lateral y de aproximación:* 108 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 272 000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa, a razón de 2 EPNdB por cada disminución de la masa a la mitad, hasta 102 EPNdB que corresponde a una masa de 34 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante;

b) *en el punto de medición del ruido de sobrevuelo:* 108 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 272 000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa, a razón de 5 EPNdB por cada disminución de la masa a la mitad, hasta 93 EPNdB que corresponde a una masa de 34 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

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

2.4.2 Los niveles máximos de ruido de los aviones comprendidos en 2.1.2, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 1, no excederán de los valores siguientes:

2.4.2.1 *En el punto de medición del ruido lateral*

106 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 400 000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa hasta 97 EPNdB para una masa de 35 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

2.4.2.2 *En el punto de medición del ruido de sobrevuelo*

a) *Aviones de dos motores o menos*

104 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 325 000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa, a razón de 4 EPNdB por cada disminución de la masa a la mitad, hasta 93 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

b) *Aviones de tres motores*

Igual que en a), pero 107 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 325 000 kg

o bien

el valor definido en 2.4.1 b), de ambos valores el menor.

c) *Aviones de cuatro motores o más*

Igual que en a), pero 108 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 325 000 kg

o bien

el valor definido en 2.4.1 b), de ambos valores el menor.

2.4.2.3 *En el punto de medición del ruido de aproximación*

108 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 280 000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa hasta 101 EPNdB para una masa de 35 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

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

2.5 Compensaciones

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no será superior a 4 EPNdB, si bien en el caso de aviones de cuatro motores con una relación de dilución igual o superior a 2 y respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o la autoridad de certificación hubiese llevado a cabo otro procedimiento equivalente, antes del 1 de diciembre de 1969, la suma de los excesos no será superior a 5 EPNdB;

b) el exceso en un solo punto no será superior a 3 EPNdB; y

c) los excesos se compensarán por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

2.6 Procedimientos de ensayo

2.6.1 Procedimiento de ensayo en el despegue

2.6.1.1 Se utilizará el empuje medio de despegue[2] desde el comienzo del mismo hasta el punto en que se alcance una altura de por lo menos 210 m (690 ft) por encima de la pista, y a partir de este punto no se reducirá por debajo del empuje necesario para mantener por lo menos una pendiente ascensional de 4%.

2.6.1.2 Tan pronto como sea posible, después de que la aeronave se haya separado del suelo, se alcanzará una velocidad no inferior a V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), que se mantendrá durante todo el ensayo para la homologación acústica de despegue.

2.6.1.3 Durante todo el ensayo para la homologación acústica de despegue, se mantendrá constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante, salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje.

2.6.2 Procedimiento de ensayo en la aproximación

2.6.2.1 El avión se mantendrá en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de 3° ±0,5°.

2.6.2.2 La aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica constante no inferior a 1,3 V_S + 19 km/h (1,3 V_S + 10 kt), con empuje estabilizado durante la aproximación y por encima del punto de medición y se mantendrá dicha velocidad hasta la toma normal de contacto.

2.6.2.3 La configuración del avión será la de máxima deflexión de los flaps permitida para el aterrizaje.

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

———————

2. El empuje de despegue que represente las características medias del motor de fabricación.

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

3.1 Aplicación

Nota 1.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

Nota 2.— Véase el Adjunto E que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

3.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán, con excepción de los aviones propulsados por hélice específicamente diseñados y utilizados para fines agrícolas o de extinción de incendios:

a) a todos los aviones de reacción subsónicos, comprendidas sus versiones derivadas, con excepción de los aviones que sólo necesiten pistas[1] de 610 m de longitud o menos con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha; y antes del 1 de enero de 2006; y

b) a todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 8 618 kg, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 1985 o entre esa fecha y el 1 de enero de 2006.

3.1.2 Sin perjuicio de lo estipulado en 3.1.1, un Estado contratante puede reconocer que en las situaciones descritas seguidamente para los aviones de reacción y aviones pesados propulsados por hélice matriculados en el mismo no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de las normas del Anexo 16, Volumen I:

a) vuelo con tren desplegado, con uno o más trenes de aterrizaje retráctiles desplegados durante todo el vuelo;

b) motor y barquilla de repuesto transportados fuera del revestimiento de la aeronave (y retorno del soporte u otra armadura externa); y

c) modificaciones al motor o a la barquilla por tiempo limitado, cuando el cambio del diseño de tipo especifica que el avión no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones del Anexo 16, Volumen I, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

1. Sin zona de parada ni zona libre de obstáculos.

3.2 Mediciones del ruido

3.2.1 Medida de la evaluación del ruido

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

3.3 Puntos de medición del ruido

3.3.1 Puntos de referencia para la medición del ruido

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en 3.4, en los puntos siguientes:

a) *punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia*

1) para aviones de reacción: punto en una paralela al eje de pista, a 450 m del eje de pista, en el que el nivel de ruido de despegue sea máximo;

2) para aviones propulsados por hélice: punto en la prolongación del eje de pista, a 650 m verticalmente bajo la trayectoria de ascenso inicial a plena potencia de despegue, como se define en 3.6.2. Como alternativa, hasta el 19 de marzo de 2002, se permitirá el requisito de ruido lateral prescrito en 3.3.1 a) 1);

Nota.— Para los aviones que se especifican en 3.1.1 b) respecto de los cuales la solicitud del certificado de tipo se haya presentado antes del 19 de marzo de 2002, se permite como alternativa el requisito de ruido lateral prescrito en 3.3.1 a) 1).

b) *punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:* punto en la prolongación del eje de pista a una distancia de 6,5 km del comienzo del recorrido de despegue;

c) *punto de referencia de medición del ruido de aproximación:* punto sobre el terreno en la prolongación del eje de pista a 2 000 m del umbral. En terreno horizontal, este punto se encuentra a 120 m (394 ft) por debajo de la trayectoria de descenso de 3° que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral.

3.3.2 Puntos de medición del ruido durante los ensayos

3.3.2.1 Si los puntos de medición del ruido durante los ensayos no son los puntos de referencia mencionados, las correcciones correspondientes a las diferencias de posición se efectuarán de la misma manera que las correcciones de las diferencias entre las trayectorias de ensayo y las de referencia.

3.3.2.2 Durante los ensayos de ruido lateral se utilizarán puntos de medición suficientes para demostrar a la autoridad encargada de la homologación que el nivel máximo de ruido en la línea lateral apropiada ha sido determinado con claridad. Para los aviones de reacción se efectuarán mediciones simultáneas en un punto de medición del ruido y en la posición simétrica al otro lado de la pista. En el caso de los aviones propulsados por hélice, debido a la asimetría inherente del ruido lateral, se efectuarán mediciones simultáneas en todos los puntos de medición del ruido en la posición simétrica (en una paralela a ±10 m del eje de la pista) al lado opuesto de la pista.

3.4 Niveles máximos de ruido

3.4.1 Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2, no excederán de los valores siguientes.

3.4.1.1 *En el punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia*

103 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 400 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa hasta 94 EPNdB que corresponde a aviones de una masa de 35 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

3.4.1.2 *En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo*

a) *Aviones de dos motores o menos*

101 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 385 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa a razón de 4 EPNdB por cada disminución de la masa a la mitad, hasta 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

b) *Aviones de tres motores*

Igual que en a), pero 104 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 385 000 kg.

c) *Aviones de cuatro motores o más*

Igual que en a), pero 106 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue sea igual o superior a 385 000 kg.

3.4.1.3 *En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación*

105 EPNdB para aviones cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 280 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa hasta 98 EPNdB que corresponde a aviones de una masa de 35 000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

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

3.5 Compensaciones

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no será superior a 3 EPNdB;

b) todo exceso en un solo punto no será superior a 2 EPNdB; y

c) los excesos se compensarán por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

3.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

3.6.1 Condiciones generales

3.6.1.1 En los procedimientos de referencia se satisfarán los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

3.6.1.2 Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

3.6.1.3 Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación serán los descritos en 3.6.2 y 3.6.3 respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 3.6.1.4.

3.6.1.4 Si el solicitante demuestra que las características de diseño del avión no permiten que éste vuele de conformidad con 3.6.2 y 3.6.3, los procedimientos de referencia:

a) se apartarán de los descritos en 3.6.2 y 3.6.3 únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y

b) serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

3.6.1.5 Los procedimientos de referencia se calcularán en las condiciones de referencia siguientes:

a) a la presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) a la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir, ISA + 10°C;

c) a la humedad relativa de 70%;

d) sin viento; y

e) para fines de determinar los perfiles de despegue de referencia tanto para las mediciones del ruido de despegue como las mediciones del ruido lateral, la pendiente de la pista será de cero.

Nota.— La atmósfera de referencia es homogénea en lo que respecta a la temperatura y a la humedad relativa cuando se utiliza para el cálculo de los coeficientes de absorción atmosférica.

3.6.2 Procedimientos de referencia para el despegue

La trayectoria de referencia para el despegue se calculará del modo siguiente:

a) se utilizarán el empuje o potencia de despegue del motor de tipo promedio desde el comienzo del mismo hasta el punto en que se alcance una altura sobre la pista de por lo menos:

   1) aviones de dos motores o menos — 300 m (984 ft);

   2) aviones de tres motores — 260 m (853 ft);

   3) aviones de cuatro motores o más — 210 m (689 ft);

b) una vez que el avión haya alcanzado la altura indicada en a), no se reducirán el empuje o potencia a un valor inferior al que permita mantener:

1) una pendiente ascensional del 4%; o

2) en el caso de aviones multimotores, el vuelo horizontal con un motor inactivo;

adoptándose de ambos valores de empuje o potencia el mayor;

c) para determinar el nivel de ruido lateral a plena potencia, la trayectoria de vuelo de referencia se calculará utilizando la potencia máxima de despegue durante todo el ensayo, sin reducir el empuje o la potencia;

d) la velocidad será:

1) en el caso de los aviones para los cuales los requisitos de aeronavegabilidad aplicables definen V_2, la velocidad de ascenso en el despegue con todos los motores funcionando seleccionada por el solicitante para uso en operaciones normales, y que será por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), pero no superior a V_2 + 37 km/h (V_2 + 20 kt) y que se logrará tan pronto como sea posible después de la elevación inicial y se mantendrá durante el ensayo para la homologación acústica en el despegue. El incremento aplicado a V_2 será el mismo para todas las masas de referencia de un modelo de avión a menos que una diferencia en el incremento pueda justificarse sobre la base de las características de performance del avión.

Nota.— V_2 se define con arreglo a los requisitos de aeronavegabilidad aplicables.

2) en el caso de los aviones para los cuales los requisitos de aeronavegabilidad aplicables no definen V_2, la velocidad de despegue a 15 m (50 ft) más un incremento de por lo menos 19 km/h (10 kt) pero no superior a 37 km/h (20 kt) o la velocidad mínima de ascenso, tomándose de ambas la mayor. Esta velocidad se logrará tan pronto como sea posible después de la elevación inicial y se mantendrá durante todo el ensayo para la homologación acústica en el despegue.

Nota.— La velocidad de despegue a 15 m (50 ft) y la velocidad mínima de ascenso se definen con arreglo a los requisitos de aeronavegabilidad aplicables.

e) durante todo el procedimiento de referencia para el despegue se mantendrá constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante, salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje. El término configuración se interpretará como la condición de los sistemas y la posición del centro de gravedad y comprenderá la posición de los dispositivos hipersustentadores que se utilicen, el hecho de que el APU esté funcionando y el hecho de que los dispositivos de abducción, las tomas de aire del motor y las tomas de potencia del motor estén funcionando;

f) la masa del avión en el momento de soltar los frenos será la masa máxima de despegue en relación con la cual se solicita la homologación acústica; y

g) el motor de tipo promedio se define como el promedio de todos los motores que cumplen con la homologación que se utilizaron durante los ensayos en vuelo del avión hasta la homologación y durante ella dentro de los límites y procedimientos que se especifican en el manual de vuelo. Esto establecerá una norma técnica que comprende la relación entre empuje/potencia y parámetros de control (por ejemplo, N_1 o EPR). Las mediciones del ruido que se efectúen durante los ensayos de homologación se corregirán de acuerdo con esta norma.

Nota.— El empuje/potencia de despegue que se utilice será el máximo disponible para operaciones normales que se indica en la sección sobre performance del manual de vuelo del avión en las condiciones atmosféricas de referencia que figuran en 3.6.1.5.

3.6.3 Procedimiento de referencia para la aproximación

La trayectoria de referencia para la aproximación se calculará del modo siguiente:

a) el avión se mantendrá en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de 3°;

b) se mantendrá una velocidad de aproximación constante de V_{REF} + 19 km/h (V_{REF} + 10 kt), con empuje o potencia estabilizados por encima del punto de medición;

Nota.— En términos de aeronavegabilidad, se define V_{REF} como "velocidad de referencia para el aterrizaje". Según esta definición, la velocidad de referencia para el aterrizaje significa "la velocidad del avión en descenso, con una configuración de aterrizaje especificada, a la altura en que comienza la distancia definida de aterrizaje calculada para aterrizajes por medios manuales".

c) la configuración constante de aproximación, como se utiliza en los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad, pero con el tren de aterrizaje desplegado, se mantendrá durante el procedimiento de referencia para la aproximación;

d) la masa del avión en el momento de la toma de contacto será la masa máxima de aterrizaje permitida en la configuración de aproximación descrita en 3.6.3 c), en relación con la cual se solicita la homologación acústica; y

e) se utilizará la configuración más crítica (la que produce los mayores niveles de ruido) con la deflexión normal de las superficies aerodinámicas de mando, comprendidos los dispositivos de sustentación y resistencia al avance, para la masa respecto a la cual se solicita la homologación. Esta configuración comprende todos los elementos que se enumeran en 5.2.5 del Apéndice 2 que contribuirán al estado continuo más ruidoso con la masa máxima de aterrizaje en operaciones normales.

3.7 Procedimientos de ensayo

3.7.1 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.

3.7.2 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se tramitarán en una forma aprobada para obtener la medida de evaluación del ruido denominada nivel efectivo de ruido percibido EPNL, en unidades EPNdB, según se describe en el Apéndice 2.

3.7.3 Los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice 2, a las condiciones de referencia de este capítulo. Se efectuarán los ajustes de velocidad y de empuje, del modo que se indica en la Sección 8 del Apéndice 2.

3.7.4 Si la masa durante el ensayo es diferente de la masa en relación con la cual se solicita la homologación acústica, el ajuste necesario del EPNL no excederá de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNdB para la aproximación. Se utilizarán datos aprobados por la autoridad encargada de la homologación, para determinar la variación de EPNL en función de la masa, tanto en las condiciones de ensayo de despegue como en las de aproximación. De modo similar, el ajuste necesario del EPNL para tener en cuenta las diferencias entre la trayectoria de aproximación y la de referencia no excederá de 2 EPNdB.

3.7.5 En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se aceptarán los procedimientos de ensayo si el avión sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de 3° ±0,5°.

3.7.6 Si se utilizan procedimientos de ensayo equivalentes, diferentes de los procedimientos de referencia, los procedimientos de ensayo y todos los métodos que se utilicen para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia, serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación. Los ajustes no excederán de 16 EPNdB en el despegue y de 8 EPNdB en la aproximación y si excedieran de 8 EPNdB y de 4 EPNdB respectivamente, los niveles de ruido obtenidos serán inferiores en por lo menos 2 EPNdB a los niveles límites de ruido especificados en 3.4.

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.*

3.7.7 Para las condiciones de despegue, lateral y aproximación, la variación del avión en velocidad aerodinámica indicada instantánea debe mantenerse en ±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 ±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 4.

1.— AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 2006 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 2006 o después de esa fecha

4.1 Aplicación

Nota.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

4.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán, con excepción de los aviones propulsados por hélice específicamente diseñados y utilizados para fines agrícolas o de extinción de incendios:

a) a todos los aviones de reacción subsónicos, comprendidas sus versiones derivadas, con excepción de los aviones que sólo necesiten pistas[1] de 610 m de longitud o menos con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha;

b) a todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 8 618 kg, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha; y

c) a todos los aviones de reacción subsónicos y a todos los aviones propulsados por hélice que hubiesen sido originalmente homologados en el sentido de que satisfacían el Anexo 16, Volumen I, Capítulo 3 o Capítulo 5, para los cuales se solicita la rehomologación respecto al Capítulo 4.

Nota.— En el Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *figuran textos de orientación sobre la rehomologación.*

4.1.2 Sin perjuicio de lo estipulado en 4.1.1, un Estado contratante puede reconocer que en las situaciones descritas seguidamente para los aviones de reacción y aviones pesados propulsados por hélices matriculados en el mismo no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de las normas del Anexo 16, Volumen I:

a) vuelo con tren desplegado, con uno o más trenes de aterrizaje retráctiles desplegados durante todo el vuelo;

b) motor y barquilla de repuesto transportados fuera del revestimiento de la aeronave (y retorno del soporte u otra armadura externa); y

c) modificaciones al motor o a la barquilla por tiempo limitado, cuando el cambio del diseño de tipo especifica que el avión no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones del Anexo 16, Volumen I, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

1. Sin zona de parada o zona libre de obstáculos.

4.2 Mediciones del ruido

4.2.1 Medida de la evaluación del ruido

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

4.3 Puntos de referencia para la medición del ruido

4.3.1 En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el avión no excederá de los niveles de ruido máximos especificados en 4.4 del ruido medido en los puntos especificados en el Capítulo 3, 3.3.1 a), b) y c).

4.3.2 Puntos de medición del ruido durante los ensayos

Se aplicarán las disposiciones del Capítulo 3, 3.3.2, relativas a los puntos para la medición del ruido.

4.4 Niveles máximos de ruido

4.4.1 Los niveles máximos de ruido permitidos se definen en el Capítulo 3, 3.4.1.1, 3.4.1.2 y 3.4.1.3, y no excederán de los valores prescritos en ninguno de los puntos de medición.

4.4.1.1 La suma de las diferencias de los tres puntos de medición entre los niveles máximos de ruido y los niveles máximos de ruido permitido especificados en el Capítulo 3, 3.4.1.1, 3.4.1.2 y 3.4.1.3, no será inferior a 10 EPNdB.

4.4.1.2 La suma de las diferencias en dos puntos de medición cualquiera entre los niveles máximos de ruido y los niveles máximos de ruido permitido correspondientes especificados en el Capítulo 3, 3.4.1.1, 3.4.1.2 y 3.4.1.3, no será inferior a 2 EPNdB.

4.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

Los procedimientos de referencia de homologación acústica corresponderán a lo prescrito en el Capítulo 3, 3.6.

4.6 Procedimientos de ensayo

Los procedimientos de ensayo corresponderán a lo prescrito en el Capítulo 3, 3.7.

4.7 Rehomologación

Para los aviones especificados en 4.1.1 c), se otorgará rehomologación basándose en que las pruebas utilizadas para determinar el cumplimiento con el Capítulo 4 son tan satisfactorias como las pruebas correspondientes a los aviones que se especifican en 4.1.1 a) y b).

CAPÍTULO 5. AVIONES DE MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1985

5.1 Aplicación

Nota 1.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

Nota 2.— Véase el Adjunto E que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

5.1.1 Las normas definidas a continuación no se aplicarán a:

a) los aviones que sólo necesitan pistas[1] de 610 m de longitud, o menos, con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad;

b) los aviones específicamente diseñados y utilizados para fines de extinción de incendios; y

c) los aviones específicamente diseñados y utilizados para fines de trabajos agrícolas.

5.1.2 Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 8 618 kg, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 6 de octubre de 1977 o entre esa fecha y el 1 de enero de 1985.

5.1.3 Las normas del Capítulo 2, salvo las Secciones 2.1 y 2.4.2, se aplicarán a los aviones propulsados por hélice cuya masa máxima certificada de despegue sea superior a 8 618 kg con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 6 de octubre de 1977, y que sean:

a) versiones derivadas para las cuales la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo se haya presentado el 6 de octubre de 1977 o en fecha posterior; o

b) aviones individuales para los cuales se haya expedido por primera vez un certificado de aeronavegabilidad el 26 de noviembre de 1981 o en fecha posterior.

Nota.— Se considera que las normas de los Capítulos 2 y 3, aunque elaboradas anteriormente para aviones de reacción subsónicos, son apropiadas para otros tipos de aviones cualquiera que sea el sistema motopropulsor instalado.

5.1.4 Sin perjuicio de lo estipulado en 5.1.2 y 5.1.3, un Estado contratante puede reconocer que en las situaciones descritas seguidamente para los aviones de reacción y aviones pesados propulsados por hélice matriculados en el mismo no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de las normas del Anexo 16, Volumen I:

a) vuelo con tren desplegado, con uno o más trenes de aterrizaje retráctiles desplegados durante todo el vuelo;

b) motor y barquilla de repuesto transportados fuera del revestimiento de la aeronave (y retorno del soporte u otra armadura externa); y

1. Sin zona de parada o zona libre de obstáculos.

c) modificaciones al motor o a la barquilla por tiempo limitado, cuando el cambio del diseño de tipo especifica que el avión no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones del Anexo 16, Volumen I, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

5.2 Mediciones del ruido

5.2.1 Medida de la evaluación del ruido

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

5.3 Puntos de medición del ruido

5.3.1 Puntos de referencia para la medición del ruido

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en 5.4, en los puntos siguientes:

a) *punto de referencia de medición del ruido lateral*: punto en una paralela al eje de pista, a 450 m del eje de pista o de su prolongación, en el que el nivel de ruido de despegue sea máximo;

b) *punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo*: punto en la prolongación del eje de pista, a una distancia de 6,5 km del comienzo del recorrido de despegue; y

c) *punto de referencia de medición del ruido de aproximación*: punto sobre el terreno, en la prolongación del eje de pista, a 2 000 m del umbral. En terreno horizontal, este punto se encuentra a 120 m (394 ft) por debajo de la trayectoria de descenso de 3°, que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral.

5.3.2 Puntos de medición del ruido durante los ensayos

5.3.2.1 Si los puntos de medición del ruido durante los ensayos no son los puntos de referencia mencionados, las correcciones correspondientes a las diferencias de posición se efectuarán de la misma manera que las correcciones de las diferencias entre las trayectorias de ensayo y las de referencia.

5.3.2.2 Durante los ensayos de ruido lateral se utilizarán puntos de medición suficientes para demostrar a la autoridad de certificación que el nivel máximo de ruido en la línea lateral apropiada ha sido determinado con claridad. Simultáneamente se efectuarán mediciones en un punto de medición del ruido y en la posición simétrica al otro lado de la pista.

5.3.2.3 El solicitante demostrará a la autoridad de certificación que durante los ensayos en vuelo los niveles de ruido lateral y los de sobrevuelo no han sido optimizados separadamente, uno a expensas del otro.

5.4 Niveles máximos de ruido

Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2, no excederán de los valores siguientes:

a) *en el punto de referencia de medición del ruido lateral*: límite constante de 96 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o inferior a 34 000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 103 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante;

b) *en el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo*: límite constante de 89 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o inferior a 34 000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 5 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 106 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante; y

c) *en el punto de referencia de medición del ruido de aproximación*: límite constante de 98 EPNdB para los aviones cuya masa máxima de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o inferior a 34 000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación de la masa, hasta un límite de 105 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

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

5.5 Compensaciones

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no será superior a 3 EPNdB;

b) todo exceso en un solo punto no será superior a 2 EPNdB; y

c) los excesos se compensarán por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

5.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

5.6.1 Condiciones generales

5.6.1.1 En los procedimientos de referencia se satisfarán los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

5.6.1.2 Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por la autoridad de certificación.

5.6.1.3 Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación serán los descritos en 5.6.2 y 5.6.3, respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 5.6.1.4.

5.6.1.4 Si el solicitante demuestra que las características de diseño del avión no permiten que éste vuele de conformidad con 5.6.2 y 5.6.3, los procedimientos de referencia:

a) se apartarán de los descritos en 5.6.2 y 5.6.3 únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y

b) serán aprobados por la autoridad de certificación.

5.6.1.5 Los procedimientos de referencia se calcularán en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

a) a la presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) a la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir, ISA + 10°C, salvo que a discreción de la autoridad de certificación, estará permitido utilizar la temperatura de 15°C, o sea ISA, como otra temperatura de referencia del aire ambiente;

c) a la humedad relativa de 70%; y

d) sin viento.

5.6.2 Procedimientos de referencia para el despegue

La trayectoria de vuelo de despegue se calculará del modo siguiente:

a) se utilizará la potencia media de despegue desde el comienzo del mismo hasta el punto en que se alcance por lo menos la altura sobre la pista que se indica a continuación. La potencia de despegue que se utilice será la máxima disponible para las operaciones normales, según se indica en la sección sobre performance del manual de vuelo del avión en las condiciones atmosféricas de referencia que figuran en 5.6.1.5:

   1) aviones de dos motores o menos — 300 m (984 ft);

   2) aviones de tres motores — 260 m (853 ft);

   3) aviones de cuatro motores o más — 210 m (689 ft);

b) una vez que el avión haya alcanzado la altura indicada en a), la potencia no se reducirá a un valor inferior al que permita mantener:

   1) una pendiente ascensional del 4%; o

   2) en el caso de aviones multimotores, el vuelo horizontal con un motor inactivo;

   adoptándose la mayor de estas dos potencias;

c) la velocidad será la de ascenso en el despegue con todos los motores en funcionamiento seleccionada por el solicitante en condiciones normales de operación, es decir, por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), se alcanzará lo antes posible después del despegue y se mantendrá durante todo el ensayo para la homologación en cuanto al ruido de despegue;

d) durante todo el procedimiento de referencia para el despegue se mantendrá constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante; salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje; y

e) la masa del avión en el momento de soltar los frenos será la masa máxima de despegue en relación con la cual se solicita la homologación acústica.

5.6.3 Procedimiento de referencia para la aproximación

La trayectoria de referencia para la aproximación se calculará del modo siguiente:

a) el avión se mantendrá en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de 3°;

b) la aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica constante no inferior a 1,3 V_S + 19 km/h (1,3 V_S + 10 kt), con empuje estabilizado durante la aproximación y por encima del punto de medición y se mantendrá dicha velocidad hasta la toma normal de contacto;

c) la configuración constante de aproximación, que se utiliza en los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad, pero con el tren de aterrizaje desplegado, se mantendrá durante el procedimiento de referencia para la aproximación;

d) la masa del avión, en el momento de la toma de contacto, será la masa máxima de aterrizaje permitida en la configuración de aproximación descrita en 5.6.3 c), en relación con la cual se solicita la homologación acústica; y

e) se utilizará la configuración más crítica (la que produce los mayores niveles de ruido) correspondiente a la masa en relación con la cual se solicita la homologación.

5.7 Procedimientos de ensayo

5.7.1 Los procedimientos de ensayo serán aceptables para la autoridad de certificación de aeronavegabilidad y la autoridad de certificación en cuanto al ruido, del Estado que expide el certificado.

5.7.2 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se tramitarán en una forma aprobada para obtener la medida de evaluación del ruido denominada nivel efectivo de ruido percibido EPNL, en unidades EPNdB, según se describe en el Apéndice 2.

5.7.3 Los datos acústicos se ajustarán siguiendo los métodos indicados en el Apéndice 2, a las condiciones de referencia de este capítulo. Se efectuarán los ajustes de velocidad y de empuje, del modo que se indica en la Sección 8 del Apéndice 2.

5.7.4 Si la masa durante el ensayo es diferente de la masa en relación con la cual se solicita la homologación acústica, el ajuste necesario del EPNL no excederá de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNdB para la aproximación. Se utilizarán datos aprobados por la autoridad de certificación para determinar la variación de EPNL en función de la masa, tanto en las condiciones de ensayo de despegue como en las de aproximación. De modo similar, el ajuste necesario del EPNL para tener en cuenta las diferencias entre la trayectoria de aproximación y la de referencia no excederá de 2 EPNdB.

5.7.5 En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se aceptarán los procedimientos de ensayo si el avión sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de 3° ±0,5°.

5.7.6 Si se utilizan procedimientos de ensayo equivalentes, diferentes de los procedimientos de referencia, los procedimientos de ensayo y todos los métodos que se utilicen para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia, serán aprobados por la autoridad de certificación. Los ajustes no excederán de 16 EPNdB en el despegue y de 8 EPNdB en la aproximación y, si excedieran de 8 EPNdB y de 4 EPNdB, respectivamente, los niveles de ruido obtenidos serán inferiores en 2 EPNdB por lo menos a los niveles límites de ruido especificados en 5.4.

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 6. AVIONES DE NO MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 17 de noviembre de 1988

6.1 Aplicación

Nota 1.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

Nota 2.— Véase el Adjunto E que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los aviones propulsados por hélice, excepto los que hayan sido específicamente diseñados y utilizados para acrobacia, para trabajos agrícolas o para extinción de incendios, cuya masa máxima certificada de despegue no sea superior a 8 618 kg y con respecto a los cuales:

a) se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 1 de enero de 1975 o entre esa fecha y el 17 de noviembre de 1988, salvo que en el caso de versiones derivadas para las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha, corresponde aplicar las normas del Capítulo 10; o bien

b) se haya otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1980 o después de esa fecha.

6.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación será el nivel de presión acústica total ponderado, definido en la Publicación núm. 179[1] de la Comisión Electrotécnica Internacional (CEI). La ponderación que se aplique a cada componente sinusoidal de la presión acústica se dará en función de la frecuencia, mediante la curva normal de referencia denominada “A”.

6.3 Niveles máximos de ruido

Para los aviones especificados en 6.1 a) y b), los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 3, no excederán de los valores siguientes:

— un límite constante de 68 dB(A) para los aviones cuya masa sea igual o inferior a 600 kg; para los aviones cuya masa esté comprendida entre la anterior y 1 500 kg el nivel de ruido aumentará linealmente con la masa; y para los aviones cuya masa sea de hasta 8 618 kg el límite de 80 dB(A) se mantendrá constante.

Nota.— Cuando se trate de un avión al que corresponda aplicar las disposiciones del Capítulo 10, 10.1.2, el límite de 80 dB(A) se aplica hasta 8 618 kg.

1. Enmendada. Puede obtenerse en la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

6.4 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

Los procedimientos de referencia se calcularán en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

a) a la presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa; y

b) a la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir, ISA + 10°C.

6.5 Procedimientos de ensayo

6.5.1 Se utilizarán los procedimientos de ensayo descritos en 6.5.2 y 6.5.3, o los procedimientos equivalentes de ensayo aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

6.5.2 Los ensayos destinados a demostrar conformidad con los niveles máximos de ruido de 6.3 consistirán en una serie de vuelos horizontales sobre la estación de medición, a una altura de

$$300\ ^{+10}_{-30}\ \text{m} \quad (985\ ^{+30}_{-100}\ \text{ft})$$

El avión pasará por encima del punto de medición con una tolerancia de ±10° con respecto a la vertical.

6.5.3 El sobrevuelo se efectuará a la potencia máxima dentro de la gama normal de operaciones[2], con la velocidad aerodinámica estabilizada y con el avión en la configuración de crucero.

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.*

2. Esta condición suele indicarse en el manual de vuelo del avión y en los instrumentos de vuelo.

CAPÍTULO 7. AVIONES STOL PROPULSADOS POR HÉLICE

Nota.— No se han formulado todavía las normas y métodos recomendados correspondientes a este capítulo. Entretanto, las directrices que se ofrecen en el Adjunto B pueden utilizarse para la homologación acústica de aviones STOL propulsados por hélice para los cuales se hubiese expedido por primera vez el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.

CAPÍTULO 8. HELICÓPTEROS

8.1 Aplicación

Nota.— Véase también el Capítulo 1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13

8.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los helicópteros, para los que tenga aplicación lo indicado en 8.1.2, 8.1.3 y 8.1.4, excepto los que hayan sido diseñados y utilizados específicamente para trabajos agrícolas, para extinción de incendios o para el transporte de cargas por eslinga.

8.1.2 Respecto a un helicóptero para el cual se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 1 de enero de 1985, o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 8.4.1, excepto para los helicópteros especificados en 8.1.4.

8.1.3 Respecto a la versión derivada de un helicóptero para el cual se haya presentado una solicitud de certificación de la modificación del diseño de tipo el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 8.4.1, excepto para los helicópteros especificados en 8.1.4.

8.1.4 Respecto a todos los helicópteros, incluidas sus versiones derivadas, para los cuales se haya presentado una solicitud de certificado de tipo el 21 de marzo de 2002, o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 8.4.2.

8.1.5 La homologación de los helicópteros que puedan transportar cargas por eslinga o equipo externos deberá efectuarse sin carga ni equipos.

Nota.— Pueden ser exceptuados los helicópteros que transporten cargas por eslinga o equipos externos si satisfacen las normas relativas a la carga interna siempre que tales operaciones tengan lugar con la masa en bruto o con otros parámetros de operación superiores a aquéllos que figuran en el certificado de aeronavegabilidad para carga interna.

8.1.6 El solicitante en virtud de 8.1.1 puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con el Capítulo 11 en lugar del Capítulo 8 si el helicóptero tiene una masa máxima certificada de despegue de 3 175 kg o menos.

8.2 Medida de la evaluación del ruido

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

8.3 Puntos de referencia para la medición del ruido

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el helicóptero no excederá de los niveles de ruido especificados en 8.4, en los puntos siguientes:

a) *Puntos de referencia de medición del ruido de despegue*

1) un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno en la proyección de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue y a una distancia horizontal de 500 m, en el

sentido de vuelo, del punto en que comienza la transición al vuelo de ascenso de dicho procedimiento (véase 8.6.2);

2) otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

b) *Puntos de referencia de medición del ruido de sobrevuelo*

1) un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno a 150 m (492 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (véase 8.6.3.1);

2) otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

c) *Puntos de referencia para la medición del ruido de aproximación*

1) un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno a 120 m (394 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación (véase 8.6.4). En terreno horizontal, este punto se encuentra a 1 140 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de 6,0° con el plano del terreno;

2) otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

Nota.— Véase el Adjunto H (Directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización del terreno) *que define procedimientos suplementarios aceptables respecto a datos para dicha planificación.*

8.4 Niveles máximos de ruido

8.4.1 En el caso de los helicópteros de que trata 8.1.2 y 8.1.3, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2, no excederán de los valores siguientes:

8.4.1.1 *Para despegue:* 109 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

8.4.1.2 *Para sobrevuelo:* 108 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 88 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

8.4.1.3 *Para aproximación:* 110 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 90 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

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

8.4.2 En el caso de los helicópteros de que trata 8.1.4, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2, no excederán de los valores siguientes:

8.4.2.1 *Para despegue:* 106 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 86 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

8.4.2.2 *Para sobrevuelo:* 104 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 84 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

8.4.2.3 *Para aproximación:* 109 EPNdB para los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación acústica, sea igual o superior a 80 000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo de la masa del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción de la masa a la mitad hasta un límite de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

8.5 Compensaciones

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no será superior a 4 EPNdB;

b) todo exceso en un solo punto no será superior a 3 EPNdB; y

c) los excesos se compensarán por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

8.6 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

8.6.1 Condiciones generales

8.6.1.1 En los procedimientos de referencia se satisfarán los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

8.6.1.2 Los procedimientos y trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

8.6.1.3 Los procedimientos de referencia para el despegue, el sobrevuelo y la aproximación serán los descritos en 8.6.2, 8.6.3 y 8.6.4, respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 8.6.1.4.

8.6.1.4 Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste vuele de conformidad con 8.6.2, 8.6.3 u 8.6.4, los procedimientos de referencia:

a) se apartarán de los descritos en 8.6.2, 8.6.3 u 8.6.4, únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de esos procedimientos de referencia; y

b) serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

8.6.1.5 Los procedimientos de referencia se calcularán en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

a) presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) temperatura del aire ambiente de 25°C, o sea ISA + 10°C;

c) humedad relativa de 70%; y

d) sin viento.

8.6.1.6 En 8.6.2 c), 8.6.3.1 c) y 8.6.4 c), el valor máximo de revoluciones por minuto (rpm) en condiciones normales de operación se tomará como la velocidad de rotor máxima para cada procedimiento de referencia correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el fabricante y aprobado por la autoridad encargada de la homologación. Cuando se fija una tolerancia sobre la velocidad de rotor máxima, la velocidad máxima del rotor en condiciones normales de operación se tomará como la velocidad de rotor máxima con respecto a la cual se ha fijado esa tolerancia. Si la velocidad de rotor se relaciona automáticamente con la condición de vuelo, en el procedimiento de homologación acústica se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor correspondiente a la condición de vuelo de referencia. Si el piloto puede variar la velocidad del rotor, en el procedimiento de homologación acústica se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor que se especifica en la sección de limitaciones del manual de vuelo para las condiciones de referencia.

8.6.2 Procedimiento de referencia para el despegue

El procedimiento de referencia para el despegue se establecerá del modo siguiente:

a) el helicóptero se estabilizará a la potencia máxima de despegue correspondiente a la potencia mínima especificada del motor instalado disponible en las condiciones ambientales de referencia, o al límite del par de la caja de transmisión, de ambas potencias la menor, y a lo largo de una trayectoria que comience en un punto situado a 500 m antes del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, a 20 m (65 ft) por encima del terreno;

b) durante todo el procedimiento de referencia para el despegue, se mantendrá la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso V_y, o la velocidad mínima aprobada para el ascenso después del despegue, de ambos valores el mayor;

c) el ascenso en régimen estabilizado se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las revoluciones rpm máximas de funcionamiento normal certificadas para el despegue;

d) durante todo el procedimiento de referencia para el despegue se mantendrá constantemente la configuración de despegue seleccionada por el solicitante, con el tren de aterrizaje en una posición que esté en consonancia con los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad para establecer la velocidad vertical de ascenso óptima V_y;

e) la masa del helicóptero será la masa máxima de despegue en relación con la cual se solicita la homologación acústica; y

f) la trayectoria de despegue de referencia se define como un tramo recto inclinado a partir del punto de salida [500 m antes del emplazamiento del micrófono central y 20 m (65 ft) por encima del nivel del terreno] a un ángulo determinado por la velocidad óptima de ascenso (BRC) y por la velocidad V_y correspondiente a la performance mínima especificada del motor.

8.6.3 Procedimiento de referencia para el sobrevuelo

8.6.3.1 El procedimiento de referencia para el sobrevuelo se establecerá del modo siguiente:

a) el helicóptero se estabilizará en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, a una altura de 150 m (492 ft);

b) se mantendrá la velocidad más baja de las velocidades 0,9 V_H o 0,9 V_{NE} o 0,45 V_H + 120 km/h (0,45 V_H + 65 kt) o 0,45 V_{NE} + 120 km/h (0,45 V_{NE} + 65 kt), durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo;

Nota.— A los efectos de la homologación acústica, V_H se define como la velocidad aerodinámica en vuelo horizontal alcanzada utilizando el par correspondiente a la potencia mínima con motor instalado, potencia máxima continuamente disponible a la presión atmosférica al nivel del mar (1 013,25 hPa), a la temperatura ambiente de 25°C, con la masa máxima certificada pertinente. V_{NE} se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse impuesta por el fabricante y aprobada por la autoridad de certificación.

c) el sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las rpm máximas de funcionamiento normal certificadas para vuelo horizontal;

d) el helicóptero volará en la configuración de crucero; y

e) la masa del helicóptero será la masa máxima de despegue en relación con la cual se solicita la homologación acústica.

8.6.3.2 En la homologación acústica, los valores de V_H y V_{NE} utilizados se citarán en el manual de vuelo aprobado.

8.6.4 Procedimiento de referencia para la aproximación

El procedimiento de referencia para la aproximación se establecerá del modo siguiente:

a) el helicóptero se estabilizará y seguirá una trayectoria de aproximación de 6,0°;

b) la aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica constante igual a la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso V_y, o a la velocidad mínima aprobada para la aproximación, de ambos valores el mayor, con potencia estabilizada durante la aproximación y por encima del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, y se mantendrá dicha velocidad hasta la toma normal de contacto;

c) la aproximación se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las rpm máximas de funcionamiento normal certificadas para la aproximación;

d) durante todo el procedimiento de referencia para la aproximación se mantendrá constantemente la configuración de aproximación utilizada en los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad, con el tren de aterrizaje desplegado; y

e) la masa del helicóptero en el momento de la toma de contacto será la masa máxima de aterrizaje en relación con la cual se solicita la homologación.

8.7 Procedimientos de ensayo

8.7.1 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.

8.7.2 Los procedimientos 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 efectivo de ruido percibido, EPNL, en unidades EPNdB, como se describe en el Apéndice 2.

8.7.3 Las condiciones y procedimientos de ensayo serán análogos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice 2, a las condiciones y procedimientos de referencia de este capítulo.

8.7.4 Los ajustes relativos a las diferencias entre los procedimientos de ensayo y los de referencia no excederán:

a) *para el ruido de despegue:* 4,0 EPNdB, de los cuales la suma aritmética de Δ_1 y del término $-7{,}5 \log (QK/Q_rK_r)$ de Δ_2 no excederá de 2,0 EPNdB;

b) *para el ruido de sobrevuelo o de aproximación:* 2,0 EPNdB.

8.7.5 En los ensayos, el régimen medio del rotor (rpm) no diferirá del valor normal máximo de operación en más de ±1,0% durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

8.7.6 La velocidad aerodinámica del helicóptero no diferirá de la conveniente velocidad aerodinámica de referencia en el vuelo de demostración en más de ±9 km/h (5 kt) durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

8.7.7 El número de sobrevuelos horizontales con viento de frente será igual al número de sobrevuelos horizontales con viento de cola.

8.7.8 El helicóptero volará dentro de un ángulo de ±10° o ±20 m, de ambos valores el que sea mayor, respecto al plano vertical sobre la derrota de referencia, durante el tiempo de atenuación de 10 dB (véase la Figura 8-1).

8.7.9 Durante el sobrevuelo, la altura del helicóptero no diferirá de la altura de referencia en la vertical del punto de medición, en más de ±9 m (30 ft).

8.7.10 Durante la demostración del ruido de aproximación, el helicóptero se mantendrá en una aproximación estabilizada a velocidad constante dentro del espacio aéreo comprendido entre los ángulos de aproximación de 5,5° y 6,5°.

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 completar un ensayo por lo menos con dicha masa máxima certificada o una mayor aún.

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.*

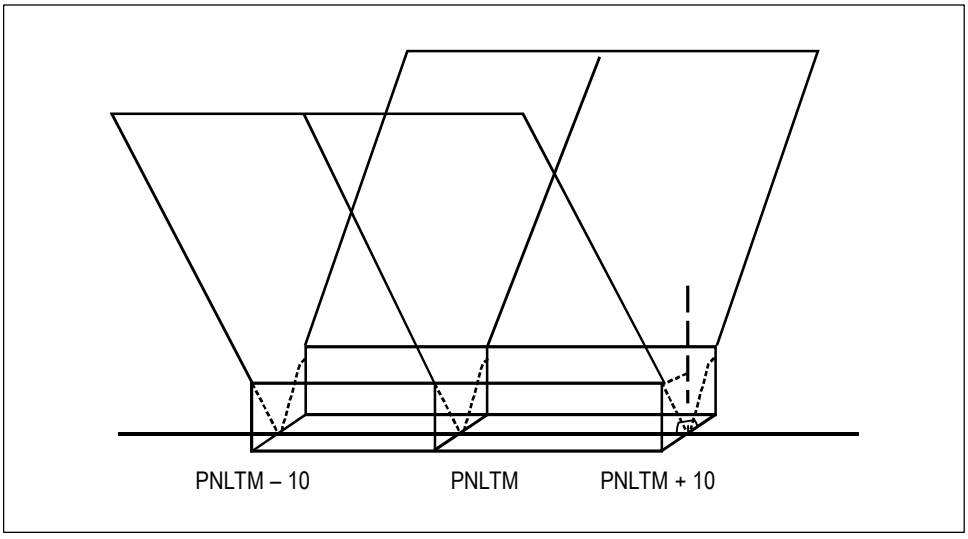


Figura 8-1. Tolerancias de desviación lateral de los helicópteros

CAPÍTULO 9. GRUPOS AUXILIARES DE ENERGÍA (APU) INSTALADOS A BORDO Y SISTEMAS ASOCIADOS DE AERONAVE DURANTE OPERACIONES EN TIERRA

Nota.— No se han formulado todavía las normas y métodos recomendados de este capítulo. Entretanto, las directrices que se proporcionan en el Adjunto C pueden utilizarse para la homologación acústica de los grupos auxiliares de energía (APU) instalados a bordo y de los correspondientes sistemas de aeronave de:

a) todas las aeronaves con respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo, o la autoridad de certificación haya llevado a cabo un procedimiento prescrito equivalente el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha; y

b) aeronaves de un diseño de tipo ya existente con respecto a las cuales se haya presentado una solicitud de modificación del diseño de tipo que implicase la instalación básica del APU, o la autoridad de certificación hubiese llevado a cabo un procedimiento prescrito equivalente el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.

———————

CAPÍTULO 10. AVIONES DE NO MÁS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HÉLICE — Solicitud del certificado de tipo, o de certificación de la versión derivada, presentada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha

10.1 Aplicación

Nota 1.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

Nota 2.— Véase el Adjunto E que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

10.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los aviones propulsados por hélice, cuya masa certificada de despegue no exceda de 8 618 kg, salvo los específicamente diseñados y utilizados para acrobacia, trabajos agrícolas o extinción de incendios, y a los planeadores con motor de sustentación.

10.1.2 En el caso de los aviones con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo el 17 de noviembre de 1988 o después, salvo los aviones especificados en 10.1.6, se aplicarán los niveles máximos de ruido especificados en 10.4 a).

10.1.3 En el caso de los aviones especificados en 10.1.2 con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo antes del 17 de noviembre de 1993, y que no se ajusten a las normas de este capítulo, se aplicarán las normas del Capítulo 6.

10.1.4 En el caso de las versiones derivadas con respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo el 17 de noviembre de 1988 o después, salvo por las versiones derivadas especificadas en 10.1.6, se aplicarán los niveles máximos de ruido especificados en 10.4 a).

10.1.5 En el caso de las versiones derivadas especificadas en 10.1.4 con respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo antes del 17 de noviembre de 1993 y que no se ajusten a las normas de este capítulo, se aplicarán las normas del Capítulo 6.

10.1.6 En el caso de los aviones monomotores, salvo los de flotadores o anfibios:

a) los niveles máximos de ruido de 10.4 b) se aplicarán a los aviones, incluyendo sus versiones derivadas, para los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 4 de noviembre de 1999, o después;

b) los niveles máximos de ruido de 10.4 b) se aplicarán a las versiones derivadas de aviones para los cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo antes del 4 de noviembre de 1999 y para los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo el 4 de noviembre de 1999, o después; salvo que

c) para las versiones derivadas descritas en 10.1.6 b) con respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo antes del 4 de noviembre de 2004 y que excedieran los niveles máximos de ruido de 10.4 b), se aplicarán los niveles máximos de ruido de 10.4 a).

10.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación del ruido será el nivel máximo de ruido de ponderación "A" ($L_{Amáx}$) definido en el Apéndice 6.

10.3 Puntos de referencia para la medición del ruido

10.3.1 En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el avión no excederá del nivel de ruido especificado en 10.4 en el punto de referencia para la medición del ruido de despegue.

10.3.2 El punto de referencia para la medición del ruido de despegue estará en la prolongación del eje de pista a una distancia de 2 500 m del inicio del recorrido de despegue.

10.4 Niveles máximos de ruido

Los niveles máximos de ruido fijados conforme al método de evaluación del ruido del Apéndice 6 no excederán de lo siguiente:

a) en el caso de los aviones comprendidos en 10.1.2 y 10.1.4, un límite constante de 76 dB(A) para aviones cuya masa sea de hasta 600 kg, dicho valor aumentará linealmente con el logaritmo de la masa, hasta un límite de 88 dB(A), a los 1 400 kg después de lo cual el límite se mantendrá constante para aviones cuya masa sea de hasta 8 618 kg; y

b) en el caso de los aviones comprendidos en 10.1.4, un límite constante de 70 dB(A) para aviones cuya masa sea de hasta 570 kg aumentando linealmente a partir de ese punto con el logaritmo de la masa hasta alcanzar el límite de 85 dB(A) a los 1 500 kg, después de lo cual el límite es constante hasta los 8 618 kg.

10.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

10.5.1 Condiciones generales

10.5.1.1 Los cálculos de los procedimientos de referencia y de las trayectorias de vuelo serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

10.5.1.2 Salvo en las condiciones especificadas en 10.5.1.3, el procedimiento de referencia de despegue será el definido en 10.5.2.

10.5.1.3 Si el solicitante demostrara que las características de diseño del avión impedirían que los vuelos se llevarán a cabo de conformidad con 10.5.2, los procedimientos de referencia:

a) serán distintos de los procedimientos de referencia definidos, solamente en la medida en que dichas características de diseño imposibiliten la aplicación de los procedimientos definidos; y

b) serán aprobados por la autoridad de certificación.

10.5.1.4 Los procedimientos de referencia se calcularán en las condiciones atmosféricas siguientes:

a) a la presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) a la temperatura del aire ambiente de 15°C, es decir ISA;

c) con la humedad relativa del 70%; y

d) sin viento.

10.5.1.5 Las condiciones atmosféricas de referencia para la medición acústica serán las mismas que las condiciones atmosféricas del vuelo de referencia.

10.5.2 Procedimiento de referencia para el ruido de despegue

La trayectoria del vuelo de despegue se calculará teniendo en cuenta las dos fases siguientes:

Primera fase

a) Se utilizará la potencia de despegue desde el momento de soltar los frenos hasta el momento en el que el avión alcance la altura de 15 m (50 ft) por encima de la pista;

b) se mantendrá constantemente durante toda esta primera fase la configuración de despegue seleccionada por el solicitante;

c) la masa del avión en el momento de soltar los frenos será la máxima de despegue con respecto a la cual se solicite la homologación acústica; y

d) la longitud de esta primera parte corresponderá a la distancia de despegue indicada en los datos de aeronavegabilidad para una pista horizontal pavimentada.

Segunda fase

a) El principio de la segunda fase coincidirá con el fin de la primera fase;

b) durante toda la segunda fase, el avión se mantendrá en la configuración de ascenso con el tren de aterrizaje replegado, si fuera replegable, y la deflexión de los flaps correspondiente a la configuración normal de ascenso;

c) la velocidad será la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso, V_y.;

d) la potencia de despegue y, para los aviones con hélice de paso variable o de velocidad constante, las rpm se mantendrán durante toda la segunda fase. Si las limitaciones de aeronavegabilidad no permiten la aplicación de la potencia de despegue y las rpm hasta el punto de referencia, entonces la potencia de despegue y las rpm se mantendrán hasta donde lo permitan dichas limitaciones y de ahí en adelante a potencia y rpm máximas continuas. No se permitirá limitar el tiempo durante el cual deberán aplicarse la potencia de despegue y las rpm para cumplir con este capítulo. La altura de referencia se calculará suponiendo una pendiente ascensional apropiada para los regímenes de potencia que se utilicen.

10.6 Procedimientos de ensayo

10.6.1 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.

10.6.2 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se tramitarán en una forma aprobada para determinar la medida de evaluación del ruido en unidades $L_{Amáx}$, según se describe en el Apéndice 6.

10.6.3 Los datos acústicos se ajustarán por los métodos esbozados en el Apéndice 6 a las condiciones de referencia especificadas en este capítulo.

10.6.4 Si se utilizaran procedimientos de ensayo equivalentes, éstos y todos los métodos para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia serán aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

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

11.1 Aplicación

Nota.— Véase también el Capítulo1, 1.10, 1.11, 1.12 y 1.13.

11.1.1 Las normas de este capítulo se aplicarán a todos los helicópteros cuya masa máxima certificada de despegue no exceda de 3 175 kg a los que se aplica lo indicado en 11.1.2, 11.1.3 y 11.1.4, excepto los que hayan sido específicamente diseñados y utilizados para trabajos agrícolas, extinción de incendios o transporte de cargas por eslinga.

11.1.2 Respecto a un helicóptero para el cual se haya presentado la solicitud del certificado de tipo el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 11.4.1, excepto para los helicópteros especificados en 11.1.4.

11.1.3 Respecto a la versión derivada de un helicóptero para el cual se haya presentado la solicitud del certificado de modificación del diseño de tipo el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 11.4.1, excepto para los helicópteros especificados en 11.1.4.

11.1.4 Respecto a todos los helicópteros, incluidas sus versiones derivadas, para los cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo el 21 de marzo de 2002 o después de esa fecha, se aplicarán los niveles máximos de ruido indicados en 11.4.2.

11.1.5 La homologación de los helicópteros que puedan transportar cargas por eslinga o equipos externos deberá efectuarse sin carga ni equipos.

Nota.— Pueden ser exceptuados los helicópteros que transporten cargas por eslinga o equipo externo si satisfacen las normas relativas a la carga interna siempre que tales operaciones tengan lugar con la masa en bruto o con otros parámetros de operación superiores a aquellos que figuran en el certificado de aeronavegabilidad para carga interna.

11.1.6 El solicitante en virtud de 11.1.1, 11.1.2, 11.1.3 y 11.1.4 puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con el Capítulo 8 en lugar del presente capítulo.

11.2 Medida de la evaluación del ruido

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

11.3 Puntos de referencia para la medición del ruido

En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas normas, el helicóptero no excederá de los niveles de ruido especificados en 11.4 en un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado en el terreno, 150 m (492 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (véase 11.5.2.1).

Nota.— Véase el Adjunto H, (Directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización del terreno) *que define procedimientos suplementarios aceptables respecto a datos para dicha planificación.*

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 SEL 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 SEL 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.

11.5 Procedimientos de referencia para la homologación acústica

11.5.1 Condiciones generales

11.5.1.1 El procedimiento de referencia se conformará a los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad y será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

11.5.1.2 Excepto cuando se apruebe de otro modo, el procedimiento de referencia para el sobrevuelo será el que se define en 11.5.2.

11.5.1.3 Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste vuele de conformidad con 11.5.2, se permitirá que el procedimiento de referencia se aparte del procedimiento de referencia normalizado, con la aprobación de la autoridad encargada de la homologación, pero únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de los procedimientos de referencia.

11.5.1.4 El procedimiento de referencia se calculará en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

a) a la presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) a la temperatura del aire ambiente de 25°C;

c) a la humedad relativa de 70%; y

d) sin viento.

11.5.1.5 Las rpm máximas en operaciones normales se tomarán como la velocidad de rotor máxima correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el fabricante y aprobado por la autoridad encargada de la homologación para el sobrevuelo. Cuando se fija una tolerancia sobre la velocidad de rotor máxima, la velocidad máxima del rotor en condiciones normales de operación, se tomará como la velocidad de rotor máxima con respecto a la cual se ha fijado esa tolerancia. Si la velocidad de rotor se relaciona automáticamente con la condición de vuelo, en el procedimiento de homologación acústica se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor correspondiente a la condición de vuelo de referencia. Si el piloto puede variar la velocidad del rotor, en el procedimiento de homologación acústica se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor que se especifica en la sección de limitaciones del manual de vuelo para las condiciones de referencia.

11.5.2 Procedimiento de referencia

11.5.2.1 El procedimiento de referencia se establecerá del modo siguiente:

a) el helicóptero se estabilizará en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de vuelo a una altura de 150 m (492 ft) ±5 m (50 ft);

b) se mantendrá la más baja de las velocidades 0,9 V_H o 0,9 V_{NE} o 0,45 V_H +120 km/h (65 kt) o 0,45 V_{NE} +120 km/h (65 kt), durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo. A los efectos de la homologación en cuanto al ruido, V_H se define como la velocidad aerodinámica en vuelo horizontal alcanzada utilizando el par correspondiente a la potencia mínima con motor instalado, potencia máxima continuamente disponible a la presión atmosférica al nivel del mar (1 013,25 hPa), a la temperatura ambiente de 25ºC, con la masa máxima certificada pertinente. V_{NE} se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse impuesta por el fabricante y aprobada por la autoridad de certificación;

c) el sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las rpm máximas en operaciones normales certificadas para vuelo horizontal;

d) el helicóptero volará en la configuración de crucero; y

e) la masa del helicóptero será la masa máxima de despegue en relación con la cual se solicita la homologación acústica.

11.5.2.2 En la homologación acústica, los valores de V_H y V_{NE} utilizados se citarán en el manual de vuelo aprobado.

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) en decibeles de ponderación “A”, 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 ±1,0% durante el tiempo 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 ±5 km/h (±3 kt) durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

11.6.8 El helicóptero volará dentro de un ángulo de ±10º 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 12. AVIONES SUPERSÓNICOS

12.1 Aviones supersónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1975

12.1.1 Las normas del Capítulo 2 de esta Parte, con excepción de los niveles máximos de ruido indicados en 2.4, se aplicarán a todos los aviones supersónicos, incluso sus versiones derivadas, con respecto a los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 1 de enero de 1975 y respecto a los cuales se hubiese expedido por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad después del 26 de noviembre de 1981.

12.1.2 Los niveles máximos de ruido de los aviones de que trata 12.1.1, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice 1, no excederán de los niveles medidos de ruido del primer avión certificado de este tipo.

12.2 Aviones supersónicos — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1975 o después de esa fecha

Nota.— No se han formulado todavía las normas y métodos recomendados correspondientes a estos aviones. No obstante, los niveles máximos de ruido para esta Parte que serían aplicables a los aviones de reacción subsónicos pueden utilizarse como orientación. Aún no se han establecido niveles aceptables de estampido sónico y puede suponerse que el cumplimiento de las normas acústicas subsónicas no permita la realización de vuelos supersónicos.

———————————

CAPÍTULO 13. AERONAVES DE ROTOR BASCULANTE

Nota 1.— Todavía no se han formulado las normas y métodos recomendados de este capítulo. Entre tanto, pueden utilizarse los textos de orientación del Adjunto F para la homologación acústica de aeronaves de rotor basculante respecto a las cuales se haya solicitado un certificado de tipo, o la autoridad de certificación haya llevado a cabo otro procedimiento equivalente, el 13 de mayo de 1998 o después de esa fecha o para suministrar datos para fines de planificación del uso de los terrenos.

Nota 2.— En la redacción de estas directrices se han utilizado ampliamente, de ser aplicables, las normas de homologación acústica de helicópteros que figuran en el Capítulo 8.

———————————

PARTE III. MEDICIÓN DEL RUIDO PARA FINES DE VIGILANCIA

Nota.— La recomendación que sigue ha sido preparada para ayudar a los Estados que hagan mediciones de ruido para fines de vigilancia, hasta que se llegue a un acuerdo sobre un método único.

Recomendación.— *Que el método de medición del ruido de las aeronaves presentado en el Apéndice 5 se utilice para fines de vigilancia.*

Nota.— Estos fines se entiende que incluyen: la vigilancia del cumplimiento y la verificación de la eficacia de los requisitos de atenuación del ruido que se establezcan para las aeronaves en vuelo o en tierra. Por lo tanto, sería necesario dar una indicación del grado de correlación entre los valores obtenidos por el método utilizado para la medición del ruido para fines de diseño de aeronaves y los métodos empleados para fines de vigilancia.

———————

PARTE IV. EVALUACIÓN DEL RUIDO EN LOS AEROPUERTOS

Nota.— Las recomendaciones que siguen se han elaborado para facilitar las comunicaciones en el plano internacional entre los Estados que han adoptado diversos métodos de evaluación del ruido para planificar la utilización de los terrenos.

1. **Recomendación.—** *Cuando se deseen comparar a nivel internacional las evaluaciones del ruido en las cercanías de los aeropuertos, debería emplearse la metodología descrita en el* Método recomendado para calcular las curvas de nivel de ruido en las proximidades de los aeropuertos *(Doc 9911).*

2. **Recomendación**.— *Los Estados contratantes que todavía no hubieran adoptado métodos nacionales de evaluación del ruido, o que estuvieran en el proceso de modificar su metodología, deberían recurrir a la descrita en el* Método recomendado para calcular las curvas de nivel de ruido en las proximidades de los aeropuertos (*Doc 9911).*

PARTE V. ENFOQUE EQUILIBRADO PARA LA GESTIÓN DEL RUIDO

Nota.— Las disposiciones de la Parte II de este Anexo se refieren a la homologación acústica que caracteriza el nivel máximo de ruido emitido por la aeronave. Sin embargo, en los procedimientos de atenuación del ruido aprobados por las autoridades nacionales y que figuran en los manuales de operaciones se permite una reducción del ruido durante las operaciones de aeronaves.

1. El enfoque equilibrado consiste en determinar el problema del ruido en un aeropuerto y luego analizar las diversas medidas disponibles para reducirlo, considerando cuatro elementos principales, es decir, reducción en la fuente (véase la Parte II del presente Anexo), planificación y gestión de la utilización de los terrenos, procedimientos operacionales de atenuación del ruido y restricciones a las operaciones, con miras a resolver el problema del ruido de la forma más económica. Todos esos elementos se analizan en la *Orientación sobre el Enfoque equilibrado para la gestión del ruido de las aeronaves* (Doc 9829).

2. Los procedimientos operacionales de aeronaves para la atenuación del ruido no se introducirán a menos que la autoridad reguladora, basándose en estudios y consultas pertinentes determine que exista un problema de ruido.

3. **Recomendación.—** *Los procedimientos operacionales de aeronaves para la atenuación del ruido deberían elaborarse en consulta con los explotadores que utilizan el aeródromo interesado.*

4. **Recomendación.—** *Al elaborar procedimientos operacionales de aeronaves para la atenuación del ruido deberían tenerse en cuenta los siguientes factores:*

a) la naturaleza y alcance del problema del ruido, incluyendo:

1) el emplazamiento de las áreas sensibles al ruido; y

2) las horas críticas;

b) las clases de tránsito afectadas, incluyendo la masa de las aeronaves, la elevación del aeródromo, consideraciones sobre la temperatura;

c) los tipos de procedimientos que probablemente serían más eficaces;

d) franqueamiento de obstáculos [PANS-OPS (Doc 8168), Volúmenes I y II]; y

e) la actuación humana en la aplicación de los procedimientos operacionales.

Nota 1.— Véase el Anexo 6 Parte I, Capítulo 4, en lo que se refiere a los procedimientos operacionales de aviones para la atenuación del ruido.

Nota 2.— Textos de orientación sobre actuación humana figuran en el Manual de instrucción sobre factores humanos *(Doc 9683).*

5. **Recomendación.—** *Si bien en la mayoría de los países la planificación y la gestión de la utilización del terreno son responsabilidad de las autoridades nacionales o locales en materia de planificación y no de las autoridades aeronáuticas, la OACI ha elaborado textos de orientación que deberían utilizarse para asistir a las autoridades de planificación en la adopción de medidas apropiadas para garantizar una gestión compatible de la utilización del terreno en las proximidades del aeropuerto para beneficio tanto del aeropuerto como de las comunidades adyacentes* [Manual de planificación de aeropuertos, *Parte 2, (Doc 9184)].*

APÉNDICE 1. MÉTODO DE EVALUACIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AVIONES DE REACCIÓN SUBSÓNICOS — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977

Nota 1.— Véase la Parte II, Capítulo 2.

Nota 2.— Los procedimientos que figuran en este apéndice se aplican también a algunos tipos de aeronaves comprendidos en los Capítulos 5 y 12.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— Este método de evaluación del ruido comprende:

a) condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica;

b) medición del ruido de aviones percibido en tierra;

c) cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de ruido medidos; y

d) notificación de los datos a la autoridad encargada de la homologación y corrección de los datos medidos.

Nota 2.— Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en las cláusulas de aplicación de la Parte II, Capítulo 2.

Nota 3.— En las Secciones 6 a 9 de este apéndice se incluyen una lista completa de símbolos y unidades, la formulación matemática de la ruidosidad percibida, un procedimiento para determinar la atenuación atmosférica del sonido, y procedimientos detallados para corregir niveles de ruido de modo que correspondan a condiciones de referencia.

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación acústica, así como también los procedimientos de medición que corresponde usar.

Nota.— Muchas solicitudes de homologación acústica tratan únicamente de modificaciones de menor cuantía del diseño de tipo del avión. Los cambios de ruido resultantes con frecuencia pueden evaluarse de una manera fiable, sin que sea necesario efectuar un ensayo completo como el que se describe en este apéndice. Por esta razón se alienta a la autoridad

encargada de la homologación a permitir la utilización de "procedimientos equivalentes" apropiados. Además, existen procedimientos equivalentes que pueden utilizarse para los ensayos completos de homologación con el fin de reducir los costes y obtener resultados fiables. 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 para la homologación acústica de los aviones de reacción subsónicos.*

2.2 Condiciones generales de los ensayos

2.2.1 Los ensayos para determinar si se cumple lo establecido respecto a los niveles de homologación acústica consistirán en una serie de despegues y aterrizajes durante los cuales se efectuarán mediciones en los puntos especificados por la autoridad encargada de la homologación. Estos puntos son normalmente:

a) punto de medición del ruido de sobrevuelo[1];

b) punto de medición del ruido de aproximación; y

c) puntos de medición del ruido lateral[2];

los cuales, para fines de homologación acústica, se especifican en la Parte II, Capítulo 2, 2.3. Para garantizar que se obtiene el máximo nivel subjetivo de ruido a lo largo de la línea lateral se utilizará suficiente número de estaciones en estas líneas laterales. Para determinar si existe alguna asimetría en el campo de ruido, se emplazará por lo menos una estación de medición a lo largo de la línea lateral alterna. En cada despegue de ensayo, se efectuarán mediciones simultáneas en los puntos de medición de línea lateral a ambos lados de la pista y también en el punto de medición de sobrevuelo.

2.2.2 Los lugares en que se mida el ruido producido por los aviones en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazada, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico cuyo vértice coincida con el punto de medición, no habrá ningún obstáculo que pueda influenciar de una manera significativa el campo sonoro procedente del avión. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo a 75° de ese eje. Si la altura del suelo en algún punto de medición difiere en más de 6 m (20 ft) de la del punto más próximo en la pista, se harán correcciones.

Nota.— Las personas que llevan a cabo las mediciones pueden constituir un obstáculo.

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

a) ausencia de precipitación;

b) humedad relativa no superior al 90% ni inferior al 30%;

c) temperatura ambiente no superior a 30°C ni inferior a 2°C, a 10 m (33 ft) sobre el terreno;

d) velocidad media del viento no superior a 5 m/s (10 kt) y de la componente transversal media no superior a 2,5 m/s (5 kt) a 10 m (33 ft) sobre el terreno. Se recomienda calcular la media durante un período de 30 s correspondiente a una atenuación de 10 dB; y

e) ausencia de inversión de temperatura o de condiciones anómalas de viento que puedan afectar de una manera significativa al nivel de ruido del avión registrado en los puntos de medición especificados por la autoridad encargada de la homologación.

1. Denominado algunas veces punto de medición del ruido de despegue.
2. Denominados algunas veces puntos de medición de línea lateral.

2.3 Procedimientos de ensayo para aviones

2.3.1 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.

2.3.2 Los procedimientos de ensayo y mediciones de ruido para aviones se ejecutarán y se tratarán con arreglo a métodos aprobados, para obtener la medida de evaluación del ruido designada como nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, en unidades EPNdB, según se describe en la Sección 4 de este apéndice.

2.3.3 La altura y posición lateral del avión con respecto a la prolongación del eje de pista se determinarán mediante un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito o fototelemetría, que ha de aprobar la autoridad encargada de la homologación.

2.3.4 Mediante señales de sincronización, se relacionará la posición del avión a lo largo de la trayectoria de vuelo con el ruido registrado en los puntos de medición. Durante la aproximación, se registrará la posición del avión con respecto a la pista, desde un punto situado por lo menos a 7,4 km (4 NM) del umbral y por lo menos a 11 km (6 NM) del inicio del recorrido de despegue.

2.3.5 Si el ensayo de despegue se lleva a cabo con una masa distinta de la máxima de despegue indicada en la solicitud de homologación, la corrección EPNL necesaria no excederá de 2 EPNdB. Si el ensayo de aproximación se lleva a cabo con una masa distinta de la máxima de aterrizaje indicada en la solicitud de homologación, la corrección EPNL no excederá de 1 EPNdB. Para determinar la variación del EPNL con la masa en los ensayos de despegue y aproximación se usarán datos aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

2.4 Mediciones

2.4.1 Los datos de posición y de performance que se necesitan para hacer las correcciones descritas en la Sección 5 de este apéndice se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado. La posición del avión se registrará con respecto a la pista, desde un punto situado por lo menos a 7,4 km (4 NM) del trecho comprendido entre el umbral y el punto de toma de contacto, cuando se trate de la aproximación, y a 11 km (6 NM) del inicio del recorrido de despegue. Se usará equipo de medición aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

2.4.2 Los datos de posición y de performance se ajustarán mediante los métodos descritos en la Sección 5 de este apéndice a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en 5.3 a).

2.4.3 Los datos acústicos se ajustarán mediante los métodos descritos en la Sección 5 de este apéndice a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en 5.3 a) 1), 2) y 3). Además, se aplicará una corrección de los datos acústicos para tener en cuenta variaciones de la distancia mínima de ensayo respecto a la distancia mínima de referencia entre la trayectoria de aproximación del avión y el punto de medición de aproximación, una trayectoria de despegue tal que pase por la vertical del punto de medición de sobrevuelo, y para tener en cuenta diferencias de más de 6 m (20 ft) entre la elevación de los lugares de medición y la elevación del punto más próximo en la pista.

2.4.4 Se aprobará el uso de la torre del aeródromo u otra instalación como emplazamiento central en el cual las mediciones de los parámetros atmosféricos son representativas de las condiciones que reinan en la región geográfica en que se llevan a cabo las mediciones del ruido de los aviones. Sin embargo, la velocidad del viento en la superficie y la temperatura ambiente se medirán cerca de la posición del micrófono en los puntos de medición del ruido de aproximación, lateral y de despegue y los ensayos no serán aceptados a menos que las condiciones se atengan a la Sección 2 de este apéndice.

3. MEDICIÓN DEL RUIDO DE LOS AVIONES PERCIBIDO EN TIERRA

3.1 Generalidades

3.1.1 Las mediciones proporcionarán los datos que se necesitan para determinar, en función del tiempo y por bandas de tercio de octava, el ruido producido por los aviones durante el vuelo, en cualquier estación de observación que se requiera.

3.1.2 Los métodos para determinar la distancia entre las estaciones de observación y el avión comprenderán técnicas de triangulación con teodolito, las dimensiones a escala del avión en fotografías tomadas mientras éste sobrevuele los puntos de medición, altímetros radar, y sistemas de seguimiento radar. El método que se use deberá ser aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

3.1.3 Los datos referentes al nivel de presión acústica para fines de evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y métodos de medición aprobados que se ajusten a las especificaciones que se dan a continuación (3.2 a 3.4).

3.2 Sistema de medición

El sistema de medición acústica constará de equipo aprobado, equivalente al que se indica a continuación:

a) un sistema microfónico que tenga una respuesta de frecuencia compatible con la precisión especificada en 3.3 para el sistema de medición y análisis;

b) trípodes o soportes similares para los micrófonos, que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se esté midiendo;

c) equipo de registro y reproducción cuyas características, respuesta de frecuencia y gama dinámica sean compatibles con los requisitos de respuesta y precisión establecidos en 3.3;

d) calibradores acústicos para ruido de onda sinusoidal o de banda ancha con nivel conocido de presión acústica. Si se usa ruido de banda ancha, se describirá la señal en término de su valor de media cuadrática (rms) medio y máximo, correspondiente a un nivel de señal que no sea de sobrecarga;

e) equipo de análisis que satisfaga los requisitos de respuesta y precisión especificados en 3.4.

3.3 Equipo de captación, registro y reproducción

3.3.1 El sonido producido por el avión se registrará de tal manera que se retenga la información completa, incluso la evolución en función del tiempo. Para ello es aceptable un magnetófono.

3.3.2 Las características del sistema satisfarán las recomendaciones que figuran en la Publicación núm. 179[3] de la Comisión Electrotécnica Internacional (CEI), en las secciones que tratan de las características de micrófonos y amplificadores.

Nota.— El texto y las especificaciones de la Publicación CEI núm. 179[3] titulada "Medidores de precisión del nivel sonoro" se incorporan a título de referencia en este apéndice y se hacen formar parte de él[4].

3.3.3 En la extensión de la gama de frecuencias de 45 a 11 200 Hz, la respuesta del sistema a una onda sinusoidal progresiva, sensiblemente plana y de amplitud constante estará dentro de los límites de tolerancia especificados en la Publicación núm. 179[3], de la CEI.

3. Enmendada.
4. Este documento se publicó por primera vez en 1965 por la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

3.3.4 Si las limitaciones de la gama dinámica del equipo lo exigieran, se agregará preacentuación de altas frecuencias al canal de registro, y se introducirá desacentuación al reproducir la grabación. La preacentuación se aplicará de modo tal que el nivel de presión acústica instantáneo registrado de la señal de ruido máximo medida en una gama de 800 a 11 200 Hz, no varíe más de 20 dB entre los niveles de las bandas de tercio de octava máxima y mínima.

3.3.5 El equipo se calibrará, tanto electrónica como acústicamente, de acuerdo con lo indicado en 3.4. La calibración acústica se efectuará con medios que proporcionen condiciones de campo libre.

3.3.6 Cuando se hagan mediciones de ruido de aviones con velocidades de viento superiores a 11 km/h (6 kt) se protegerá el micrófono con una pantalla. Los datos de medición se corregirán para compensar toda pérdida de inserción causada por la pantalla. Dicha pérdida se expresará en función de la frecuencia, y se notificarán las correcciones que se apliquen.

3.4 Equipo de análisis

3.4.1 Se efectuará un análisis de frecuencia de la señal acústica, de una manera equivalente al uso de filtros de tercio de octava, de acuerdo con las recomendaciones que figuran en la Publicación núm. 225[5] de la CEI.

Nota.— El texto y las especificaciones de la Publicación CEI núm. 225[5] titulada "Filtros de banda de octava, de media octava y de tercio de octava para analizar sonidos y vibraciones", se incorporan a título de referencia en este apéndice y se hacen formar parte de él[6].

3.4.2 Se usará un juego de 24 filtros consecutivos de tercio de octava o su equivalente. El primer filtro del juego se centrará en una frecuencia media geométrica de 50 Hz y el último se centrará en una frecuencia media geométrica de 10 kHz.

3.4.3 El dispositivo indicador del analizador será analógico, digital o una combinación de ambos. La señal se tratará preferiblemente en el orden siguiente:

a) elevación al cuadrado de los datos de salida de los filtros de tercio de octava;

b) promediación o integración; y

c) conversión de las funciones lineales en funciones logarítmicas.

El dispositivo indicador será utilizable para un factor de cresta de 3, como mínimo, y medirá el nivel de la media cuadrática verdadera de la señal en cada una de las 24 bandas de tercio de octava, con una tolerancia de ±1,0 dB. Si se usara un instrumento que no indique medias cuadráticas verdaderas, se calibrará para señales no sinusoidales y niveles variables en función del tiempo. La calibración proporcionará medios para convertir los niveles de salida en valores medios cuadráticos verdaderos.

3.4.4 La respuesta dinámica del analizador a señales de entrada, cuyas amplitudes sean la plena escala y la plena escala menos 20 dB, satisfarán los dos requisitos siguientes:

a) el valor máximo de salida deberá ser 4 dB ±1 dB menor que el valor obtenido para una señal estacionaria de la misma frecuencia y amplitud, cuando se aplique a la entrada un impulso sinusoidal de 0,5 s de duración, a la frecuencia central de cada banda de tercio de octava;

5. Enmendada.
6. Este documento se publicó por primera vez en 1966 por la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

b) el valor máximo de salida excederá en 0,5 ±0,5 dB del valor final estacionario cuando se aplique súbitamente a la entrada del analizador una señal sinusoidal estacionaria a la frecuencia media geométrica de cada banda de tercio de octava y se mantenga constante.

3.4.5 Se obtendrá un solo valor para el nivel de la media cuadrática para cada una de las 24 bandas de tercio de octava, cada 0,5 ±0,01 s. Los niveles correspondientes a todas estas bandas deberán obtenerse dentro de un período de 50 ms. En cada período de 0,5 s no se excluirán de la medición más de 5 ms de datos.

3.4.6 El analizador tendrá un poder de resolución de amplitud inferior o igual a 0,50 dB.

3.4.7 Cada uno de los niveles de salida del analizador corresponderá al nivel de la señal de entrada con una precisión de ±1,0 dB, después de que se hayan eliminado todos los errores sistemáticos. El total de estos errores para cada nivel de salida no será mayor de ±3 dB. En el caso de sistemas de filtro contiguos, la corrección de errores sistemáticos entre los canales de un tercio de octava adyacentes no excederá de 4 dB.

3.4.8 La capacidad de la gama dinámica del analizador para presentar el caso de ruido producido por un solo avión será de 45 dB, como mínimo, en términos de la diferencia entre el nivel de salida de plena escala y el nivel máximo de ruido del equipo analizador.

3.4.9 Se someterá el sistema electrónico íntegro a una calibración eléctrica de frecuencia y amplitud por medio de señales sinusoidales o de banda ancha cuyas frecuencias abarquen la gama de 45 a 11 200 Hz. Las amplitudes de dichas señales serán conocidas y cubrirán la gama de niveles de señal proporcionados por el micrófono. Si se usaran señales de banda ancha, se describirán en función de sus valores medios cuadráticos medio y máximo correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

3.5 Procedimientos de medición del ruido

3.5.1 Se orientarán los micrófonos en una dirección conocida, de modo que el sonido máximo recibido llegue lo más exactamente posible de la dirección para la cual están calibrados. Los micrófonos se colocarán de modo que los sensores se encuentren aproximadamente a 1,2 m (4 ft) sobre el terreno.

3.5.2 Inmediatamente antes y después de cada ensayo, se someterá el sistema, en el lugar de su utilización, a una calibración acústica, la que se registrará. Esta calibración, que se lleva a cabo con un calibrador acústico, tiene el doble objeto de verificar la sensibilidad del sistema y de proporcionar un nivel de referencia para analizar los datos de niveles de sonido.

3.5.3 Para reducir al mínimo los errores debidos al equipo o al operador, siempre que sea factible se suplementará dicha calibración sobre el terreno insertando un dispositivo de tensión para aplicar una señal conocida a la entrada del micrófono, inmediatamente antes y después de la grabación de los datos de ruido del avión.

3.5.4 Se registrará y determinará el ruido ambiente en la zona de ensayo, incluyendo el ruido ambiente y el ruido eléctrico de los sistemas de medición. Para hacer esto, la ganancia del sistema debe estar ajustada a los niveles que se usen al medir el ruido producido por los aviones. Si los niveles de presión acústica de los aviones no exceden de los niveles de presión acústica de fondo en por lo menos 10 dB en cualquier banda significativa de un tercio de octava, se aplicarán correcciones aprobadas para tener en cuenta la contribución del nivel de presión acústica de fondo al nivel de presión acústica observado.

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

4.1 Generalidades

4.1.1 El elemento básico en los criterios que rigen para la homologación acústica, será la medida de evaluación del ruido denominada nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, expresada en unidades EPNdB, la cual viene dada por un número evaluador de los efectos subjetivos del ruido de los aviones sobre los seres humanos. Dicho sencillamente, el EPNL será el nivel instantáneo del ruido percibido, PNL, corregido para tomar en consideración la duración y las irregularidades espectrales, (la corrección, denominada "factor de corrección por tono", sólo se hace para el tono máximo en cada incremento de tiempo).

4.1.2 Se medirán tres propiedades físicas básicas de la presión acústica: el nivel, la distribución de frecuencias y la variación en función del tiempo. Más concretamente, se requerirá el nivel de presión acústica instantáneo en cada una de las 24 bandas de tercio de octava para cada medio segundo de incremento de tiempo durante el sobrevuelo del avión.

4.1.3 El procedimiento de cálculo, que se vale de mediciones físicas del ruido para deducir el EPNL a fin de evaluar la respuesta subjetiva, constará de las cinco operaciones siguientes:

a) los niveles de presión acústica en las 24 bandas de tercio de octava se convierten por medio de una tabla de valores noy[7] en ruidosidad percibida. Primero se combinan los valores noy y luego se convierten en niveles instantáneos de ruido percibido PNL(k);

b) se calcula un factor de corrección por tono, $C(k)$, para cada espectro, a fin de tener en cuenta la reacción subjetiva a la presencia de irregularidades espectrales;

c) se suma el factor de corrección por tono al nivel de ruido percibido para obtener niveles de ruido percibido corregidos por tono PNLT(k), para cada incremento de tiempo de medio segundo:

$$\mathrm{PNLT}(k) = \mathrm{PNL}(k) + C(k)$$

se obtienen los valores instantáneos del nivel de ruido percibido corregido por tono y se determina el valor máximo PNLTM;

d) integrando por debajo de la curva que representa el nivel de ruido percibido corregido por tono en función del tiempo, se calcula un factor de corrección por duración D; y

e) el nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, se determina mediante la suma algebraica del nivel máximo de ruido corregido por tono y del factor de corrección por duración:

$$\mathrm{EPNL} = \mathrm{PNLTM} + D.$$

4.2 Nivel de ruido percibido

Los niveles instantáneos de ruido percibido PNL(k), se calcularán a partir de los niveles instantáneos de presión acústica de banda de tercio de octava, SPL(i,k), del modo siguiente:

Operación 1. Conviértase la SPL(i,k), de cada banda de tercio de octava, de 50 a 10 000 Hz, en ruidosidad percibida $n(i,k)$, valiéndose de la Tabla A1-1 o de la formulación matemática que figura en la tabla de valores noy presentada en la Sección 7.

7. Véase la Tabla A1-1.

Operación 2. Usando la fórmula que sigue, combínense los valores de ruidosidad percibida $n(i,k)$, hallados en la operación 1:

$$N(k) = n(k) + 0{,}15\left\{\left[\sum_{i=1}^{24} n\,(i,k)\right] - n(k)\right\}$$

$$= 0{,}85\; n(k) + 0{,}15\sum_{i=1}^{24} n\,(i,k)$$

donde $n(k)$ es el mayor de los 24 valores de $n(i,k)$ y $N(k)$ es la ruidosidad percibida total.

Operación 3. Conviértase la ruidosidad percibida total $N(k)$ en nivel de ruido percibido PNL(k), mediante la fórmula:

$$\mathrm{PNL}(k) = 40{,}0 + \frac{10}{\log 2}\log N(k)$$

que está representada gráficamente en la Figura A1-1. PNL(k) también puede obtenerse hallando $N(k)$ en la columna de 1 000 Hz de la Tabla A1-1 y leyendo el correspondiente valor SPL(i,k) que, a 1 000 Hz, es igual a PNL(k).

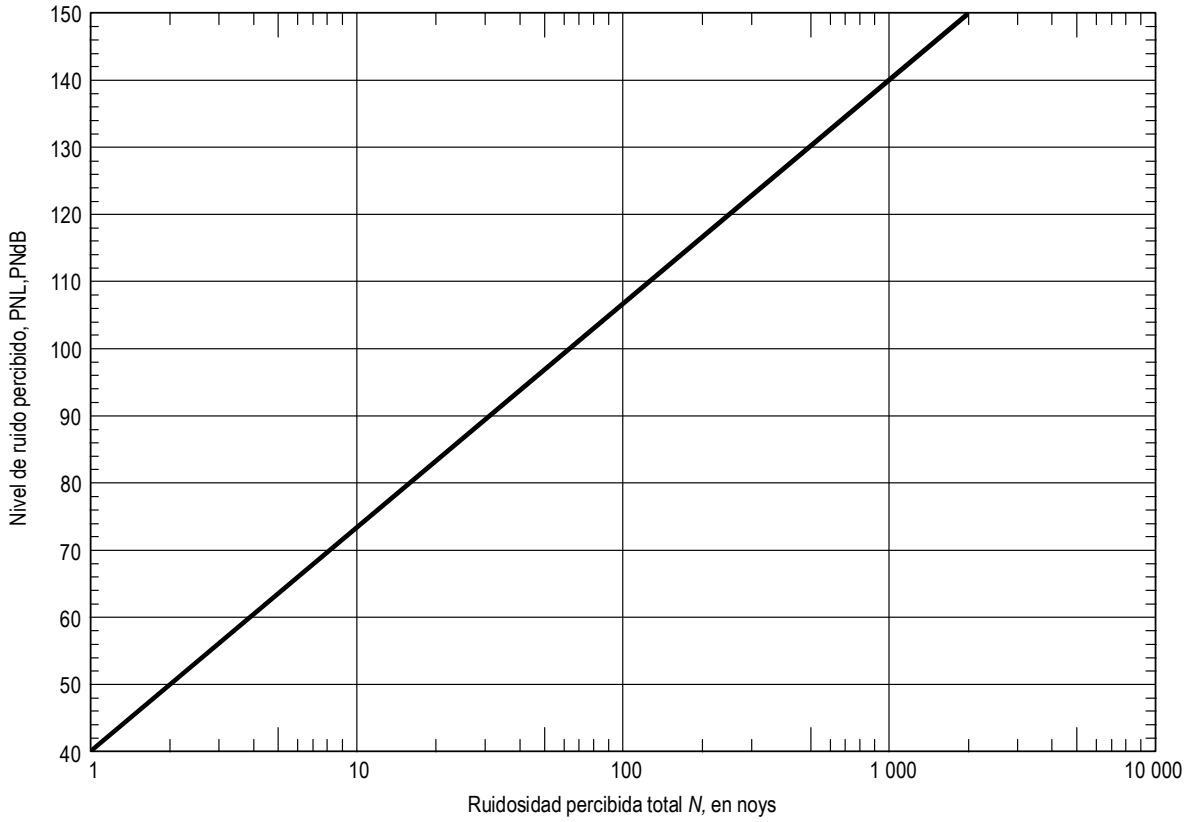


Figura A1-1. Nivel de ruido percibido en función de la ruidosidad percibida total

Tabla A1-1. Valores noy en función del nivel de presión acústica (29< SPL< 89)

SPL (dB)	Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)																														
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000							
29																			1.00	1.00											
30																		1.00	1.07	1.07	1.00										
31																		1.07	1.15	1.15	1.07	1.00									
32																	1.00	1.15	1.23	1.23	1.15	1.07									
33																	1.07	1.23	1.32	1.32	1.23	1.15									
34																1.00	1.15	1.32	1.41	1.41	1.32	1.23									
35																1.07	1.23	1.41	1.51	1.51	1.41	1.32									
36																1.15	1.32	1.51	1.62	1.62	1.51	1.41									
37																1.23	1.41	1.62	1.74	1.74	1.62	1.51	1.00								
38															1.00	1.32	1.51	1.74	1.86	1.86	1.74	1.62	1.10								
39															1.07	1.41	1.62	1.86	1.99	1.99	1.86	1.74	1.21								
40										1.00	1.00	1.00	1.00	1.00	1.15	1.51	1.74	1.99	2.14	2.14	1.99	1.86	1.34								
41										1.07	1.07	1.07	1.07	1.07	1.23	1.62	1.86	2.14	2.29	2.29	2.14	1.99	1.48	1.00							
42									1.00	1.15	1.15	1.15	1.15	1.15	1.32	1.74	1.99	2.29	2.45	2.45	2.29	2.14	1.63	1.10							
43									1.07	1.23	1.23	1.23	1.23	1.23	1.41	1.86	2.14	2.45	2.63	2.63	2.45	2.29	1.79	1.21							
44								1.00	1.15	1.32	1.32	1.32	1.32	1.32	1.52	1.99	2.29	2.63	2.81	2.81	2.63	2.45	1.99	1.34							
45								1.08	1.24	1.41	1.41	1.41	1.41	1.41	1.62	2.14	2.45	2.81	3.02	3.02	2.81	2.63	2.14	1.48							
46							1.00	1.16	1.33	1.52	1.52	1.52	1.52	1.52	1.74	2.29	2.63	3.02	3.23	3.23	3.02	2.81	2.29	1.63							
47							1.08	1.25	1.42	1.62	1.62	1.62	1.62	1.62	1.87	2.45	2.81	3.23	3.46	3.46	3.23	3.02	2.45	1.79							
48						1.00	1.17	1.34	1.53	1.74	1.74	1.74	1.74	1.74	2.00	2.63	3.02	3.46	3.71	3.71	3.46	3.23	2.63	1.98							
49						1.08	1.26	1.45	1.64	1.87	1.87	1.87	1.87	1.87	2.14	2.81	3.23	3.71	3.97	3.97	3.71	3.46	2.81	2.15							
50					1.17	1.36	1.56	1.76	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.30	3.02	3.46	3.97	4.26	4.26	3.97	3.71	3.02	2.40							
51					1.26	1.47	1.68	1.89	2.14	2.14	2.14	2.14	2.14	2.14	2.46	3.23	3.71	4.26	4.56	4.56	4.26	3.97	3.23	2.63							
52				1.00	1.36	1.58	1.80	2.03	2.30	2.30	2.30	2.30	2.30	2.30	2.64	3.46	3.97	4.56	4.89	4.89	4.56	4.26	2.81	2.81							
53			1.00	1.18	1.47	1.71	1.94	2.17	2.46	2.46	2.46	2.46	2.46	2.46	2.83	3.71	4.26	4.89	5.24	5.24	4.89	4.56	3.71	3.02							
54			1.09	1.28	1.58	1.85	2.09	2.33	2.64	2.64	2.64	2.64	2.64	2.64	3.03	3.97	4.56	5.24	5.61	5.61	5.24	4.89	3.97	3.23							
55				1.18	1.38	1.71	2.00	2.25	2.50	2.83	2.83	2.83	2.83	2.83	3.25	4.26	4.89	5.61	6.01	6.01	5.61	5.24	4.26	3.46							
56				1.29	1.50	1.85	2.15	2.42	2.69	3.03	3.03	3.03	3.03	3.03	3.48	4.56	5.24	6.01	6.44	6.44	6.01	5.61	4.56	3.71							
57			1.00	1.40	1.63	2.00	2.33	2.61	2.88	3.25	3.25	3.25	3.25	3.25	3.73	4.89	5.61	6.44	6.90	6.90	6.44	6.01	4.89	3.97							
58			1.18	1.53	1.77	2.15	2.51	2.81	3.10	3.48	3.48	3.48	3.48	3.48	4.00	5.24	6.01	6.90	7.39	7.39	6.90	6.44	5.24	4.26							
59			1.29	1.66	1.92	2.33	2.71	3.03	3.32	3.73	3.73	3.73	3.73	3.73	4.29	5.61	6.44	7.39	7.92	7.92	7.39	6.90	5.61	4.56							
60		1.00	1.40	1.81	2.08	2.51	2.93	3.26	3.57	4.00	4.00	4.00	4.00	4.00	4.59	6.01	6.90	7.92	8.49	8.49	7.92	7.39	6.01	4.89							
61		1.10	1.53	1.97	2.26	2.71	3.16	3.51	3.83	4.29	4.29	4.29	4.29	4.29	4.92	6.44	7.39	8.49	9.09	9.09	8.49	7.92	6.44	5.24							
62		1.21	1.66	2.15	2.45	2.93	3.41	3.78	4.11	4.59	4.59	4.59	4.59	4.59	5.28	6.90	7.92	9.09	9.74	9.74	9.09	8.49	6.90	5.61							
63		1.32	1.81	2.34	2.65	3.16	3.69	4.06	4.41	4.92	4.92	4.92	4.92	4.92	5.66	7.39	8.49	9.74	10.4	10.4	9.74	9.09	7.39	6.01							
64	1.00	1.45	1.97	2.54	2.88	3.41	3.98	4.38	4.73	5.28	5.28	5.28	5.28	5.28	6.06	7.92	9.09	10.4	11.2	11.2	10.4	9.74	7.92	6.44							
65	1.11	1.60	2.15	2.77	3.12	3.69	4.30	4.71	5.08	5.66	5.66	5.66	5.66	5.66	6.50	8.49	9.74	11.2	12.0	12.0	11.2	10.4	8.49	6.90							
66	1.22	1.75	2.34	3.01	3.39	3.98	4.64	5.07	5.45	6.06	6.06	6.06	6.06	6.06	6.96	9.09	10.4	12.0	12.8	12.8	12.0	11.2	9.09	7.39							
67	1.35	1.92	2.54	3.28	3.68	4.30	5.01	5.46	5.85	6.50	6.50	6.50	6.50	6.50	7.46	9.74	11.2	12.8	13.8	13.8	12.8	12.0	9.74	7.92							
68	1.49	2.11	2.77	3.57	3.99	4.64	5.41	5.88	6.27	6.96	6.96	6.96	6.96	6.96	8.00	10.4	12.0	13.8	14.7	14.7	13.8	12.8	10.4	8.49							
69	1.65	2.32	3.01	3.88	4.33	5.01	5.84	6.33	6.73	7.46	7.46	7.46	7.46	7.46	8.57	11.2	12.8	14.7	15.8	15.8	14.7	13.8	11.2	9.09							
70	1.82	2.55	3.28	4.23	4.69	5.41	6.31	6.81	7.23	8.00	8.00	8.00	8.00	8.00	9.19	12.0	13.8	15.8	16.9	16.9	15.8	14.7	12.0	9.74							
71	2.02	2.79	3.57	4.60	5.09	5.84	6.81	7.33	7.75	8.57	8.57	8.57	8.57	8.57	9.85	12.8	14.7	16.9	18.1	18.1	16.9	15.8	12.8	10.4							
72	2.23	3.07	3.88	5.01	5.52	6.31	7.36	7.90	8.32	9.19	9.19	9.19	9.19	9.19	10.6	13.8	15.8	18.1	19.4	19.4	18.1	16.9	13.8	11.2							
73	2.46	3.37	4.23	5.45	5.99	6.81	7.94	8.50	8.93	9.85	9.85	9.85	9.85	9.85	11.3	14.7	16.9	20.8	20.8	20.8	19.4	18.1	14.7	12.0							
74	2.72	3.70	4.60	5.94	6.50	7.36	8.57	9.15	9.59	10.6	10.6	10.6	10.6	10.6	12.1	15.8	18.1	20.8	22.3	22.3	20.8	19.4	15.8	12.8							
75	3.01	4.06	5.01	6.46	7.05	7.94	9.19	9.85	10.3	11.3	11.3	11.3	11.3	11.3	13.0	16.9	19.4	22.3	23.9	23.9	22.3	20.8	16.9	13.8							
76	3.32	4.46	5.45	7.03	7.65	8.57	9.85	10.6	11.0	12.1	12.1	12.1	12.1	12.1	13.9	18.1	20.8	23.9	25.6	25.6	23.9	22.3	18.1	14.7							
77	3.67	4.89	5.94	7.66	8.29	9.19	10.6	11.3	11.8	13.0	13.0	13.0	13.0	13.0	14.9	19.4	22.3	25.6	27.4	27.4	25.6	23.9	19.4	15.8							
78	4.06	5.37	6.46	8.33	9.00	9.85	11.3	12.1	12.7	13.9	13.9	13.9	13.9	13.9	16.0	20.8	23.9	27.4	29.4	29.4	27.4	25.6	20.8	16.9							
79	4.49	5.90	7.03	9.07	9.76	10.6	12.1	13.0	13.6	14.9	14.9	14.9	14.9	14.9	17.1	22.3	25.6	29.4	31.5	31.5	29.4	27.4	22.3	18.1							
80	4.96	6.48	7.66	9.85	10.6	11.3	13.0	13.9	14.6	16.0	16.0	16.0	16.0	16.0	18.4	23.9	27.4	31.5	33.7	33.7	31.5	29.4	23.9	19.4							
81	5.48	7.11	8.33	10.6	11.3	12.1	13.9	14.9	15.7	17.1	17.1	17.1	17.1	17.1	19.7	25.6	29.4	33.7	36.1	36.1	33.7	31.5	25.6	20.8							
82	6.06	7.81	9.07	11.3	12.1	13.0	14.9	16.0	16.9	18.4	18.4	18.4	18.4	18.4	21.1	27.4	31.5	36.1	38.7	38.7	36.1	33.7	27.4	22.3							
83	6.70	8.57	9.87	12.1	13.0	13.9	16.0	17.1	18.1	19.7	19.7	19.7	19.7	19.7	22.6	29.4	33.7	38.7	41.5	41.5	38.7	36.1	29.4	23.9							
84	7.41	9.41	10.7	13.0	13.9	14.9	17.1	18.4	19.4	21.1	21.1	21.1	21.1	21.1	24.3	31.5	36.1	41.5	44.4	44.4	41.5	38.7	31.5	25.6							
85	8.19	10.3	11.7	13.9	14.9	16.0	18.4	19.7	20.8	22.6	22.6	22.6	22.6	22.6	26.0	33.7	38.7	44.4	47.6	47.6	44.4	41.5	33.7	27.4							
86	9.95	11.3	12.7	14.9	16.0	17.1	19.7	21.1	22.4	24.3	24.3	24.3	24.3	24.3	27.9	36.1	41.5	47.6	51.0	51.0	47.6	44.4	36.1	29.4							
87	10.0	12.1	13.9	16.0	17.1	18.4	21.1	22.6	24.0	26.0	26.0	26.0	26.0	26.0	29.0	38.7	44.4	51.0	54.7	54.7	51.0	47.6	38.7	31.5							
88	11.1	13.0	14.9	17.1	18.4	19.7	22.6	24.3	25.8	27.9	27.9	27.9	27.9	27.9	32.0	41.5	47.6	54.7	58.6	58.6	54.7	51.0	41.5	33.7							
89	12.2	13.9	16.0	18.4	19.7	21.1	24.3	26.0	27.7	29.9	29.9	29.9	29.9	29.9	34.3	44.4	51.0	58.6	62.7	62.7	58.6	54.7	44.4	36.1							

Tabla A1-1 (cont.). Valores noy en función del nivel de presión acústica (90<SPL<150)

SPL (dB)	Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)																							
	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
90	13.5	14.9	17.1	19.7	21.1	22.6	26.0	27.9	29.7	32.0	32.0	32.0	32.0	32.0	36.8	47.6	54.7	62.7	67.2	67.2	62.7	58.6	47.6	38.7
91	14.9	16.0	18.4	21.1	22.6	24.3	27.9	29.9	31.8	34.3	34.3	34.3	34.3	34.3	39.4	51.0	58.6	67.2	72.0	72.0	67.2	62.7	51.0	41.5
92	16.0	17.1	19.7	22.6	24.3	26.0	29.9	32.0	34.2	36.8	36.8	36.8	36.8	36.8	42.2	54.7	62.7	72.0	77.2	77.2	72.0	67.2	54.7	44.4
93	17.1	18.4	21.1	24.3	26.0	27.9	32.0	34.3	36.7	39.4	39.4	39.4	39.4	39.4	45.3	58.6	67.2	77.2	82.7	82.7	77.2	72.0	58.6	47.6
94	18.4	19.7	22.6	26.0	27.9	29.9	34.3	36.8	39.4	42.2	42.2	42.2	42.2	42.2	48.5	62.7	72.0	82.7	88.6	88.6	82.7	77.2	62.7	51.0
95	19.7	21.1	24.3	27.9	29.9	32.0	36.8	39.4	42.2	45.3	45.3	45.3	45.3	45.3	52.0	67.2	77.2	88.6	94.9	94.9	88.6	82.7	67.2	54.7
96	21.1	22.6	26.0	29.9	32.0	34.3	39.4	42.2	45.3	48.5	48.5	48.5	48.5	48.5	55.7	72.0	82.7	94.9	102	102	94.9	88.6	72.0	58.6
97	22.6	24.3	27.9	32.0	34.3	36.8	42.2	45.3	48.5	52.0	52.0	52.0	52.0	52.0	59.7	77.2	88.6	102	109	109	102	94.9	77.2	62.7
98	24.3	26.0	29.9	34.3	36.8	39.4	45.3	48.5	52.0	55.7	55.7	55.7	55.7	55.7	64.0	82.7	94.9	109	117	117	109	102	82.7	67.2
99	26.0	27.9	32.0	36.8	39.4	42.2	48.5	52.0	55.7	59.7	59.7	59.7	59.7	59.7	68.6	88.6	102	117	125	125	117	109	88.6	72.0
100	27.9	29.9	34.3	39.4	42.2	45.3	52.0	55.7	59.7	64.0	64.0	64.0	64.0	64.0	73.5	94.9	109	125	134	134	125	117	94.9	77.2
101	29.9	32.0	36.8	42.2	45.3	48.5	55.7	59.7	64.0	68.6	68.6	68.6	68.6	68.6	78.8	102	117	134	144	144	134	125	102	82.7
102	32.0	34.3	39.4	45.3	48.5	52.0	59.7	64.0	68.6	73.5	73.5	73.5	73.5	73.5	84.4	109	125	144	154	154	144	134	109	88.6
103	34.3	36.8	42.2	48.5	52.0	55.7	64.0	68.6	73.5	78.8	78.8	78.8	78.8	78.8	90.5	117	134	154	165	165	154	144	117	94.9
104	36.8	39.4	45.3	52.0	55.7	59.7	68.6	73.5	78.8	84.4	84.4	84.4	84.4	84.4	97.0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39.4	42.2	48.5	55.7	59.7	64.0	73.5	78.8	84.4	90.5	90.5	90.5	90.5	90.5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42.2	45.3	52.0	59.7	64.0	68.6	78.8	84.4	90.5	97.0	97.0	97.0	97.0	97.0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45.3	48.5	55.7	64.0	68.6	73.5	84.4	90.5	97.0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48.5	52.0	59.7	68.6	73.5	78.8	90.5	97.0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52.0	55.7	64.0	73.5	78.8	84.4	97.0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55.7	59.7	68.6	78.8	84.4	90.5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59.7	64.0	73.5	84.4	90.5	97.0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64.0	68.6	78.8	90.5	97.0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68.6	73.5	84.4	97.0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329	307	286	233	189
114	73.5	78.8	90.5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352	329	307	249	203
115	78.8	84.4	97.0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84.4	90.5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90.5	97.0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97.0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844					1975	1606	1306
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975						1721	1399
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844							1844	1499
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975							1975	1606
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1448	1448	1448	1664									1721
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783									1844
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911									1975
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2048									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048										

N.G.T.E. 22 NOV. 1967

4.3 Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales

El ruido que tenga marcadas irregularidades espectrales (por ejemplo, los componentes máximos de frecuencia discreta o tonos), se ajustará por medio del factor de corrección, $C(k)$, que se calcula como sigue:

Operación 1. Comenzando con el nivel de presión acústica corregido en la banda de tercio de octava de 80 Hz (banda núm. 3), calcúlense los cambios en nivel de presión acústica (o las "pendientes") en las demás bandas de tercio de octava, como sigue:

$s\ (3,k)$ = sin ningún valor
$s\ (4,k) = \mathrm{SPL}(4,k) - \mathrm{SPL}(3,k)$
•
•
•
$s\ (i,k) = \mathrm{SPL}(i,k) - \mathrm{SPL}[(i-1),k]$
•
•
•
$s\ (24,k) = \mathrm{SPL}(24,k) - \mathrm{SPL}(23,k)$

Operación 2. Enciérrese en un círculo el valor de la pendiente, $s(i,k)$, siendo el valor absoluto del cambio de pendiente mayor que cinco, es decir, cuando:

$$\left|\Delta s\ (i,k)\right| = \left|s\ (i,k) - s\ [(i-1),\ k]\right| > 5$$

Operación 3.

a) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente es mayor que la pendiente $s[(i-1),k]$, trácese un círculo alrededor de $\mathrm{SPL}(i,k)$;

b) si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es cero o negativo y la pendiente $s[(i-1),k]$ es positiva, trácese un círculo alrededor de $\mathrm{SPL}[(i-1),k]$; y

c) en todos los demás casos no se pondrá círculo alguno en los valores de nivel de presión acústica.

Operación 4. Prescíndase de todos los $\mathrm{SPL}(i,k)$ que se hubiesen rodeado de círculos en la operación 3, y calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica $\mathrm{SPL}'(i,k)$ como sigue:

a) respecto a los niveles de presión acústica no encerrados en círculos, iguálense los nuevos niveles a los niveles originales: $\mathrm{SPL}'(i,k) = \mathrm{SPL}(i,k)$;

b) por lo que toca a los niveles de presión acústica encerrados en círculos correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálese el nuevo nivel de presión acústica a la media aritmética de los niveles precedentes y subsiguiente:

$$\mathrm{SPL}'(i,k) = (1/2)\ \{\mathrm{SPL}[(i-1),\ k] + \mathrm{SPL}[(i+1),k]\}$$

c) si el nivel de presión acústica en la banda de la frecuencia más elevada ($i = 24$) figura dentro de un círculo, el nuevo nivel de presión acústica en esa banda resultará:

$$\mathrm{SPL}'(24,k) = \mathrm{SPL}(23,k) + s(23,k)$$

Operación 5. Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes $s'(i,k)$, incluyendo una para una 25ª banda imaginaria:

$s'(3,k) = s'(4,k)$
$s'(4,k) = SPL'(4,k) - SPL'(3,k)$
•
•
•
$s'(i,k) = SPL'(i,k) - SPL'[(i-1),k]$
•
•
•
$s'(24,k) = SPL'(24,k) - SPL'(23,k)$
$s'(25,k) = s'(24,k)$

Operación 6. Calcúlese para i desde 3 hasta 23 la media aritmética de las tres pendientes contiguas, como sigue:

$$\bar{s}(i,k) = (1/3)\{s'(i,k) + s'[(i+1),k] + s'[(i+2),k]\}$$

Operación 7. Calcúlense los niveles finales de presión acústica de fondo, de banda de tercio de octava, $SPL''(i,k)$, comenzando con la banda núm. 3 y procediendo hacia la banda núm. 24, como sigue:

$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$
$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + \bar{s}(3,k)$
•
•
•
$SPL''(i,k) = SPL''[(i-1),k] + \bar{s}[(i-1),k]$
•
•
•
$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + \bar{s}(23,k)$

Operación 8. Calcúlense las diferencias $F(i,k)$ entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de fondo, como sigue:

$$F(i,k) = SPL(i,k) - SPL''(i,k)$$

y anótense sólo los valores iguales o mayores que tres.

Operación 9. Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica, $F(i,k)$, y de la Tabla A1-2, determínense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

Operación 10. Desígnese como $C(k)$ el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9. En la Tabla A1-3 se encontrará un ejemplo del procedimiento de corrección por tono.

Los niveles de ruido percibido corregidos por tono $PNLT(k)$, se determinarán sumando los valores $C(k)$ a los correspondientes valores $PNLT(k)$, es decir:

$$PNLT(k) = PNL(k) + C(k)$$

Si, en alguna banda de tercio de octava de orden *i*, para cualquier incremento de tiempo de orden *k*, se sospechase que el factor de corrección por tono es el resultado de algo que no es un tono verdadero, o que proviene de algún fenómeno adicional a tal tono o de alguna irregularidad espectral distinta del ruido de aviones, se hará un análisis adicional usando un filtro que tenga una anchura de banda inferior a un tercio de octava. Si el análisis de banda estrecha confirmase las sospechas, se determinará un valor revisado para el nivel de presión acústica de fondo SPL″(*i,k*), a base de dicho análisis de banda estrecha, valor que se usará para calcular un factor revisado de corrección por tono, para la banda de un tercio de octava de que se trate.

4.4 Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono

4.4.1 Este nivel, que se designa con las siglas PNLTM, será el valor máximo calculado del nivel de ruido percibido corregido por tono PNLT(*k*). Se calculará de acuerdo con el procedimiento de 4.3. Para obtener una evolución del ruido en función del tiempo que resulte satisfactoria, se harán mediciones a intervalos de medio segundo.

Nota.— La Figura A1-2, que muestra claramente el valor máximo, es un ejemplo de la evolución del ruido de sobrevuelo en función del tiempo.

4.4.2 Si no hubiese marcadas irregularidades en el espectro, aun cuando se examine por análisis de banda estrecha, se prescindirá del procedimiento de 4.3, ya que PNLT(*k*) sería idénticamente igual a PNL(*k*). En tal caso, PNLTM será el valor máximo de PNL(*k*) e igual a PNLM.

4.5 Corrección por duración

4.5.1 El factor de corrección por duración *D*, determinado por integración estará definido por la expresión:

$$\mathrm{D} = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \operatorname{antilog} \frac{\mathrm{PNLT}}{10} dt \right] - \mathrm{PNLTM}$$

donde *T* es una constante de tiempo normalizadora, PNLTM es el valor máximo de PNLT.

4.5.1.1 Si PNLTM es mayor que 100 TPNdB, *t*(1) será el primer punto de tiempo después del cual PNLT excede de PNLTM – 10 y *t*(2) será el punto de tiempo después del cual PNLT permanece constantemente inferior a PNLTM – 10.

4.5.1.2 Si el PNLTM es menor que 100 TPNdB, *t*(1) será el primer punto de tiempo después del cual PNLT resulta mayor que 90 TPNdB y *t*(2) será el punto de tiempo después del cual PNLT permanece constantemente inferior a 90 TPNdB.

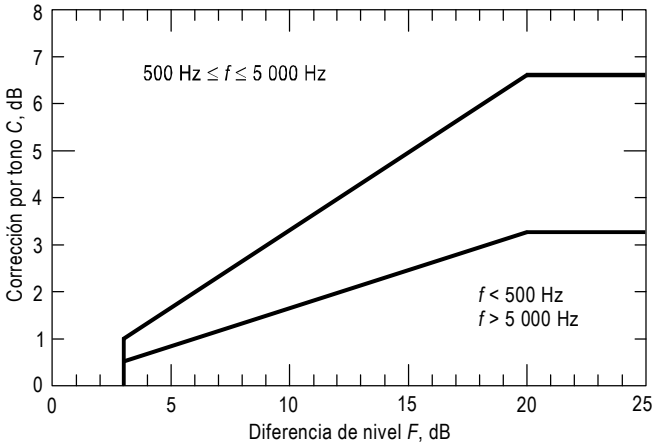
4.5.1.3 Si PNLTM es menor que 90 TPNdB, la corrección por duración se tomará igual a cero.

4.5.2 Como PNLT se calcula a partir de los valores medidos de SPL, por lo general no se dispondrá de ecuación apropiada para expresar PNLT en función del tiempo. En consecuencia, la ecuación anterior se escribirá de nuevo con el signo de suma en vez del de integración, como sigue:

$$\mathrm{D} = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{\frac{d}{\Delta t}} \Delta t \cdot \operatorname{antilog} \frac{\mathrm{PNLT}(k)}{10} \right] - \mathrm{PNLTM}$$

donde Δt es la duración de los incrementos iguales de tiempo para los cuales se calcula PNLT(*k*), y *d* es el intervalo redondeado al segundo 1,0 más próximo durante el cual PNLT(*k*) permanece superior o igual, bien sea a PNLTM – 10 o a 90, de acuerdo con los casos especificados en 4.5.1.1 a 4.5.1.3.

Tabla A1-2. Factores de corrección por tono



Frecuencia f, Hz	Diferencia de nivel F, dB	Corrección por tono C, dB
$50 \le f < 500$	$3^* \le F < 20$	$F/6$
	$20 \le F$	3⅓
$500 \le f \le 5\,000$	$3^* \le F < 20$	$F/3$
	$20 \le F$	6⅔
$5\,000 < f \le 10\,000$	$3^* \le F < 20$	$F/6$
	$20 \le F$	3⅓

* Véase la operación 8 de 4.3.

4.5.3 Para obtener un historial satisfactorio del nivel de ruido percibido, se usarán:

a) intervalos Δt de medio segundo; o

b) un intervalo más corto, con límites y constantes aprobados.

4.5.4 Al calcular D, se usarán los siguientes valores para T y Δt según el procedimiento indicado en 4.5.2:

$T = 10$ s, y
$\Delta t = 0{,}5$ s

Con dichos valores, la ecuación de D resulta ser

$$\mathrm{D} = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \operatorname{antilog} \frac{\mathrm{PNLT}(k)}{10} \right] - \mathrm{PNLTM} - 13$$

donde el entero d es la duración definida por los puntos correspondientes a los valores PNLTM – 10 ó 90 según el caso.

Tabla A1-3. Ejemplo de cálculo de corrección por tono para un turborreactor con soplante

(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)
Banda (i)	f Hz	SPL dB	S dB Operación 1	$\lvert\Delta S\rvert$ dB Operación 2	SPL′ dB Operación 4	S′ dB Operación 5	$\overline{s}$ dB Operación 6	SPL″ dB Operación 7	F dB Operación 8	C dB Operación 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	–8	–2⅓	70	—	
4	100	62	–8	—	62	–8	+3⅓	67⅔	—	
5	125	(70)	+(8)	16	71	+9	+6⅔	71	—	
6	160	80	+10	2	80	+9	+2⅔	77⅔	—	
7	200	82	+(2)	8	82	+2	–1⅓	80⅓	—	
8	250	(83)	+1	1	79	–3	–1⅓	79	4	0,61
9	315	76	–(7)	8	76	–3	+⅓	77⅔	—	
10	400	(80)	+(4)	11	78	+2	+1	78	—	0,17
11	500	80	0	4	80	+2	0	79	—	
12	630	79	–1	1	79	–1	0	79	—	
13	800	78	–1	0	78	–1	–⅓	79	—	
14	1 000	80	+2	3	80	+2	–⅔	78⅔		
15	1 250	78	–2	4	78	–2	–⅓	78	—	
16	1 600	76	–2	0	76	–2	+⅓	77⅔	—	
17	2 000	79	+3	5	79	+3	+1	78	—	
18	2 500	(85)	+6	3	79	0	–⅓	79	6	2
19	3 150	79	–(6)	12	79	0	–2⅔	78⅔	—	
20	4 000	78	–1	5	78	–1	–6⅓	76	—	
21	5 000	71	–(7)	6	71	–7	–8	69⅔	—	
22	6 300	60	–11	4	60	–11	–8⅔	61⅔	—	
23	8 000	54	–6	5	54	–6	–8	53	—	
24	10 000	45	–9	3	45	–9	—	45	—	
						–9				

Operación 1	(3) (i) – (3) (i – 1)
Operación 2	| (4) (i) – (4) (i – 1) |
Operación 3	Véanse las instrucciones
Operación 4	Véanse las instrucciones
Operación 5	(6) (i) – (6) (i – 1)

Operación 6	[(7) (i) + (7) (i + 1) + (7) (i + 2)] ÷ 3
Operación 7	(9) (i – 1) + (8) (i – 1)
Operación 8	(3) (i) – (9) (i)
Operación 9	Véase la Tabla A1-2

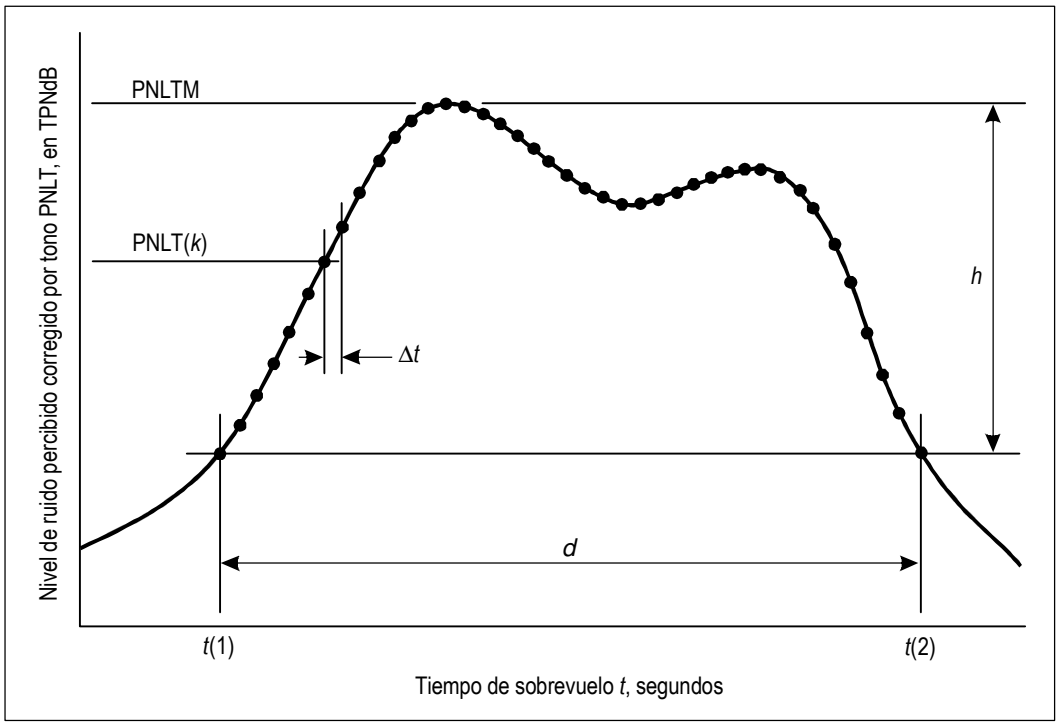


Figura A1-2. Ejemplo del nivel de ruido percibido corregido por tono en función del tiempo de sobrevuelo de la aeronave

4.5.5 Si en los procedimientos dados en 4.5.2, los límites de PNLTM – 10 ó 90 se encuentran entre los valores PNLT(k) calculados (que será el caso corriente), los valores de PNLT(k) que definan los límites del intervalo de duración se elegirán de entre los valores de PNLT(k) más próximos a PNLTM – 10 ó 90 según sea el caso.

4.6 Nivel efectivo de ruido percibido

El efecto subjetivo total ejercido del ruido de sobrevuelo de un avión, denominado "nivel efectivo de ruido percibido", EPNL, será igual a la suma algebraica del valor máximo del nivel de ruido percibido corregido por tono, PNLTM, y de la corrección por duración D, es decir:

$$\text{EPNL} = \text{PNLTM} + D$$

donde PNLTM y D se calculan de acuerdo con los procedimientos indicados en 4.2, 4.3, 4.4 y 4.5. Si la corrección por duración D es negativa y excede en valor absoluto de PNLTM – 90, D se tomará igual a 90 – PNLTM.

5. NOTIFICACIÓN DE DATOS A LA AUTORIDAD ENCARGADA DE LA HOMOLOGACIÓN Y CORRECCIÓN DE LOS DATOS MEDIDOS

5.1 Generalidades

Los datos que representan mediciones físicas o correcciones de datos medidos se registrarán de manera permanente y se anexarán al expediente, si bien no hará falta notificar correcciones que se refieran a desviaciones normales en la actuación del equipo. Todas las demás correcciones deberán ser aprobadas. Se intentará mantener al mínimo los distintos errores inherentes a cada una de las operaciones realizadas para obtener los datos definitivos.

5.2 Notificación de datos

5.2.1 Los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, se presentarán en forma de niveles de banda de tercio de octava obtenidos por medio de equipo que satisfaga las normas indicadas en la Sección 3 de este apéndice.

5.2.2 Se notificará el tipo de equipo usado para medir y analizar los datos acústicos en relación con la performance del avión, así como los datos meteorológicos.

5.2.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 2 de este apéndice:

a) la temperatura del aire y la humedad relativa;

b) las velocidades máxima, mínima y media del viento; y

c) la presión atmosférica.

5.2.4 Se notificarán comentarios sobre la topografía local, la vegetación y fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

5.2.5 Se dará la siguiente información acerca del avión:

a) tipo, modelo y números de serie (si los hubiere), del avión y de los motores;

b) las dimensiones globales del avión y ubicación de los motores;

c) la masa total del avión para cada pasada de ensayo;

d) la configuración del avión, por ejemplo, las posiciones de los flaps y del tren de aterrizaje;

e) la velocidad aerodinámica indicada en kilómetros por hora (nudos);

f) la performance de los motores, indicando empuje neto, relación de presiones, temperatura de los gases de escape y las velocidades de rotación del árbol de la soplante o del compresor, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante; y

g) la altura del avión por encima del suelo, determinada por un método independiente de los instrumentos del puesto de pilotaje, como, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría que habrán de ser aprobadas por la autoridad encargada de la homologación.

5.2.6 La velocidad y posición del avión, así como los parámetros de performance de los motores, se registrarán con arreglo a un ritmo de muestreo aprobado, que deberá ser suficiente para ajustar los resultados obtenidos a las condiciones de referencia prescritas en esta sección, y en sincronismo con la medición del ruido.

5.2.6.1 Se notificará la posición lateral con relación a la prolongación del eje de pista, la configuración y la masa total.

5.3 Condiciones de referencia para la homologación acústica

Los datos de posición y performance del avión, como también las mediciones de ruido, se ajustarán a las siguientes condiciones de referencia para la homologación:

a) condiciones meteorológicas:

   1) presión atmosférica al nivel del mar, de 1 013,25 hPa;

   2) temperatura ambiente 25°C, o sea ISA + 10°C, excepto que, a discreción de la autoridad encargada de la homologación, podrá usarse como temperatura ambiente de referencia 15°C, o sea ISA;

   3) humedad relativa, 70%; y

   4) viento cero;

b) condiciones relativas al avión:

   1) masa máxima de despegue y de aterrizaje que figuran en la solicitud de homologación acústica;

   2) ángulo de aproximación de 3°; y

   3) el avión a 120 m (394 ft) por encima de la estación de medición del ruido de aproximación.

5.4 Correcciones de datos

5.4.1 Los datos de ruido se ajustarán a las condiciones de referencia indicadas en 5.3. Las condiciones meteorológicas medidas serán las que se obtengan de acuerdo con la Sección 2 de este apéndice. Los requisitos relativos a la atenuación del sonido en la atmósfera figuran en la Sección 8 de este apéndice. Cuando se ajusten los datos a una temperatura ambiente de referencia de 15°C [véase 5.3 a) 2)], habrá que efectuar una corrección complementaria de +1 EPNdB en los niveles de ruido obtenidos en el punto de medición de sobrevuelo.

5.4.2 La trayectoria de vuelo medida se corregirá en un valor igual a la diferencia entre las trayectorias de vuelo previstas por el solicitante para las condiciones del ensayo y las condiciones de referencia para la homologación acústica.

Nota.— Las correcciones necesarias relativas a la trayectoria de vuelo o a la performance del avión pueden deducirse de datos aprobados que no sean los del ensayo de homologación.

5.4.2.1 El procedimiento para corregir la trayectoria respecto al ruido de aproximación se llevará a cabo con referencia a una altura de vuelo fija y a un ángulo de aproximación determinado. La corrección del nivel efectivo de ruido percibido deberá ser menor que 2 EPNdB, para tener en cuenta:

a) el hecho de que el avión no pasa exactamente por la vertical del punto de medición;

b) la diferencia entre la altura de referencia y la altura de la antena ILS del avión con respecto al punto de medición del ruido de aproximación; y

c) la diferencia entre el ángulo de aproximación de referencia y el ángulo real de ensayo.

Nota.— En la Sección 9 de este apéndice figuran los requisitos detallados de corrección.

5.4.3 No se aceptarán los resultados de ensayo en una medición específica si la diferencia entre el EPNL calculado a partir de datos medidos y el corregido a las condiciones de referencia excede de 15 EPNdB.

5.4.4 Si los niveles de presión acústica del avión no exceden de los niveles de presión acústica ambiente en 10 dB, como mínimo, en una cualquiera de las bandas de tercio de octava, se efectuarán correcciones aprobadas para tener en cuenta la magnitud en que el nivel de presión acústica ambiente contribuye al nivel de presión observado.

5.5 Validez de los resultados

5.5.1 De los resultados de los ensayos se deducirán tres valores medios de EPNL y sus límites de confianza del 90%, siendo cada valor la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas referentes a las pasadas válidas de los ensayos, en el punto de medición apropiado (despegue, aproximación y línea lateral). Si se usara más de un sistema de medición acústica en uno cualquiera de los emplazamientos de medición (tales como los puntos simétricos de medición de línea lateral), los resultados de cada pasada de ensayo se promediarán para que constituyan una sola medición.

5.5.2 El tamaño de muestra mínimo aceptable para cada uno de los tres puntos de medición para la homologación será seis. Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente, para cada uno de los tres niveles de homologación acústica, un límite de confianza del 90% que no exceda de ±1,5 EPNdB. Del proceso de promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifique de otro modo la autoridad encargada de la homologación.

5.5.3 Se notificarán los valores medios de EPNL y sus límites de confianza del 90%, obtenidos mediante el proceso precedente y se usarán para evaluar la actuación del avión en lo tocante al ruido, comparándolos con los criterios de homologación acústica.

6. NOMENCLATURA

6.1 Símbolos y unidades

Nota.— Se indican a continuación los significados de los diversos símbolos empleados en este apéndice. Se admite que pueden existir diferencias con las unidades y significados de los símbolos análogos que figuran en el Apéndice 2.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
antilog	—	*Antilogaritmo de base 10.*
$C(k)$	dB	*Factor de corrección por tono.* El factor que ha de sumarse al PNL(k) para tener en cuenta la presencia de irregularidades espectrales tales como tonos en el k-ésimo incremento de tiempo.
d	s	*Duración.* La longitud del historial del ruido significativo, correspondiente al intervalo de tiempo entre los límites $t(1)$ y $t(2)$, redondeado al segundo más próximo.
D	dB	*Corrección por duración.* El factor que ha de sumarse al PNLTM para tener en cuenta la duración del ruido.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
EPNL	EPNdB	*Nivel efectivo de ruido percibido.* El valor del PNL ajustado, tanto para tener en cuenta las irregularidades espectrales como la duración del ruido. (Se usa la unidad EPNdB en vez de la unidad dB).
$f(i)$	Hz	*Frecuencia.* La frecuencia media geométrica de la banda de tercio de octava de orden *i*.
$F(i,k)$	dB	*Delta-dB.* La diferencia entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de fondo, en la banda de tercio de octava de orden *i* y para el instante de orden *k*.
h	dB	*dB sustractivo.* El nivel que al restarse del PNLTM define la duración del ruido.
H	%	*Humedad relativa.* La humedad atmosférica relativa ambiente.
i	—	*Índice de banda de frecuencia.* Indicador numérico que denota una cualquiera de las 24 bandas de tercio de octava, con frecuencias medias geométricas desde 50 hasta 10 000 Hz.
k	—	*Índice de incremento de tiempo.* Indicador numérico que denota el número de incrementos iguales de tiempo, que han transcurrido desde la referencia cero.
log	—	*Logaritmo de base 10.*
$\log n(a)$	—	*Coordenada de discontinuidad de noy.* El valor de log *n* del punto de intersección de las rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
$M(b)$, $M(c)$, etc.	—	*Pendiente inversa de noy.* Los valores inversos de las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
n	noy	*Ruidosidad percibida.* La ruidosidad percibida en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i,k)$	noy	*Ruidosidad percibida.* La ruidosidad percibida en el instante de orden *k*, que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i*.
$n(k)$	noy	*Ruidosidad percibida máxima.* El valor máximo de todos los 24 valores de *n(i)* que ocurren en el instante de orden *k*.
$N(k)$	noy	*Ruidosidad percibida total.* La ruidosidad percibida total en el instante de orden *k*, calculada de los 24 valores instantáneos de *n(i,k)*.
$p(b)$, $p(c)$, etc.	—	*Pendiente de noy.* Las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
PNL	PNdB	*Nivel de ruido percibido.* El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNL(k)	PNdB	*Nivel de ruido percibido.* El nivel de ruido percibido calculado de los 24 valores de SPL*(i,k)*, para el incremento de tiempo de orden *k*. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLM	PNdB	*Nivel máximo de ruido percibido.* El valor máximo de PNL*(k)*. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
PNLT	TPNdB	*Nivel de ruido percibido corregido por tono.* El valor de PNL ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT(*k*)	TPNdB	*Nivel de ruido percibido corregido por tono.* El valor de PNL*(k)* ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en el incremento de tiempo de orden *k*. (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
PNLTM	TPNdB	*Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.* El valor máximo de PNLT*(k)*. (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
s(*i*,*k*)	dB	*Pendiente del nivel de presión acústica.* El cambio de nivel entre niveles adyacentes de presión acústica de banda de tercio de octava, para la banda de orden *i* y para el instante de orden *k*.
Δ*s*(*i*,*k*)	dB	*Cambio de pendiente del nivel de presión acústica.*
s'(*i*,*k*)	dB	*Pendiente corregida del nivel de presión acústica.* El cambio de nivel entre niveles ajustados y adyacentes, de presión acústica de banda de tercio de octava, para la banda de orden *i* y para el instante de presión acústica orden *k*.
$\bar{s}$ (*i*,*k*)	dB	*Pendiente media del nivel de presión acústica.*
SPL	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica.* El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
SPL(*a*)	dB ref. 20 µPa	*Coordenada de discontinuidad de noy.* El valor SPL del punto de intersección de las rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
SPL(*b*) SPL(*c*)	dB ref. 20 µPa	*Ordenadas de noy en el origen.* Las intersecciones con el eje SPL de las rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
SPL(*i*,*k*)	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica.* El nivel de presión acústica en el instante de orden *k* que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i*.
SPL*'*(*i*,*k*)	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica ajustado.* La primera aproximación al nivel de presión acústica de fondo, en la banda de tercio de octava de orden *i* y para el instante de orden *k*.
SPL(*i*)	dB ref. 20 µPa	*Nivel máximo de presión acústica.* El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* del espectro para PNLTM.
SPL$(i)_c$	dB ref. 20 µPa	*Nivel máximo de presión acústica corregido.* El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* del espectro para PNLTM corregido por la absorción atmosférica del sonido.
SPLi*''*(*i*,*k*)	dB ref. 20 µPa	*Nivel final de presión acústica de fondo.* La segunda y definitiva aproximación al nivel de presión acústica de fondo, en la banda de tercio de octava de orden *i* y para el instante de orden *k*.
t	s	*Tiempo transcurrido.* La longitud de tiempo medida a partir de la referencia cero.
*t*1, *t*2	s	*Límite de tiempo.* El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por *h*.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
Δt	s	*Incremento de tiempo.* La serie de incrementos de tiempo de igual magnitud, para los cuales se calcula PNL*(k)* y PNLT*(k)*.
T	s	*Constante de tiempo para normalización.* La longitud de tiempo usada como referencia en el método de integración para calcular las correcciones por duración, siendo $T = 10$ s.
t(°C)	°C	*Temperatura.* La temperatura atmosférica ambiente.
$\alpha(i)$	dB/100 m	*Absorción atmosférica de ensayo.* La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* para la temperatura atmosférica y la humedad relativa medidas.
$\alpha(i)_o$	dB/100 m	*Absorción atmosférica de referencia.* La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* para la temperatura atmosférica y la humedad relativa de referencia.
β	grados	*Ángulo del primer ascenso constante*[*].
γ	grados	*Ángulo del segundo ascenso constante*[**].
δ ε	grados	*Ángulos de reducción de empuje.* Los ángulos que definen los puntos de la trayectoria de vuelo de despegue, en los cuales se inicia y se termina, respectivamente, la reducción del empuje.
η	grados	*Ángulo de aproximación.*
η_r	grados	*Ángulo de aproximación de referencia.*
θ	grados	*Ángulo del ruido de despegue.* El ángulo entre la trayectoria de vuelo y la trayectoria del ruido para los despegues. Es idéntico para ambas trayectorias de vuelo, la medida y la corregida.
λ	grados	*Ángulo del ruido de aproximación.* El ángulo entre la trayectoria de vuelo y la trayectoria del ruido para las aproximaciones. Es idéntico para ambas trayectorias de vuelo, la medida y la corregida.
Δ_1	EPNdB	*Corrección PNLT.* Corrección que ha de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias en la absorción atmosférica y en la longitud de la trayectoria del ruido entre las condiciones de referencia y las del ensayo.
Δ_2	EPNdB	*Corrección por duración de la trayectoria del ruido.* Corrección que ha de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a la duración del ruido a causa de las diferencias de altitud de sobrevuelo, entre las condiciones de referencia y las del ensayo.
Δ_3	EPNdB	*Corrección por diferencia de masa.* Corrección que ha de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido, debidos a diferencias entre la masa máxima y la masa real del avión de ensayo.

[*] Tren replegado, velocidad de por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), empuje de despegue.

[**] Tren replegado, velocidad de por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), después de la reducción de empuje.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
Δ_4	EPNdB	*Corrección por ángulo de aproximación.* Corrección que ha de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias entre los ángulos de aproximación de referencia y del ensayo.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
ΔAB	metros	*Cambios en el perfil de despegue.* Los cambios algebraicos de los parámetros básicos que definen el perfil de despegue, debidos a diferencias entre las condiciones de referencia y las del ensayo.
Δβ	grados	
Δγ	grados	
Δδ	grados	
Δε	grados	

6.2 Puntos de identificación del perfil de vuelo

Punto	*Descripción*
A	Comienzo del recorrido de despegue.
B	Punto de despegue.
C	Comienzo del primer ascenso constante.
D	Comienzo de la reducción de empuje.
E	Comienzo del segundo ascenso constante.
E_c	Comienzo del segundo ascenso constante en trayectoria de vuelo corregida.
F	Final de la trayectoria de despegue para la homologación.
F_c	Final de la trayectoria de despegue corregida para la homologación.
G	Comienzo de la trayectoria de aproximación para la homologación.
G_r	Comienzo de la trayectoria de aproximación de referencia para la homologación.
H	Punto de la trayectoria de aproximación en la vertical de la estación de medición del ruido.
H_r	Punto de la trayectoria de aproximación de referencia en la vertical de la estación de medición del ruido.
I	Comienzo del enderezamiento.
I_r	Comienzo del enderezamiento en la trayectoria de aproximación de referencia.
J	Punto de toma de contacto.
K	Punto de medición del ruido de sobrevuelo.

Punto	*Descripción*
L	Puntos de medición del ruido lateral (no situados sobre la derrota).
M	Final de la derrota de despegue para la homologación.
N	Punto de medición del ruido de aproximación.
O	Umbral en el extremo de aproximación de la pista.
P	Comienzo de la derrota de aproximación para la homologación.
Q	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM aparente en la estación K. (Véase 9.2).
Q_c	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, correspondiente al PNLTM en la estación K. (Véase 9.2).
R	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, más próximo a la estación K.
R_c	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, más próximo a la estación K.
S	Punto, sobre la trayectoria de aproximación medida, correspondiente al PNLTM en la estación N.
S_r	Punto, sobre la trayectoria de aproximación de referencia, correspondiente al PNLTM en la estación N.
T	Punto, sobre la trayectoria de aproximación medida, más próximo a la estación N.
T_r	Punto, sobre la trayectoria de aproximación de referencia, más próximo a la estación N.
X	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM en la estación L.

6.3 Distancias del perfil de vuelo

Distancia	*Unidad*	*Significado*
AB	metros	*Longitud del recorrido de despegue.* Distancia a lo largo de la pista entre el punto en que comienza el recorrido de despegue y el punto en que, efectivamente, el avión se separa del suelo.
AK	metros	*Distancia de medición de despegue.* La distancia a partir del comienzo del recorrido hasta la estación de medición del ruido de despegue, a lo largo de la prolongación del eje de la pista.
AM	metros	*Distancia de la derrota de despegue.* La distancia desde el comienzo del recorrido hasta el punto de la derrota de despegue, a lo largo de la prolongación del eje de la pista, para la cual ya no hace falta registrar la posición del avión.
KQ	metros	*Trayectoria del ruido de despegue medida.* La distancia desde la estación K hasta la posición Q, medida, del avión.
KQ_c	metros	*Trayectoria del ruido de despegue corregida.* La distancia desde la estación K hasta la posición Q_c, corregida, del avión.

Distancia	*Unidad*	*Significado*
KR	metros	*Distancia mínima a la trayectoria de despegue medida.* La distancia desde la estación K al punto R, sobre la trayectoria de vuelo medida.
KR_c	metros	*Distancia mínima a la trayectoria de despegue corregida.* La distancia desde la estación K hasta el punto R_c, sobre la trayectoria de vuelo corregida.
LX	metros	*Trayectoria medida del ruido de línea lateral.* La distancia desde la estación L hasta la posición X, medida, del avión.
NH	metros (pies)	*Altura de aproximación del avión.* La altura del avión sobre la estación de medición de aproximación.
NH_r	metros (pies)	*Altura de referencia en la aproximación.* La altura de la trayectoria de aproximación de referencia sobre la estación de medición de aproximación.
NS	metros	*Trayectoria medida del ruido de aproximación.* La distancia desde la estación N a la posición S, medida, del avión.
NS_r	metros	*Trayectoria de referencia del ruido de aproximación.* La distancia desde la estación N a la posición S_r de referencia del avión.
NT	metros	*Distancia mínima a la trayectoria de aproximación medida.* La distancia desde la estación N al punto T, sobre la trayectoria de vuelo medida.
NT_r	metros	*Distancia mínima a la trayectoria de aproximación de referencia.* La distancia desde la estación N al punto T_r sobre la trayectoria de vuelo corregida.
ON	metros	*Distancia de medición de aproximación.* La distancia desde el umbral de pista hasta la estación de medición de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista.
OP	metros	*Distancia de la derrota de aproximación.* La distancia desde el umbral de pista hasta el punto de la derrota de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista, para el cual ya no hace falta registrar la posición del avión.

7. FORMULACIÓN MATEMÁTICA DE LAS TABLAS NOY

Nota 1.— La relación entre el nivel de presión acústica y la ruidosidad percibida de la Tabla A1-1, se ilustra en la Figura A1-3. La variación de SPL *con el* logaritmo *de n, para una banda de tercio de octava dada se expresa bien sea por una o por dos líneas rectas, dependiendo de cómo sea la gama de frecuencias. La Figura A1-3 a) representa el caso de línea doble para frecuencias inferiores a 400 Hz y superiores a 6 300 Hz; la Figura A1-3 b) ilustra el caso de una sola línea para todas las demás frecuencias.*

Los aspectos importantes de la formulación matemática son los siguientes:

a) las pendientes de las rectas, p(b) y p(c);

b) las intersecciones de las rectas con el eje SPL, SPL*(b) y* SPL*(c); y*

c) las coordenadas del punto de discontinuidad, SPL*(a) y* log *n(a).*

Nota 2.— Matemáticamente, la relación se expresa como sigue:

Caso 1: Figura A1-3 a): $f < 400$ Hz
$f > 6\,300$ Hz

$$\mathrm{SPL}(a) = \frac{p(c)\,\mathrm{SPL}(b) - p(b)\,\mathrm{SPL}(c)}{p(c) - p(b)}$$

$$\log n(a) = \frac{\mathrm{SPL}(c) - \mathrm{SPL}(b)}{p(b) - p(c)}$$

a) $\mathrm{SPL} < \mathrm{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog}\ \frac{\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(b)}{p(b)}$$

b) $\mathrm{SPL} \geq \mathrm{SPL}(a)$

$$n = \text{antilog}\ \frac{\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(c)}{p(c)}$$

c) $\log n < \log n(a)$

$$\mathrm{SPL} = p(b) \log n + \mathrm{SPL}(b)$$

d) $\log n \geq \log n(a)$
$\mathrm{SPL} = p(c) \log n + \mathrm{SPL}(c)$

Caso 2: Figura A1-3 b): $400 \leq f \leq 6\,300$ Hz

$$n = \text{antilog}\ \frac{\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(c)}{p(c)}$$

$$\mathrm{SPL} = p(c) \log n + \mathrm{SPL}(c)$$

Nota 3.— Si los valores inversos de las pendientes se expresan como:

$M(b) = 1/p(b)$

$M(c) = 1/p(c)$

las ecuaciones de la Nota 2 tomarán la forma:

Caso 1: Figura A1-3 a): $f < 400$ Hz
$f > 6\,300$ Hz

$$\mathrm{SPL}(a) = \frac{M(b)\,\mathrm{SPL}(b) - M(c)\,\mathrm{SPL}(c)}{M(b) - M(c)}$$

$$\log n(a) = \frac{M(b)\,M(c)\,[\mathrm{SPL}(c) - \mathrm{SPL}(b)]}{M(c) - M(b)}$$

a) $\mathrm{SPL} < \mathrm{SPL}(a)$

$n = \text{antilog}\, M(b)\,[\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(b)]$

b) $\mathrm{SPL} \geq \mathrm{SPL}(a)$

$n = \text{antilog}\, M(c)\,[\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(c)]$

c) $\log n < \log n(a)$

$$\mathrm{SPL} = \frac{\log n}{M(b)} + \mathrm{SPL}\,(b)$$

d) $\log n \geq \log n(a)$

$$\mathrm{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \mathrm{SPL}\,(c)$$

Caso 2: Figura A1-3 b): $400 \leq f \leq 6\,300$ Hz

$n = \text{antilog}\, M(c)\,[\mathrm{SPL} - \mathrm{SPL}(c)]$

$$\mathrm{SPL} = \frac{\log n}{M(c)} + \mathrm{SPL}\,(c)$$

Nota 4.— La Tabla A1-4 contiene los valores de las constantes importantes necesarias para calcular el nivel de presión acústica en función de la ruidosidad percibida.

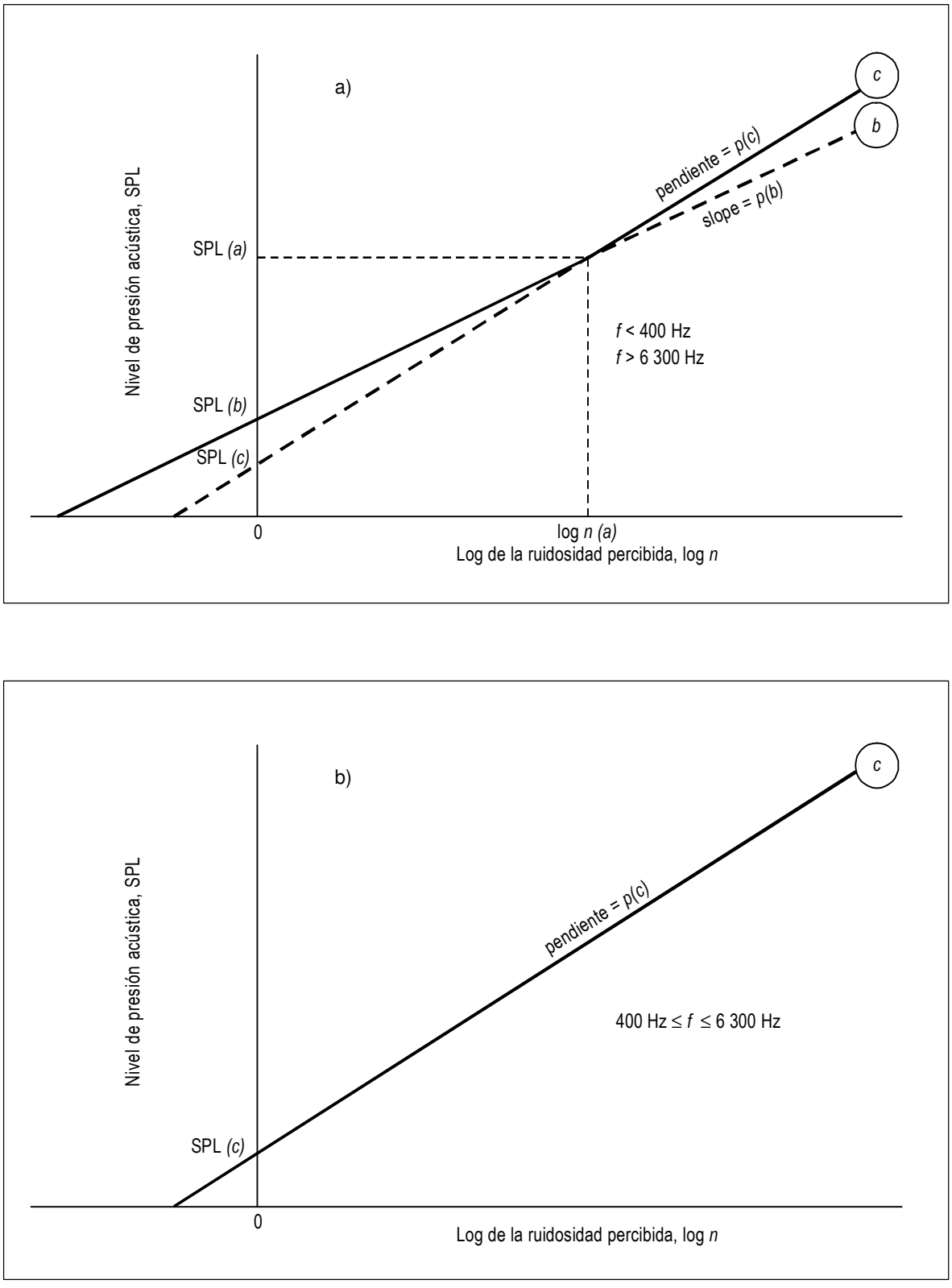


Figura A1-3. Nivel de presión acústica en función de la ruidosidad percibida

Tabla A1-4. Constantes para los valores noy formulados matemáticamente

Banda (*i*)	*f* Hz	*M(b)*	SPL *(b)* dB	SPL *(a)* dB	*M(c)*	SPL *(c)* dB
1	50	0,043478	64	91,0	0.030103	52
2	63	0,040570	60	85,9		51
3	80	0,036831	56	87,3		49
4	100	”	53	79,9		47
5	125	0,035336	51	79,8		46
6	160	0,033333	48	76,0		45
7	200	”	46	74,0		43
8	250	0,032051	44	74,9		42
9	315	0,030675	42	94,6		41
10	400	—	—	—		40
11	500	—	—	—		40
12	630	—	—	—		40
13	800	—	—	—		40
14	1 000	—	—	—		40
15	1 250	—	—	—	0,030103	38
16	1 600	—	—	—	0,029960	34
17	2 000	—	—	—		32
18	2 500	—	—	—		30
19	3 150	—	—	—		29
20	4 000	—	—	—		29
21	5 000	—	—	—		30
22	6 300	—	—	—		31
23	8 000	0,042285	37	44,3		34
24	10 000	0,042285	41	50,7	0,029960	37

NO ES APLICABLE

8. ATENUACIÓN DEL SONIDO EN EL AIRE

8.1 La atenuación atmosférica del sonido se determinará de conformidad con el siguiente procedimiento.

8.2 La relación entre la atenuación del sonido, la frecuencia, la temperatura y la humedad se expresa mediante las ecuaciones siguientes:

$$\alpha(i) = 10^{[2{,}05 \log (f_o/1000) + 1{,}1394 \times 10^{-3}\theta - 1{,}916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log (f_o) + 8{,}42994 \times 10^{-3}\theta - 2{,}755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_o}}\, 10^{(\log H - 1{,}328924 + 3{,}179768 \times 10^{-2}\theta)} \times 10^{(-2{,}173716 \times 10^{-4}\theta^2 + 1{,}7496 \times 10^{-6}\theta^3)}$$

en la que:

η (δ) se obtiene de la Tabla A1-5 y f_o de la Tabla A1-6;

α (i) es el coeficiente de atenuación en dB/100 m;

θ es la temperatura en °C; y

H es la humedad relativa.

8.3 Las ecuaciones de 8.2 son convenientes para calcular por computadora. Para usarlas en otros casos se proporcionan en las Tablas A1-7 a A1-16 los valores numéricos deducidos de dichas ecuaciones.

Tabla A1-5

δ	η	δ	η
0,00	0,000	2,30	0,495
0,25	0,315	2,50	0,450
0,50	0,700	2,80	0,400
0,60	0,840	3,00	0,370
0,70	0,930	3,30	0,330
0,80	0,975	3,60	0,300
0,90	0,996	4,15	0,260
1,00	1,000	4,45	0,245
1,10	0,970	4,80	0,230
1,20	0,900	5,25	0,220
1,30	0,840	5,70	0,210
1,50	0,750	6,05	0,205
1,70	0,670	6,50	0,200
2,00	0,570	7,00	0,200
		10,00	0,200

Tabla A1-6

Frecuencia central de la banda de un tercio de octava	f_o *(Hz)*	*Frecuencia central de la banda de un tercio de octava*	f_o *(Hz)*
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

Tabla A1-7. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 10%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,3	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,4	0,4	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,4	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,5	0,7	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,5	0,8	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4
630	0,3	0,6	0,9	1,2	1,2	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5
800	0,4	0,6	1,0	1,5	1,7	1,5	1,2	1,0	0,8	0,7	0,6
1 000	0,4	0,7	1,2	1,8	2,1	2,0	1,7	1,4	1,2	1,0	0,9
1 250	0,4	0,8	1,3	2,1	2,6	2,8	2,4	2,0	1,7	1,4	1,2
1 600	0,5	0,9	1,4	2,3	3,3	3,8	3,4	2,9	2,4	2,0	1,7
2 000	0,6	1,0	1,6	2,6	3,9	4,7	4,7	4,1	3,4	2,8	2,3
2 500	0,7	1,1	1,8	2,9	4,5	5,8	6,4	5,6	4,8	4,0	3,3
3 150	0,8	1,2	2,0	3,2	5,1	7,1	8,3	7,7	6,8	5,7	4,8
4 000	0,9	1,4	2,3	3,6	5,7	8,5	10,5	11,0	9,6	8,3	6,9
5 000	1,0	1,6	2,4	3,8	6,1	9,2	11,7	12,8	11,3	9,9	8,3
6 300	1,3	1,9	2,8	4,3	6,8	10,4	14,2	16,4	15,5	13,7	11,7
8 000	1,6	2,3	3,4	5,0	7,7	11,8	17,0	20,8	22,0	19,4	16,8
10 000	2,1	2,9	4,1	6,0	8,9	13,4	19,9	25,9	29,5	27,2	24,1
12 500	2,9	3,7	5,0	7,1	10,3	15,3	22,7	31,2	36,9	37,6	33,4

Tabla A1-8. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 20%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,2	0,1	0,1	0,1	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	1,0	1,0	0,8	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	1,2	1,4	1,2	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	1,4	1,8	1,6	1,3	1,0	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8
1 250	0,9	1,6	2,2	2,2	1,8	1,5	1,2	1,0	0,9	0,9	1,0
1 600	1,1	1,9	2,7	3,1	2,6	2,1	1,7	1,4	1,2	1,2	1,3
2 000	1,2	2,0	3,2	3,9	3,6	3,0	2,5	2,0	1,7	1,5	1,6
2 500	1,3	2,3	3,7	4,9	5,0	4,2	3,5	2,8	2,3	2,0	2,0
3 150	1,5	2,5	4,2	6,0	6,8	5,8	4,9	4,0	3,3	2,8	2,7
4 000	1,7	2,9	4,8	7,2	8,7	8,2	7,1	5,9	4,9	4,0	3,6
5 000	1,9	3,1	5,1	7,9	9,8	9,7	8,4	7,0	5,9	4,8	4,2
6 300	2,2	3,5	5,7	9,0	12,0	13,3	11,5	9,9	8,2	6,8	5,8
8 000	2,7	4,1	6,5	10,4	14,8	17,4	16,2	14,1	12,0	10,0	8,3
10 000	3,3	4,9	7,5	11,8	17,7	22,0	23,1	20,1	17,2	14,5	12,1
12 500	4,1	5,9	8,8	13,4	20,5	27,1	30,6	27,5	24,2	20,6	17,4

Tabla A1-9. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 30%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,1	1,3	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,3	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,5	2,0	1,9	1,6	1,2	0,9	0,8	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,7	2,5	2,7	2,2	1,8	1,4	1,1	1,0	1,0	1,1	1,3
2 000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,4	1,6
2 500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	2,0
3 150	2,3	4,0	5,5	5,9	4,9	4,0	3,3	2,6	2,3	2,3	2,5
4 000	2,6	4,5	6,8	7,9	6,9	5,8	4,7	3,8	3,3	3,1	3,3
5 000	2,8	4,8	7,4	9,0	8,2	6,9	5,7	4,6	3,9	3,6	3,7
6 300	3,2	5,3	8,6	11,1	11,3	9,6	8,0	6,6	5,4	4,8	4,7
8 000	3,8	6,1	9,9	13,9	15,6	13,6	11,5	9,5	7,9	6,8	6,4
10 000	4,5	7,1	11,4	16,9	20,3	19,1	16,6	13,9	11,6	9,7	8,8
12 500	5,5	8,3	13,0	20,0	25,3	26,6	23,0	19,6	16,4	13,8	12,1

Tabla A1-10. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 40%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,1	2,6	2,1	1,7	1,3	1,0	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,7	1,8	2,0
3 150	3,2	4,9	5,6	4,7	3,8	3,0	2,4	2,1	2,1	2,3	2,5
4 000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	2,8	3,0	3,3
5 000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,3	3,4	3,7
6 300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,4	4,3	4,7
8 000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	6,1	5,8	6,2
10 000	5,8	9,5	14,8	18,4	17,8	15,2	12,7	10,5	8,8	8,1	8,1
12 500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	12,4	10,9	10,6

Tabla A1-11. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 50%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,4	1,1	0,9	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,6	1,2	0,9	0,7	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	2,2	1,8	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,8	3,1	2,4	1,9	1,5	1,2	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,4	4,0	3,4	2,7	2,1	1,6	1,5	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,0	5,1	4,7	3,8	3,0	2,3	2,0	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	4,6	6,4	6,7	5,5	4,4	3,4	2,8	2,6	2,7	3,0	3,3
5 000	4,9	7,2	7,9	6,5	5,2	4,2	3,4	3,1	3,1	3,4	3,7
6 300	5,4	8,6	10,2	8,9	7,3	5,9	4,7	4,1	4,0	4,3	4,7
8 000	6,2	10,2	13,1	12,5	10,5	8,6	6,9	5,8	5,4	5,7	6,2
10 000	7,2	11,9	16,4	17,8	15,0	12,4	10,2	8,4	7,5	7,4	8,1
12 500	8,4	13,6	20,1	23,4	20,6	17,5	14,4	11,9	10,4	9,9	10,5

Tabla A1-12. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 60%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,6	0,5	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,9	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,2	1,0	0,7	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,7	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,6	2,1	1,6	1,2	1,1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,6	3,6	2,9	2,2	1,7	1,4	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,4	5,0	4,1	3,2	2,5	2,0	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,3	6,6	5,7	4,6	3,6	2,8	2,5	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	5,8	7,4	6,8	5,5	4,3	3,4	2,9	2,9	3,1	3,4	3,7
6 300	6,6	9,2	9,3	7,7	6,1	4,9	4,0	3,8	4,0	4,3	4,7
8 000	7,6	11,4	13,0	10,9	8,9	7,2	5,8	5,2	5,2	5,7	6,2
10 000	8,7	13,8	16,9	15,3	12,8	10,4	8,5	7,3	7,0	7,4	8,1
12 500	10,0	16,1	21,1	21,2	18,0	14,8	12,2	10,2	9,5	9,6	10,5

Tabla A1-13. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 70%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4
630	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,1	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,1	1,7	1,2	0,9	0,8	0,8	0,9	1,0	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,3	1,8	1,3	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,7	3,2	2,5	1,9	1,5	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,7	6,3	5,1	4,0	3,1	2,5	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,3	7,3	6,0	4,7	3,7	3,0	2,7	2,9	3,1	3,4	3,7
6 300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	3,6	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	8,8	11,8	11,6	9,5	7,6	6,1	5,1	4,9	5,2	5,7	6,2
10 000	10,2	14,8	16,4	13,7	11,1	9,0	7,4	6,8	6,8	7,4	8,1
12 500	11,6	18,0	21,4	18,8	15,7	12,8	10,5	9,2	9,0	9,6	10,5

Tabla A1-14. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 80%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,5	0,3	0,3	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,0	0,7	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,9	1,5	1,1	0,8	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,6	2,0	1,5	1,1	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,6	2,9	2,2	1,6	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,7	4,0	3,1	2,4	1,9	1,7	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,9	5,6	4,5	3,4	2,7	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,6	6,6	5,3	4,1	3,2	2,7	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,1	9,1	7,4	5,9	4,6	3,7	3,4	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	9,8	12,0	10,4	8,4	6,7	5,4	4,8	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	11,5	15,3	14,8	12,2	9,8	7,8	6,7	6,4	6,8	7,4	8,1
12 500	13,3	18,9	20,5	17,0	13,9	11,3	9,4	8,7	8,9	9,6	10,5

Tabla A1-15. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 90%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	0,6	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,2	0,9	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,4	1,8	1,3	1,0	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,3	2,6	1,9	1,4	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,6	3,6	2,8	2,1	1,7	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	6,0	5,1	4,0	3,0	2,4	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,7	6,0	4,8	3,7	2,9	2,6	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,3	8,3	6,7	5,2	4,0	3,4	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	10,4	11,7	9,5	7,6	6,0	4,9	4,5	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	12,6	15,4	13,5	11,0	8,8	7,1	6,3	6,3	6,8	7,4	8,1
12 500	14,8	19,4	18,6	15,4	12,4	10,1	8,7	8,3	8,9	9,6	10,5

Tabla A1-16. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	*Humedad relativa = 100%*										
	Temperatura en °C										
Hz	–10	–5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,1	0,8	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,2	1,6	1,2	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2 500	3,0	2,3	1,7	1,3	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3 150	4,2	3,3	2,5	1,9	1,6	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4 000	5,9	4,7	3,6	2,7	2,2	2,1	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5 000	6,8	5,6	4,3	3,3	2,6	2,4	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6 300	8,5	7,6	6,0	4,7	3,7	3,3	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	10,7	10,8	8,7	6,8	5,3	4,5	4,4	4,8	5,2	5,7	6,2
10 000	13,3	15,1	12,5	10,0	7,9	6,5	6,0	6,3	6,8	7,4	8,1
12 500	16,0	19,5	17,2	14,0	11,3	9,2	8,2	8,2	8,9	9,6	10,5

9. PROCEDIMIENTOS DETALLADOS DE CORRECCIÓN

9.1 Introducción

9.1.1 Cuando para la homologación acústica las condiciones de ensayo no sean idénticas a las de referencia, deberán efectuarse correcciones apropiadas del EPNL calculado a partir de los datos medidos con los métodos expuestos en esta sección.

Nota 1.— Las diferencias entre las condiciones de referencia y las de ensayo que exigen correcciones pueden resultar de lo siguiente:

a) absorción atmosférica del sonido en condiciones de ensayo, diferentes a las de referencia;

b) trayectoria de vuelo del ensayo a una altitud diferente a la de referencia; y

c) masa de ensayo diferente de la máxima.

Nota 2.— Puede surgir la necesidad de hacer correcciones negativas si la absorción atmosférica del sonido en las condiciones de ensayo es inferior a la de referencia, y también si la trayectoria de vuelo de ensayo está a una altitud más baja que la de referencia.

La trayectoria de despegue del ensayo puede resultar a una altitud mayor que la de referencia si las condiciones meteorológicas permiten una performance superior del avión (efecto de "día frío"). Por el contrario, el efecto de "día caluroso" puede hacer que la trayectoria de despegue del ensayo resulte a una altitud inferior a la de referencia. La trayectoria de vuelo del ensayo de aproximación puede resultar a altitudes superiores o inferiores a la de referencia, independientemente de las condiciones meteorológicas.

9.1.2 Los valores de medición del ruido se ajustarán debidamente a las condiciones de referencia, bien sea mediante los procedimientos de corrección presentados a continuación, o por un programa integrado que se aprobará como equivalente.

9.1.2.1 Los procedimientos de corrección consistirán en sumar algebraicamente uno o más valores al EPNL calculado, como si los ensayos se hubiesen llevado a cabo completamente en las condiciones de referencia de la homologación acústica.

9.1.2.2 Los perfiles de vuelo se determinarán tanto para el despegue como para la aproximación, así como para las condiciones de referencia y las de ensayo. Los procedimientos de ensayo exigen el registro del ruido y de la trayectoria de vuelo, con una señal de tiempo sincronizada que permita trazar el perfil del ensayo, incluyendo la posición del avión, respecto del cual se observa el PNLTM en la estación de medición del ruido. Para el despegue, un perfil de vuelo, corregido con respecto a las condiciones de referencia, se deducirá de los datos aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

Nota.— Para la aproximación, el perfil de referencia se define mediante las condiciones de referencia de 5.3.

9.1.2.3 Las diferentes longitudes de las trayectorias del ruido desde la aeronave hasta la estación de medición del ruido correspondiente al PNLTM, se determinarán tanto respecto al perfil del ensayo como al de referencia. Los valores de SPL en el espectro del PNLTM se corregirán luego para tener en cuenta los efectos de:

a) cambios de la absorción atmosférica del sonido;

b) la absorción atmosférica del sonido en el cambio de longitud de la trayectoria del ruido; y

c) la ley de la inversa de los cuadrados en el cambio de longitud de la trayectoria del ruido.

9.1.2.4 Los valores corregidos de SPL se convertirán entonces en PNLT, de los que se resta el PNLTM.

Nota.— La diferencia representa la corrección que ha de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.1.3 Las distancias mínimas desde ambos perfiles, de ensayo y de referencia, hasta la estación de medición del ruido se calcularán y usarán para determinar una corrección por duración, debida al cambio en la altitud de sobrevuelo del avión. La corrección por duración se agregará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.1.4 A base de los datos del fabricante (aprobados por la autoridad encargada de la homologación) en forma de curvas, de tablas o de alguna otra manera, que dan la variación del EPNL en función de la masa de despegue y también de la masa de aterrizaje, se determinarán las correcciones que han de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, a fin de tener en cuenta los cambios de nivel del ruido debidos a diferencias entre las masas máximas de despegue y de aterrizaje y la masa del avión del ensayo.

9.1.5 A base de los datos del fabricante (aprobados por la autoridad encargada de la homologación) en forma de curvas, de tablas o de alguna otra manera, que dan la variación del EPNL en función del ángulo de aproximación, se determinan las correcciones que han de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos, a fin de tener en cuenta los cambios de nivel del ruido debidos a diferencias entre el ángulo de aproximación de referencia y el ángulo de aproximación del ensayo.

9.2 Perfiles de despegue

Nota.—

a) La Figura A1-4 ilustra un típico perfil de despegue. El avión empieza el recorrido de despegue en el punto A*, se separa del suelo en el punto* B*, e inicia el primer ascenso con ángulo constante* β *en el punto* C*. En el punto* D *comienza a disminuir el empuje para atenuar el ruido, reducción que se termina en el punto* E*, en que el segundo tramo de ascenso queda definido por el ángulo* γ*(habitualmente expresado como pendiente en tanto por ciento).*

b) El extremo de la trayectoria de despegue para la homologación, está representado por la posición F *del avión, cuya proyección vertical sobre la derrota (prolongación del eje de pista) es el punto* M*. La posición del avión se registra para una distancia* AM *de 11 km (6 NM) por lo menos.*

c) El punto K *representa la estación de medición del ruido de despegue, y la distancia* AK *es la distancia de medición de despegue especificada. El punto* L *corresponde a la estación de medición del ruido lateral, situada en una línea paralela al eje de pista a una distancia especificada del mismo, donde es mayor el nivel de ruido de despegue.*

d) Los valores del empuje después de la reducción, si se emplea en las condiciones de ensayo, son tales que produzcan al menos la pendiente mínima de homologación para las condiciones de referencia, atmosféricas y de masa.

e) El perfil de despegue está relacionado con los cinco parámetros siguientes: AB*, longitud del recorrido de despegue;* β*, ángulo del primer ascenso constante;* γ*, ángulo del segundo ascenso constante; y* δ *y* ε*, ángulos de reducción de empuje. Estos cinco parámetros son funciones de la performance del avión, su masa y las condiciones atmosféricas (temperatura ambiente, presión y velocidad del viento). Si las condiciones atmosféricas de ensayo no son iguales a las condiciones atmosféricas de referencia, los parámetros correspondientes de los perfiles de ensayo y de referencia serán diferentes, como se indica en la Figura A1-5. Los cambios de los parámetros del perfil (denotados como* ΔAB, $\Delta\beta$, $\Delta\gamma$, $\Delta\delta$ y $\Delta\varepsilon$*) pueden deducirse de los datos del fabricante (aprobados por la autoridad encargada de la homologación) y se utilizan para definir el perfil de vuelo corregido con respecto a las condiciones atmosféricas de referencia; permaneciendo invariable la masa del avión. Las relaciones entre los perfiles de despegue, medido y corregido, pueden entonces emplearse para determinar las correcciones que se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos.*

f) En la Figura A1-6 se ilustran partes de las trayectorias de despegue, medida y corregida, incluyendo las relaciones geométricas importantes que influyen en la propagación del sonido. EF *representa la segunda trayectoria constante de vuelo medida con un ángulo de ascenso* γ, *y* E_c F_c *representa la segunda trayectoria de vuelo constante corregida, a altitud diferente y con ángulo de ascenso* $\gamma + \Delta\gamma$ *diferente.*

g) El punto Q *representa la posición del avión en la trayectoria de despegue medida, para la que se observa el PNLTM en la estación* K *de medición del ruido, y* Q_c *es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo corregida. Las trayectorias de propagación del ruido, medida y corregida, son* KQ *y* KQ_c, *respectivamente, que se supone que forman el mismo ángulo* θ *con sus trayectorias de vuelo. Esta hipótesis de un ángulo* θ *constante quizás no sea válida en todos los casos. Debe tratarse de perfeccionar más este aspecto. Sin embargo, para la actual aplicación de este procedimiento de ensayo, las diferencias que puedan existir se consideran de pequeña magnitud.*

h) R *representa el punto de la trayectoria medida de despegue que está más próxima a la estación* K *de medición del ruido, y* R_c *es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo corregida. Las líneas* KR *y* KR_c, *respectivamente, indican la distancia mínima a las trayectorias de vuelo, medida y corregida; estas líneas son perpendiculares a las trayectorias de vuelo.*

Si durante el sobrevuelo se observan dos valores de cresta de PNLT que difieren en menos de 2 TPNdB, el nivel del ruido que, al ser corregido a las condiciones de referencia, dé el valor más elevado, se usará en el cálculo relativo de EPNL para las condiciones de referencia. En este caso, el punto correspondiente a la segunda cresta se obtendrá en la trayectoria de vuelo corregida aplicando los datos aprobados del fabricante.

9.3 Perfiles de aproximación

Nota.—

a) La Figura A1-7 muestra un perfil típico de aproximación. El comienzo del perfil de aproximación para la homologación está representado por la posición G *del avión cuya proyección vertical sobre la derrota (prolongación del eje de pista) es el punto* P. *La posición del avión se registra para una distancia* OP, *desde el umbral de pista* O, *de 7,4 km (4 NM) por lo menos.*

b) El avión efectúa la aproximación a un ángulo η, *pasa por la vertical de la estación* N *de medición del ruido a una altura* NH, *inicia la maniobra de enderezamiento en el punto* I, *y toma contacto en el punto* J.

c) El perfil de aproximación se define por el ángulo de aproximación η *y la altura* NH, *que son funciones de las condiciones de utilización del avión controladas por el piloto. Si los parámetros del perfil de aproximación medido son diferentes de los correspondientes parámetros de aproximación de referencia (Figura A1-8), las correcciones se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos.*

d) En la Figura A1-9 se indican partes de las trayectorias de aproximación, medida y de referencia, incluyendo las relaciones geométricas importantes que influyen en la propagación del sonido. La línea GI *representa la trayectoria de aproximación medida, con un ángulo de aproximación* η, *y la* G_rI_r *representa la trayectoria de aproximación de referencia a la altitud de referencia y con el ángulo de aproximación de referencia* η_r.

e) El punto S *representa la posición del avión en la trayectoria de aproximación medida, respecto de la cual se observa el PNLTM es la estación* N *de medición del ruido, y* S_r *es la posición correspondiente en la trayectoria de aproximación de referencia. Las trayectorias de propagación del ruido, medida y corregida, son* NS *y* NS_r *respectivamente, las cuales forman el mismo ángulo* λ *con sus trayectorias de vuelo.*

f) La posición T *representa el punto en la trayectoria de aproximación medida que está más próximo a la estación* N *de medición del ruido, y* T_r *es el punto correspondiente en la trayectoria de aproximación de referencia. Las distancias mínimas a las trayectorias de vuelo, medida y de referencia, se indican mediante las líneas* NT *y* NT_r, *respectivamente, que son perpendiculares a las trayectorias de vuelo.*

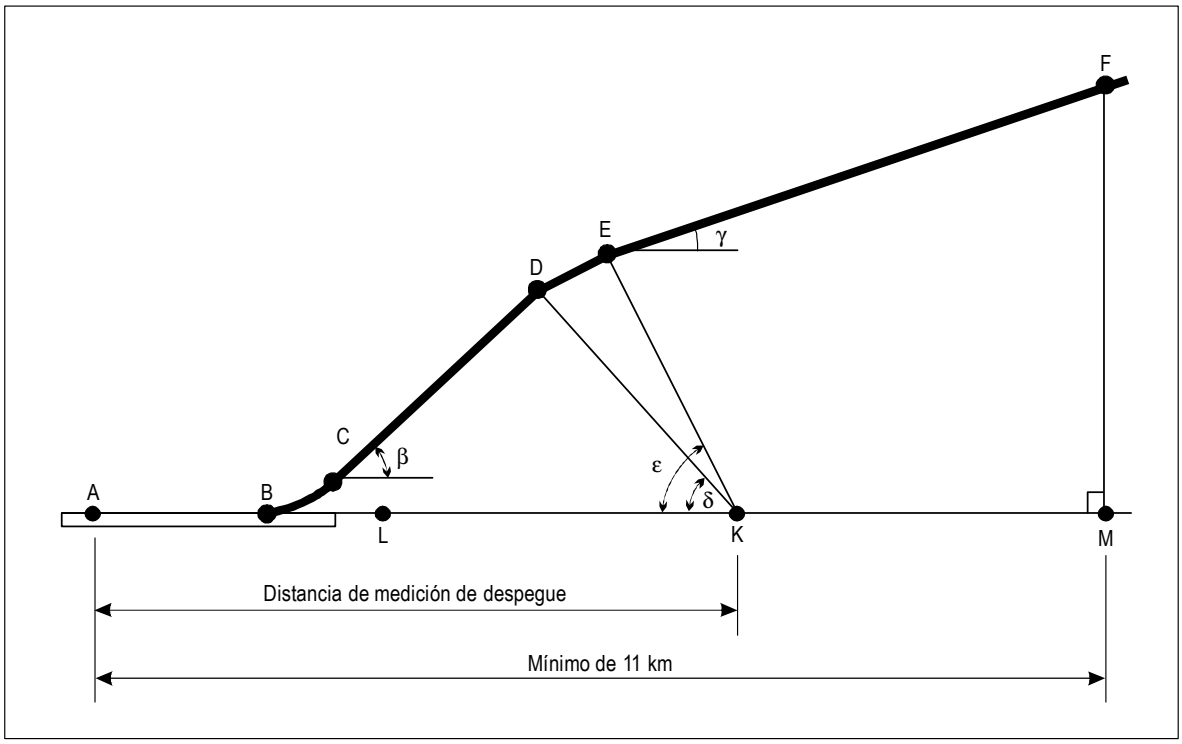


Figura A1-4. Perfil de despegue medido

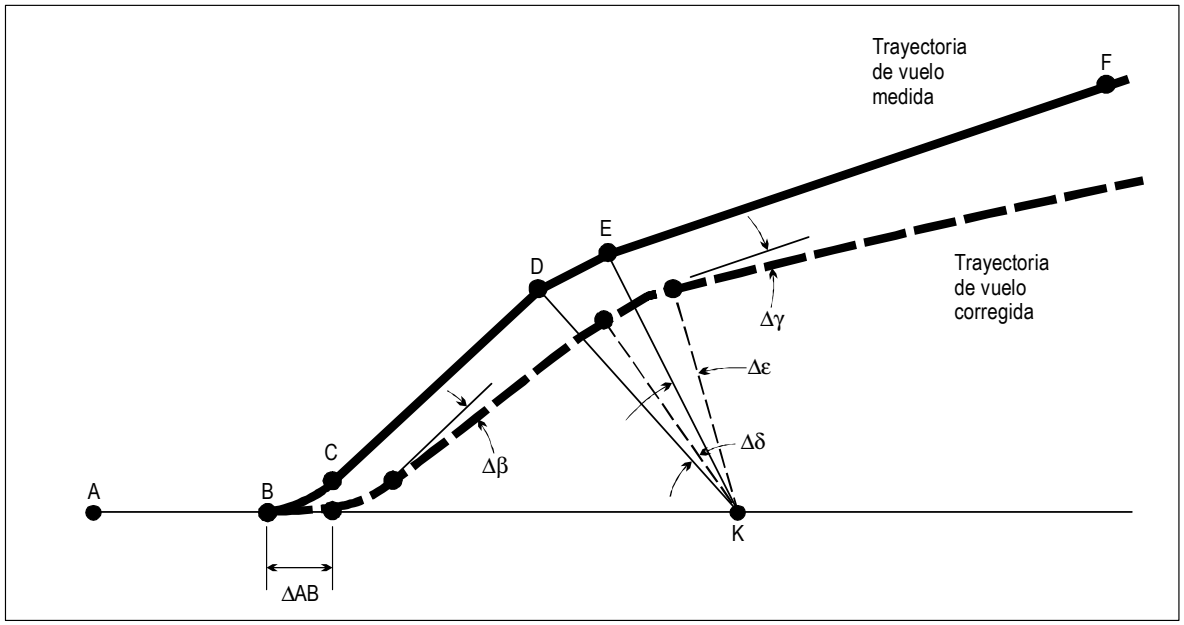


Figura A1-5. Comparación de los perfiles de despegue medidos y corregidos

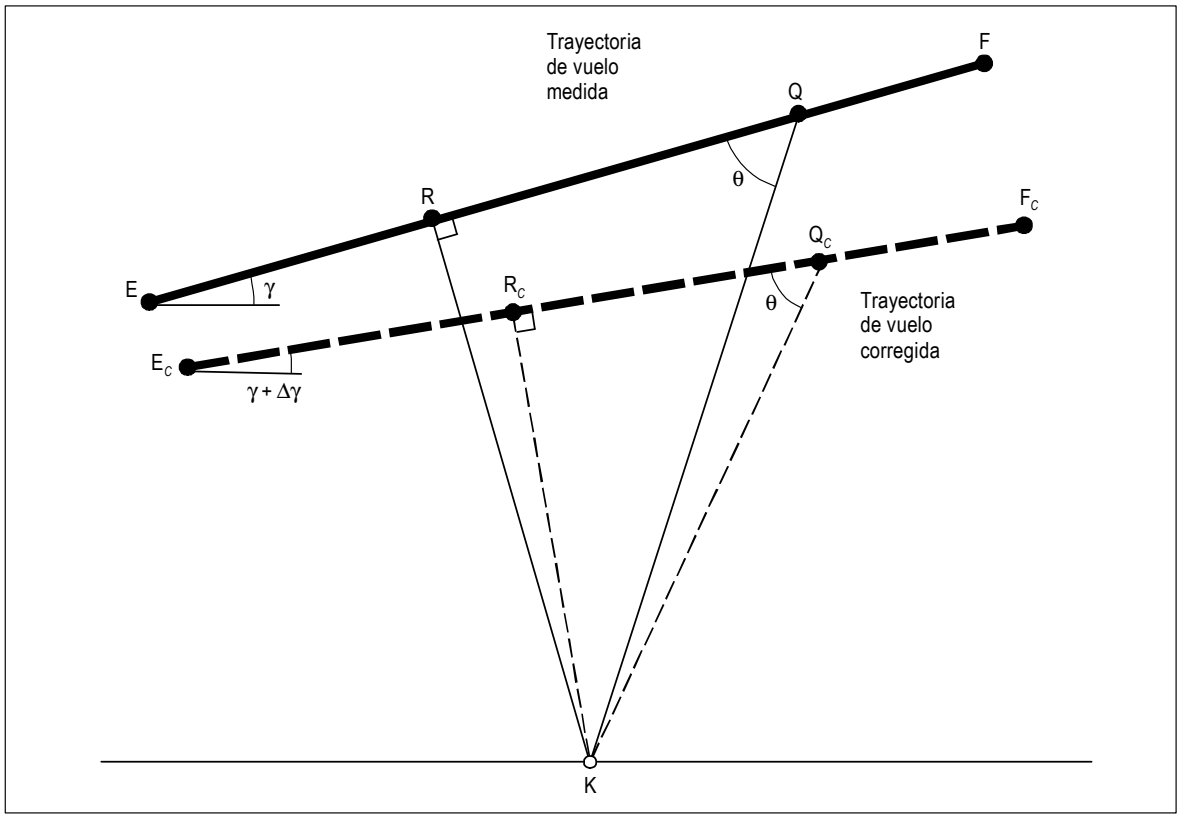


Figura A1-6. Características del perfil de despegue que influyen en el nivel acústico

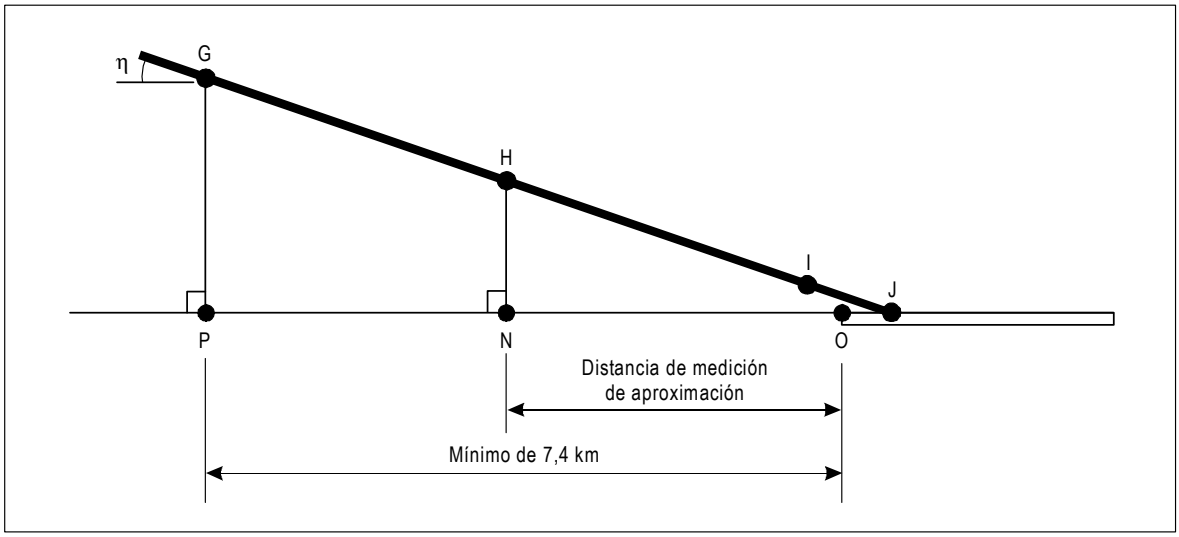


Figura A1-7. Perfil de aproximación medido

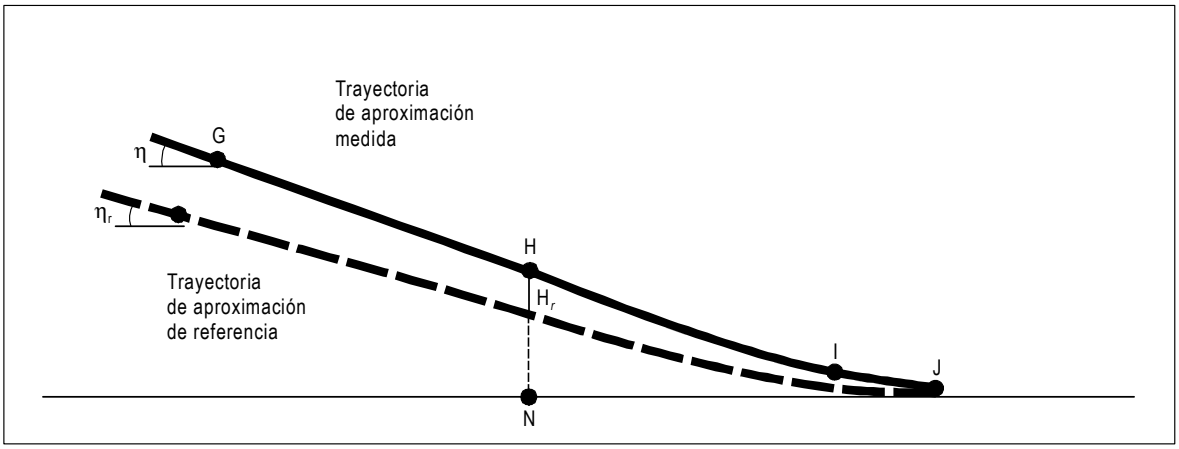


Figura A1-8. Comparación de los perfiles de aproximación medidos y corregidos

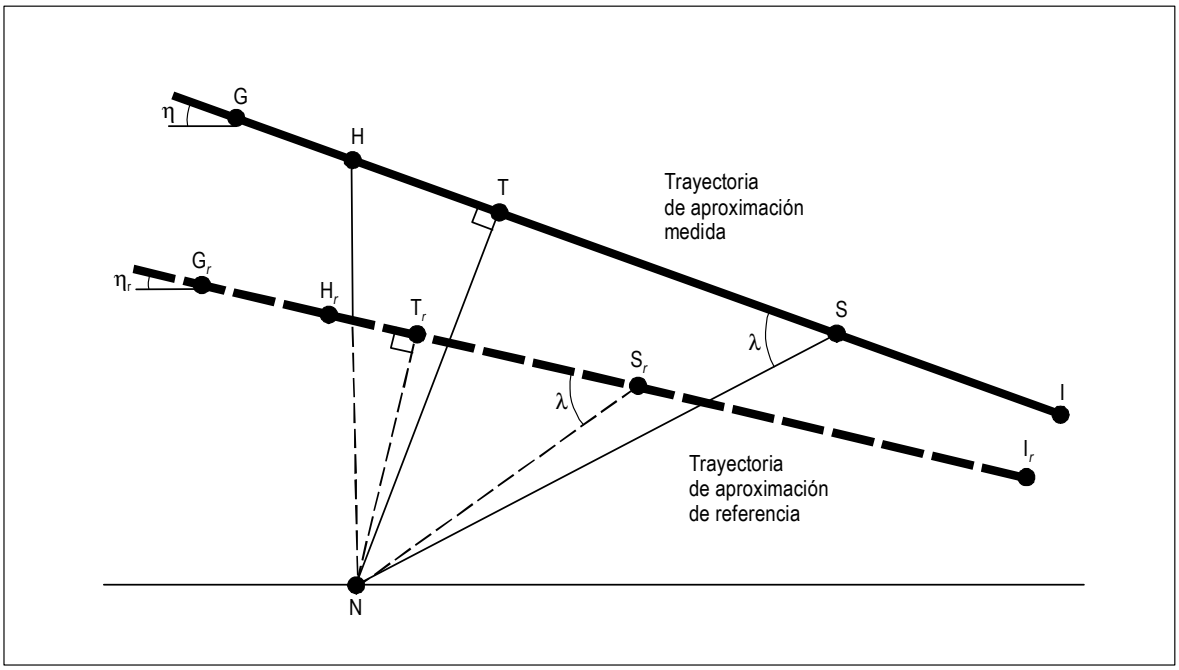


Figura A1-9. Características de perfil de aproximación que influyen en el nivel acústico

9.4 Correcciones del PNLT

9.4.1 Siempre que las condiciones atmosféricas ambientes de temperatura y de humedad relativa difieran de las condiciones de referencia, o siempre que las trayectorias de despegue y de aproximación medidas difieran de las trayectorias de referencia, respectivamente, se harán correcciones de los valores EPNL calculados a partir de los datos medidos. Estas correcciones se calcularán según se describe a continuación.

9.4.1.1 *Despegue*

9.4.1.1.1 Refiriéndose a una trayectoria típica de despegue tal como la que aparece en la Figura A1-6, el espectro PNLTM observado en la estación K, respecto al avión situado en el punto Q, habrá de descomponerse en sus valores individuales SPL(i). Se calculará luego una serie de valores corregidos de la manera siguiente:

$$SPL(i)c = SPL(i) + 0{,}01\,[\alpha(i) - \alpha(i)_o]\,KQ + 0{,}01\,\alpha(i)_o\,(KQ - KQ_c) + 20\log(KQ/KQ_c)$$

— el término 0,01 $[\alpha(i) - \alpha(i)_o]$ KQ corresponde a los efectos de cambio en la absorción atmosférica del sonido, siendo $\alpha(i)$ y $\alpha(i)_o$ los coeficientes de absorción del sonido correspondiente a las condiciones de ensayo y de referencia, respectivamente, para la banda de tercio de octava de orden i, y KQ es la trayectoria del ruido de despegue medida;

— el término 0,01 $\alpha(i)_o$ $(KQ - KQ_c)$ corresponde al efecto de la absorción atmosférica del sonido sobre el cambio de longitud de la trayectoria del ruido, en que KQ_c es la trayectoria del ruido de despegue corregida; y

— el término 20 log (KQ/KQ_c) representa el efecto de la ley de la inversa de los cuadrados sobre el cambio de longitud de la trayectoria del ruido.

9.4.1.1.2 Los valores corregidos $SPL(i)_c$ se convertirán entonces en PNLT y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$\Delta_1 = PNLT - PNLTM$$

que representa la corrección que ha de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.4.1.2 *Aproximación*

Se utilizará el mismo procedimiento en el caso de la trayectoria de aproximación, excepto que los valores de $SPL(i)_c$ se relacionan con la trayectoria del ruido de aproximación que aparecen en la Figura A1-9 en la forma siguiente:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0{,}01\,[\alpha(i) - \alpha(i)_o]\,NS + 0{,}01\,\alpha(i)_o\,(NS - NS_r) + 20\log(NS/NS_r)$$

en que NS y NS_r son las trayectorias del ruido de aproximación, medida y de referencia, respectivamente. El resto del procedimiento es igual al de la trayectoria de despegue.

9.4.1.3 *Lateral*

Se utilizará el mismo procedimiento en el caso de la trayectoria de vuelo lateral, si bien los valores de $SPL(i)_c$ se refieren solamente a la trayectoria del ruido lateral medida, como sigue:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0{,}01\,[\alpha(i) - \alpha(i)_o]\,LX$$

en que LX es la trayectoria del ruido lateral medida desde la estación L (Figura A1-4), hasta la posición X del avión para la cual se ha observado el PNLTM en la estación L. Sólo se considerará el término de corrección que tiene en cuenta los efectos del cambio en la absorción atmosférica del sonido. La diferencia entre la longitud de la trayectoria del ruido medida y la de la corregida se considera despreciable por lo que toca a la trayectoria de vuelo lateral. El resto del procedimiento es igual al de la trayectoria de despegue.

9.5 Correcciones por duración

9.5.1 Siempre que las trayectorias de despegue y de aproximación, medidas, difieran de las trayectorias de vuelo, corregida y de referencia, respectivamente, se efectuarán correcciones por duración en los valores de EPNL calculados a partir de los datos medidos. Estas correcciones se calcularán según se describe a continuación.

9.5.1.1 *Despegue*

En lo que respecta a la trayectoria de despegue de la Figura 1-6, el término de ajuste se calculará del modo siguiente:

$$\Delta_2 = -7{,}5 \log (KR/KR_c)$$

que representa el ajuste que se ha de sumar algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos. Las longitudes KR y KR_c son las distancias mínimas a las trayectorias de despegue, medidas y corregidas, respectivamente, desde la estación K de medición del ruido. El signo negativo indicará que en el caso particular de una corrección por duración, el EPNL calculado a partir de los datos medidos se reduce si la trayectoria de vuelo medida está a una altitud mayor que la trayectoria corregida.

9.5.1.2 *Aproximación*

Se utilizará el mismo procedimiento en el caso de la trayectoria de aproximación, excepto que la corrección se relaciona con las distancias mínimas a la trayectoria de aproximación que aparecen en la Figura A1-9, en la forma siguiente:

$$\Delta_2 = -7{,}5 \log (NT/NT_r)$$

en que NT es la distancia mínima a la trayectoria de aproximación, medida desde la estación N de medición del ruido.

9.5.1.3 *Lateral*

No se hará ninguna corrección por duración por lo que toca a la trayectoria de vuelo lateral porque las diferencias entre la trayectoria de vuelo medida y la corregida se consideran despreciables.

9.6 Corrección por diferencias de masa

Siempre que la masa del avión, bien sea durante un ensayo de aproximación o de despegue a los efectos de homologación acústica, sea diferente de la correspondiente masa máxima de despegue o de aterrizaje, se aplicará una corrección al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos. Las correcciones se determinarán a partir de los datos del fabricante (aprobados por la autoridad encargada de la homologación) en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en las Figuras A1-10 y A1-11. Los datos del fabricante deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación acústica.

9.7 Corrección por diferencias de ángulo de aproximación

Siempre que el ángulo de aproximación del avión durante el ensayo de aproximación a efectos de homologación acústica difiera del ángulo de aproximación de referencia, se aplicará una corrección al valor del EPNL calculado a partir de los datos medidos. Las correcciones se determinarán a partir de los datos del fabricante (aprobados por la autoridad encargada de la homologación) en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en la Figura A1-12. Los datos del fabricante deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación acústica, y a la masa de aterrizaje del ensayo.

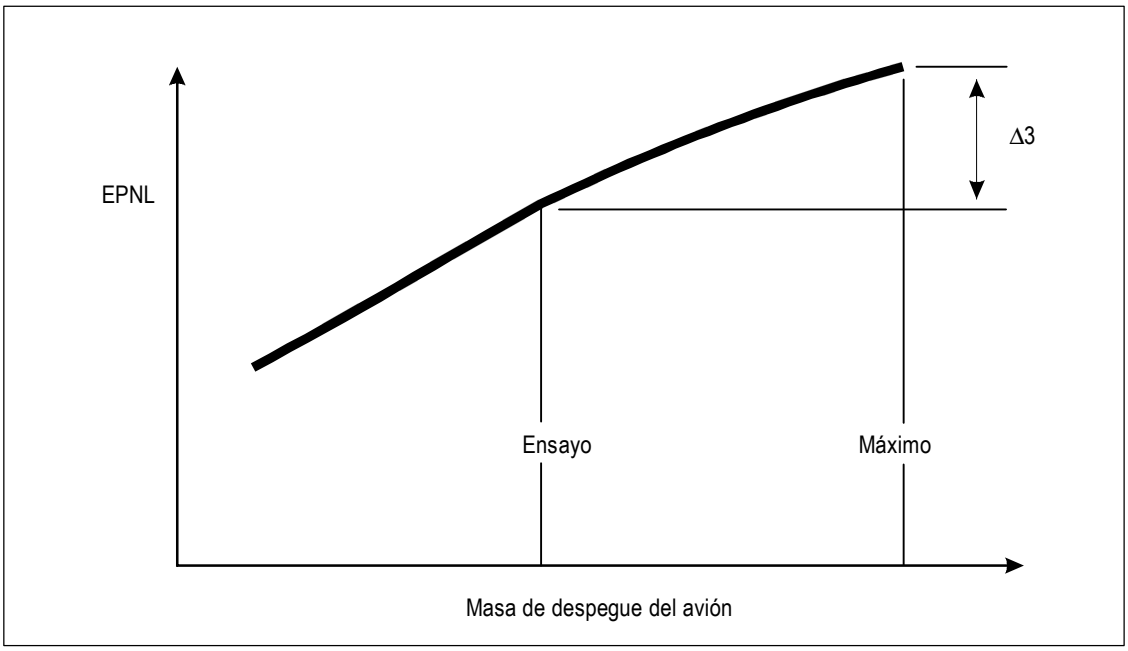


Figura A1-10. Corrección de la masa de despegue correspondiente al EPNL

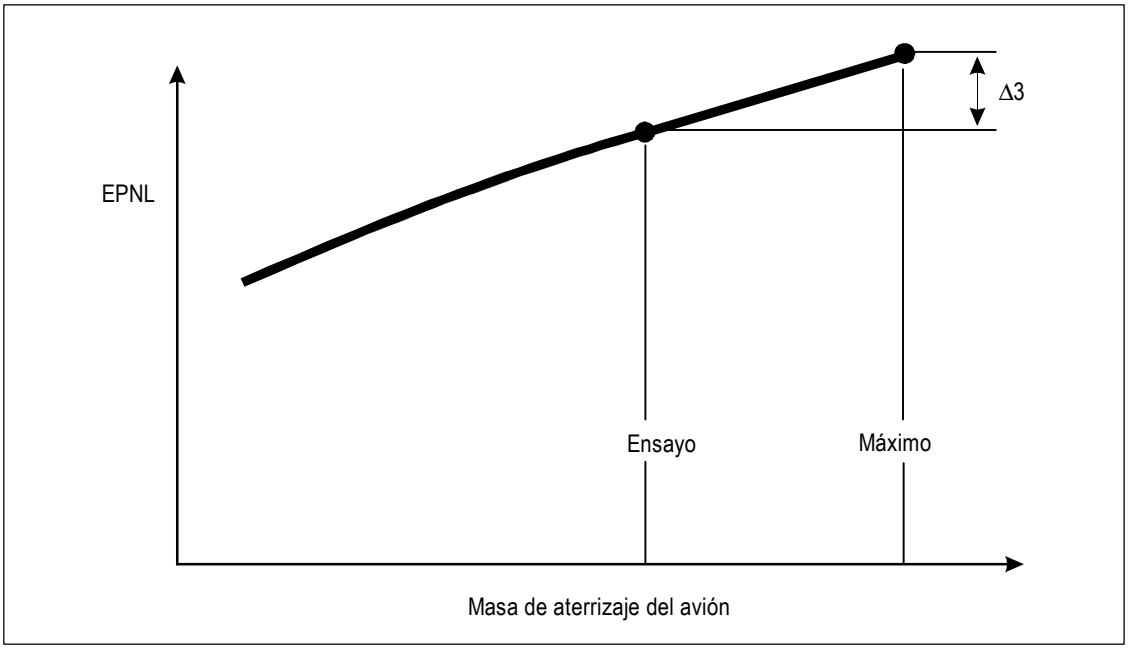


Figura A1-11. Corrección de la masa de aproximación correspondiente al EPNL

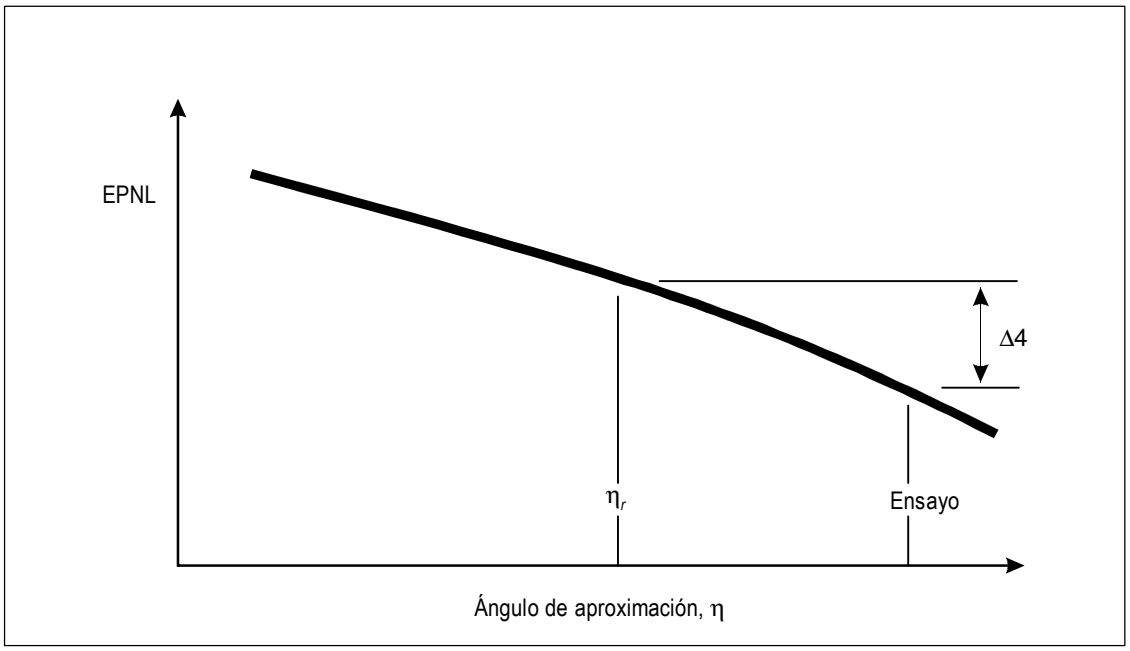


Figura A1-12. Corrección del ángulo de aproximación correspondiente al EPNL

———————

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

Nota.— Véase la Parte II, Capítulos 3, 4 y 8.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— Este método de evaluación del ruido comprende:

a) condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica;

b) medición del ruido de aviones y helicópteros percibido en tierra;

c) cálculo del nivel efectivo del ruido percibido a partir de los datos de ruido medidos; y

d) notificación de los datos a la autoridad encargada de la homologación y corrección de los datos medidos.

Nota 2.— Las instrucciones y procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de varios tipos, en diversos lugares geográficos.

Nota 3.— En las Secciones 6 a 8 de este apéndice se incluyen una lista completa de símbolos y unidades, la formulación matemática de la ruidosidad percibida, un procedimiento para determinar la atenuación atmosférica del sonido, y procedimientos detallados para corregir niveles de ruido de modo que correspondan a condiciones de referencia.

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación acústica, así como también los procedimientos de medición que corresponderá usar.

Nota.— Muchas solicitudes de homologación en cuanto al ruido tratan únicamente de modificaciones de menor cuantía del diseño de tipo de la aeronave. Los cambios de ruido resultantes, con frecuencia pueden evaluarse de una manera fiable, sin que sea necesario efectuar un ensayo completo como el que se describe en este apéndice. Por esta razón, se alienta a la autoridad encargada de la homologación a permitir la utilización de "procedimientos equivalentes" apropiados. Además, existen procedimientos equivalentes que pueden utilizarse para los ensayos completos de homologación con el fin de reducir los costos y obtener resultados fiables. En el Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *se proporciona un texto de orientación sobre el empleo de procedimientos equivalentes para la homologación acústica de los aviones de reacción subsónicos y de los aviones propulsados por hélice y de los helicópteros.*

2.2 Medio ambiente de ensayo

2.2.1 Emplazamiento de los micrófonos

Los lugares en que se mida el ruido producido por una aeronave en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apisonada, pastizales altos, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico sobre el punto del terreno situado verticalmente por debajo del micrófono, definido por un eje normal (perpendicular) al suelo y un semiángulo de 80° respecto de ese eje, no habrá ningún obstáculo que pueda influir significativamente en el campo sonoro de la aeronave.

Nota.— Las personas que efectúan las mediciones podrían ellas mismas constituir obstáculos.

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:

Coeficiente de atenuación del ruido. Reducción del nivel de sonido dentro de la banda de un tercio de octava, en dB por 100 metros, debida a los efectos de la absorción del sonido por la atmósfera. Las ecuaciones para el cálculo de los coeficientes de atenuación del ruido a partir de valores de temperatura y humedad relativa atmosféricas se proporcionan en la Sección 7.

Componente del viento de costado máximo. El valor máximo dentro de la serie de valores individuales del componente "perpendicular a la derrota" (v) de las muestras de viento, registrados a cada segundo durante un período que abarca el intervalo de tiempo en que la aeronave presenta 10 dB de atenuación.

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.

Constante de distancia (o longitud de respuesta). El paso del viento (en metros) requerido para que un sensor de la velocidad del viento indique 100*(1-1/*e*)% (aproximadamente, el 63%) de un aumento de la función escalonada de la velocidad inicial.

Constante de tiempo (de un sistema de primer orden). El tiempo que debe transcurrir para que un dispositivo detecte e indique 100*(1-1/*e*)% (aproximadamente, el 63%) de un cambio de la función escalonada. [La constante matemática, *e*, es el número base del logaritmo natural (aproximadamente, 2,7183), también conocido como *número de Euler* o *constante de Napier*].

Muestra de la dirección del viento (en un momento determinado). El valor de la dirección del viento medido en ese momento utilizando un sensor/sistema con las siguientes características:

Intervalo operacional de la velocidad del viento:	entre 1 m/s (2 kt) y más de 10 m/s (20 kt);
Linearidad:	+/-5º en el intervalo especificado; y
Resolución:	5º.

Nota.— Para todo el sistema de sensores de viento utilizado para obtener muestras de la velocidad y de la dirección del viento, las características dinámicas combinadas, incluida la inercia física de los sensores, y todo procesamiento temporal, como el filtrado de las señales del sensor, o el suavizado o la promediación de los datos del sensor de viento, serán equivalentes a un sistema de primer orden (como por ej., un circuito R/C) con una constante de tiempo de no más de 3 segundos a una velocidad del viento de 5m/s (10 kt).

Muestra de la velocidad del viento (en un momento determinado). El valor de la velocidad del viento medido en ese momento utilizando un sensor/sistema con las siguientes características:

Intervalo:	entre 1 m/s (2 kt) y más de 10 m/s (20 kt);
Linearidad:	+/- 0,5 m/s (1 kt) en el intervalo especificado; y
Constante de distancia (longitud de respuesta):	menos de 5 metros para sistemas cuyo comportamiento dinámico se caracteriza mejor por medio de una constante de distancia; o
Constante de tiempo:	menos de 3 segundos para velocidades de viento de 5 m/s (10 kt) o más para sistemas cuyo comportamiento dinámico se caracteriza mejor por medio de una constante de tiempo.

Vector del viento (en un momento determinado). El vector del viento se determinará una vez por segundo como mínimo. Su magnitud en un determinado momento estará representada por la muestra de la velocidad del viento correspondiente a ese momento, y la dirección del vector estará representada por la muestra de la dirección del viento correspondiente a ese momento.

Velocidad máxima del viento. El valor máximo dentro de la serie de muestras individuales de la velocidad del viento registradas a cada segundo, durante un período que abarca el intervalo de tiempo en que la aeronave presenta 10 dB de atenuación.

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. 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(u/v)”.

2.2.2.2 *Medición*

2.2.2.2.1 Las mediciones de la temperatura ambiente de la humedad relativa se efectuarán en un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno. Para los aviones, la temperatura ambiente y la humedad relativa también se determinarán en incrementos verticales no superiores a 30 m (100 ft) sobre la trayectoria de propagación del sonido. Para que un ensayo de aeronave sea aceptable, se obtendrán mediciones de la temperatura ambiente y la humedad relativa antes y después del ensayo. Ambas mediciones deben ser representativas de las condiciones prevalecientes durante el ensayo y por lo menos una de las mediciones de la temperatura ambiente y la humedad relativa se habrá hecho dentro de los 30 minutos del ensayo. Los datos de temperatura y humedad relativa en el momento real del ensayo se interpolarán en el tiempo y altura, según sea necesario, a partir de los datos meteorológicos medidos.

Nota.— La temperatura y la humedad relativa medidas a 10 m (33 ft) se suponen constantes desde los 10 m (33 ft) al suelo.

2.2.2.2.2 Las mediciones de velocidad y dirección del viento se efectuarán a 10 m (33 ft) sobre el terreno a lo largo de cada ensayo.

2.2.2.2.3 Las condiciones meteorológicas a 10 m sobre el terreno se medirán dentro de los 2 000 m (6 562 ft) de los emplazamientos de los micrófonos. Éstas serán representativas de las condiciones existentes sobre el área geográfica en la cual se realizan las mediciones de ruido.

2.2.2.3 *Instrumentación*

2.2.2.3.1 La instrumentación para la medición de temperatura y humedad entre el suelo y el avión, incluyendo la instrumentación para determinar la altura a la que se efectúan estas mediciones y la forma en que dicha instrumentación se utilice permitirá, a satisfacción de la autoridad de certificación, la toma de muestras de las condiciones atmosféricas a incrementos verticales de la altura de 30 m (100 ft) o menos.

2.2.2.3.2 Todas las muestras de velocidad del viento se tomarán con el sensor instalado de manera que la distancia horizontal entre el anemómetro y cualquier obstáculo sea de por lo menos 10 veces la altura de dicho obstáculo. El error de instalación del sensor de dirección del viento no será mayor de 5º.

2.2.2.3.3 Los instrumentos para la medición del ruido y condiciones meteorológicas así como el seguimiento de la trayectoria de vuelo de la aeronave funcionarán dentro de las limitaciones ambientales especificadas por el fabricante.

2.2.2.4 *Ventana de ensayo*

2.2.2.4.1 Para que los ensayos de aeronaves resulten aceptables, se llevarán a cabo en las siguientes condiciones atmosféricas, excepto por lo dispuesto en 2.2.2.4.2:

a) ausencia de precipitación;

b) temperatura del aire ambiente no superior a 35ºC ni inferior a -10°C en toda la trayectoria del ruido entre un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno y la aeronave;

c) humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% en toda la trayectoria de ruido entre un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno y la aeronave;

d) el coeficiente de atenuación del ruido en la banda de un tercio de octava de 8 kHz no será superior a 12 dB/100 m en toda la trayectoria del ruido entre un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno y la altura de la aeronave en el PNLTM;

Nota.— En la Sección 7 de este apéndice se especifica el método para calcular los coeficientes de atenuación del ruido basados en la temperatura y la humedad.

e) para los aviones, la velocidad media del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 6 m/s (12 kt) y la velocidad máxima del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 7,5 m/s (15 kt);

f) para los aviones, el componente del viento de costado medio a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 3,5 m/s (7 kt) y el componente de viento de costado máximo a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 5 m/s (10 kt);

g) para los helicópteros, la velocidad media del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 5 m/s (10 kt);

h) para los helicópteros, el componente de viento de costado medio a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 2,5 m/s (5 kt); e

i) ausencia de condiciones anómalas, meteorológicas o del viento, que pudieran afectar significativamente los niveles de ruido medidos.

2.2.2.4.2 Para los helicópteros, los requisitos de 2.2.2.4.1 b), c) y d) se aplicarán solamente a 10 m (33 ft) sobre el terreno.

2.2.2.5 *División en capas*

2.2.2.5.1 Para cada ensayo de avión el coeficiente de atenuación del ruido en la banda de un tercio de octava de 3 150 Hz se determinará en el momento de PNLTM a partir de 10 m (33 ft) sobre el terreno hasta la altura del avión, con incrementos verticales de altura no superiores a 30 m (100 ft).

2.2.2.5.2 Si los valores individuales del coeficiente de atenuación del ruido en la banda de un tercio de octava de 3 150 Hz relacionada con los incrementos verticales de altura especificados en 2.2.2.5.1 no varían en más de 0,5 dB/100 m con respecto al valor determinado a 10 m (33 ft), el coeficiente que ha de utilizarse para el ajuste de los niveles de ruido del avión para cada banda de un tercio de octava será el promedio del coeficiente calculado a partir de la temperatura y humedad a 10 m (33 ft) por sobre el terreno y el coeficiente calculado a partir de la temperatura y humedad a la altura del avión en ensayo.

2.2.2.5.3 Si los valores individuales del coeficiente de atenuación del ruido en la banda de un tercio de octava de 3 150 Hz relacionados con los incrementos verticales de altura especificados en 2.2.2.5.1 varían en más de 0,5 dB/100 m con respecto al valor determinado a 10 m (33 ft), se utilizarán secciones “en capas” de la atmósfera, según se describe a continuación, para calcular el coeficiente de cada banda de un tercio de octava que se utilizará en el ajuste de los niveles sonoros del avión:

a) la atmósfera a partir del terreno hasta por lo menos la altura del avión se dividirá en capas de 30 m (100 ft) de espesor;

b) para cada una de las capas especificadas en 2.2.2.5.3 a), el coeficiente de atenuación del ruido se determinará para cada banda de un tercio de octava; y

c) para cada banda de un tercio de octava el coeficiente de atenuación del ruido que se utilizará en el ajuste de los niveles de ruido del avión será el promedio de los coeficientes de las capas individuales especificados en 2.2.2.5.3 b).

2.2.2.5.4 Para los helicópteros, el coeficiente de atenuación del ruido que ha de utilizarse en el ajuste de los niveles de ruido para cada banda de un tercio de octava se calculará a partir de la temperatura y la humedad a 10 m (33 ft) sobre el terreno.

2.3 Medición de la trayectoria de vuelo

2.3.1 La altura y posición lateral de la aeronave con respecto a la derrota de vuelo se determinarán mediante un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, p. ej., por seguimiento radar, triangulación con teodolito o fototelemetría, que ha de aprobar la autoridad encargada de la homologación.

2.3.2 Mediante señales de sincronización, se relacionará la posición de la aeronave a lo largo de la trayectoria de vuelo con el ruido registrado en los puntos de medición a una distancia suficiente para suministrar los datos necesarios durante el lapso en que el ruido difiera en menos de 10 dB del valor máximo de PNLT.

2.3.3 Los datos de posición y de performance que se necesitan para hacer los ajustes descritos en la Sección 8 de este apéndice se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado. El equipo de medición será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

3. MEDICIÓN DEL RUIDO DE LAS AERONAVES PERCIBIDO EN TIERRA

3.1 Definiciones

Para los fines de esta sección tendrán aplicación las siguientes definiciones:

Ángulo de incidencia del sonido. Un ángulo en grados entre el eje principal del micrófono y una línea que va desde la fuente del sonido hasta el centro del diafragma del micrófono.

Nota.— Cuando el ángulo de incidencia del sonido es de 0°, se dice que el sonido ha sido percibido en el micrófono a una "incidencia normal (perpendicular)"; cuando el ángulo de incidencia del sonido es de 90°, se dice que el sonido ha sido percibido a una "incidencia tangencial". El eje principal del micrófono de medición pasa por el centro del diafragma y es perpendicular a él.

Diferencia de niveles. Para cualquier frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava, el nivel de la señal de salida, en decibeles, medido en cualquier gama de niveles, menos el nivel de la correspondiente señal de entrada eléctrica.

Diferencia de niveles de referencia. Para una frecuencia indicada, la diferencia de niveles, en decibeles, medida en una gama de niveles para una señal de entrada eléctrica correspondiente al nivel de presión acústica para calibración, ajustada según proceda, para la gama de niveles.

Dirección de referencia. La dirección de incidencia del ruido especificada en grados por el fabricante del micrófono, relativa al ángulo de incidencia del sonido de 0°, respecto a la cual el nivel de sensibilidad de campo libre del sistema de micrófonos está dentro de los límites de tolerancia especificados.

Frecuencia de verificación para calibración. La frecuencia nominal, en hertzios, de la señal de presión acústica sinusoidal producida por el calibrador de sonido.

Gama de niveles. Una gama de funcionamiento, en decibeles, determinada por el reglaje de los controles que han sido suministrados a un sistema de medición para el registro y un análisis de banda de tercio de octava de una señal de presión acústica. Se redondeará al nivel más cercano el límite superior correspondiente a cualquier gama particular de niveles.

Gama de niveles de referencia. La gama de niveles, en decibeles, para determinar la sensibilidad acústica del sistema de medición y que comprende el nivel de presión acústica para calibración.

Gama lineal de funcionamiento. Respecto a una gama de niveles y frecuencias indicadas, la gama de niveles, en decibeles, de las señales eléctricas sinusoidales de amplitud constante aplicadas a la entrada de la totalidad del sistema de medición, excluido el micrófono pero incluido el preamplificador de micrófono y todos los demás elementos de acondicionamiento de la señal que se consideran ser parte del sistema de micrófonos, que se extienden desde un límite mínimo a un límite máximo dentro del cual la no linearidad de los niveles está dentro de los límites de tolerancia especificados.

Nota.— No es necesario incluir como configurados en el campo los cables de extensión de los micrófonos.

Nivel de presión acústica para calibración. El nivel de presión acústica, en decibeles, producido en condiciones de medio ambiente de referencia en la cavidad del acoplador del calibrador de sonido que se utiliza para determinar la sensibilidad acústica general de un sistema de medición.

Nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos. Veinte veces el logaritmo de base 10, en decibeles, de la razón de la sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos a la sensibilidad de referencia de un voltio por pascal.

Nota.— Puede determinarse el nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos sustrayendo el nivel de presión acústica (en decibeles re 20 μPa) del sonido incidente en el micrófono del nivel de voltaje (en decibeles re 1 V) a la salida del sistema de micrófonos y añadiendo al resultado 93,98 dB.

No linearidad de los niveles. La diferencia de niveles, en decibeles, medida en cualquier gama de niveles, a una frecuencia nominal indicada de centro de banda de un tercio de octava, menos la diferencia de los niveles de referencia correspondientes, expresándose todas las señales de entrada y de salida por relación a la misma cantidad de referencia.

Pérdida por inserción de pantalla del viento. Para una frecuencia nominal indicada de centro de banda de tercio de octava, y respecto a un ángulo de incidencia sonora indicado en el micrófono insertado, el nivel de presión acústica indicado, en decibeles, sin que esté instalada la pantalla del viento en torno al micrófono, menos el nivel de presión acústica con la pantalla de viento instalada.

Promedio en el tiempo del nivel de presión acústica en la banda. Diez veces el logaritmo de base 10, en decibeles, de la razón de la media cuadrática temporal de la presión acústica instantánea durante un intervalo de tiempo indicado y en una banda de un tercio de octava especificada, a la raíz cuadrada de la presión acústica de referencia de 20 μPa.

Ruido ambiente. Ruido acústico de fuentes ajenas a la aeronave de ensayo en el lugar del micrófono durante la medición del ruido de las aeronaves. El ruido ambiente es un componente del ruido de fondo.

Ruido de banda ancha. Ruido por el cual el espectro de frecuencia es continuo (es decir, la energía está presente en todas las frecuencias de una gama dada) y que carece de componentes de frecuencia discreta (es decir, tonos).

Ruido de fondo. Ruido combinado en un sistema de medición de fuentes ajenas a la aeronave de ensayo, que puede influir u oscurecer los niveles de ruido de la aeronave que se están midiendo. Entre los elementos típicos del ruido de fondo se incluyen (sin que la numeración sea limitativa): ruido ambiente de fuentes que se encuentran alrededor del lugar del micrófono; ruido eléctrico térmico generado por los componentes del sistema de medición; ruido por flujo magnético ("soplido") de los magnetófonos análogos; y ruido de digitalización causado por errores de cuantificación en los convertidores digitales. Algunos elementos del ruido de fondo, tales como el ruido de digitalización, pueden oscurecer la señal de ruido de la aeronave, mientras que otros, como el ruido ambiente, también pueden aportar energía a la señal del ruido de la aeronave medido.

Sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos. Para una onda sonora plana sinusoidal progresiva de la frecuencia especificada, a un ángulo de incidencia sonora especificado, el cociente medido en voltios por pascal, entre el voltaje de media cuadrática a la salida del sistema de micrófonos y la presión acústica de media cuadrática que existiría en la posición del micrófono de no estar presente la onda.

Sistema de medición. La combinación de instrumentos utilizados para la medición de los niveles de presión acústica, incluidos un calibrador acústico, pantalla de viento, sistema de micrófonos, dispositivos de registro y acondicionamiento de la señal y un sistema de análisis de la banda de tercio de octava.

Nota.— En la práctica, pueden incluirse en las instalaciones varios sistemas de micrófonos, cuyos datos de salida serán registrados simultáneamente mediante un dispositivo de registro y análisis multicanal a través, según corresponda, de acondicionadores de la señal. Para los fines de esta sección, cada canal de medición completa se considerará como un sistema de medición al cual se aplican consiguientemente los requisitos.

Sistema de micrófonos. Los componentes del sistema de medición que producen una señal eléctrica de salida en respuesta a una señal de entrada de presión acústica, y entre los que se incluye en general un micrófono, un preamplificador, cables de extensión y otros dispositivos necesarios.

3.2 Condiciones medioambientales de referencia

Las condiciones medioambientales de referencia para especificar la actuación de un sistema de medición son las siguientes:

— temperatura del aire 23°C

— presión estática del aire 101,325 kPa

— humedad relativa 50%.

3.3 Generalidades

Nota.— Las mediciones del ruido de las aeronaves, cuando se utilizan instrumentos conformes a las especificaciones de esta sección, dan niveles de presión acústica en la banda de un tercio de octava en función del tiempo para el cálculo del nivel efectivo de ruido percibido, según lo descrito en la Sección 4.

3.3.1 El sistema de medición constará de equipo aprobado por la autoridad encargada de la homologación y será equivalente a lo siguiente:

a) una pantalla de viento (véase 3.4);

b) un sistema de micrófonos (véase 3.5);

c) un sistema de registro y reproducción a fin de almacenar las señales medidas de ruido de las aeronaves para un análisis subsiguiente (véase 3.6);

d) un sistema de análisis de banda de un tercio de octava (véase 3.7); y

e) sistemas de calibración para mantener la sensibilidad acústica de los sistemas indicados dentro de los límites de tolerancia especificados (véase 3.8).

3.3.2 Respecto a cualquier componente del sistema de medición por el que se realice la conversión de la señal analógica a forma digital, tal conversión se efectuará de forma que los niveles de cualesquiera pseudoseñales o artefactos posibles del proceso de digitalización, serán inferiores al límite superior de la gama de funcionamiento lineal por lo menos en 50 dB, a cualquier frecuencia inferior a 12,5 kHz. El régimen de muestreo será por lo menos de 28 kHz. Se incluirá antes del proceso de digitalización un filtro de pseudoseñales.

3.4 Pantallas del viento

De no haber viento y para sonidos sinusoidales a un ángulo de incidencia tangencial, la pérdida por inserción causada por la pantalla del viento de un tipo indicado que se haya instalado en torno al micrófono no excederá de ±1,5 dB a las frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava, desde 50Hz hasta 10 kHz inclusive.

3.5 Sistema de micrófonos

3.5.1 El sistema de micrófonos se conformará a las especificaciones de 3.5.2 a 3.5.4. La autoridad encargada de la homologación puede aprobar diversos sistemas de micrófonos en base a la actuación electroacústica general equivalente que se haya demostrado. Cuando se utilizan dos o más sistemas de micrófonos del mismo tipo, es suficiente para demostrar la conformidad que se efectúe la demostración de que por lo menos uno de los sistemas se conforma plenamente a las especificaciones.

Nota.— Esta demostración de actuación equivalente no suprime la necesidad de calibrar y verificar cada sistema según lo definido en 3.9.

3.5.2 El micrófono se montará con el elemento sensor a una altura de 1,2 m (4 ft) por encima de la superficie del terreno local y se orientará respecto a incidencia tangencial, es decir, con el elemento sensor esencialmente en el plano definido por la trayectoria de vuelo de referencia prevista de la aeronave y la estación de medición. El arreglo de montaje del micrófono será tal que se reduzca a un mínimo la interferencia de los soportes en el sonido que haya de medirse. En la Figura A2-1 se ilustran los ángulos de incidencia sonora en un micrófono.

3.5.3 El nivel de sensibilidad de campo libre del micrófono y del preamplificador en la dirección de referencia, por lo menos por toda la gama de frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 5 kHz inclusive, estará dentro de ±1,0 dB de la frecuencia de verificación para calibración y dentro de ±2,0 dB de las frecuencias nominales de centro de banda de 6,3 kHz, 8 kHz y 10 kHz.

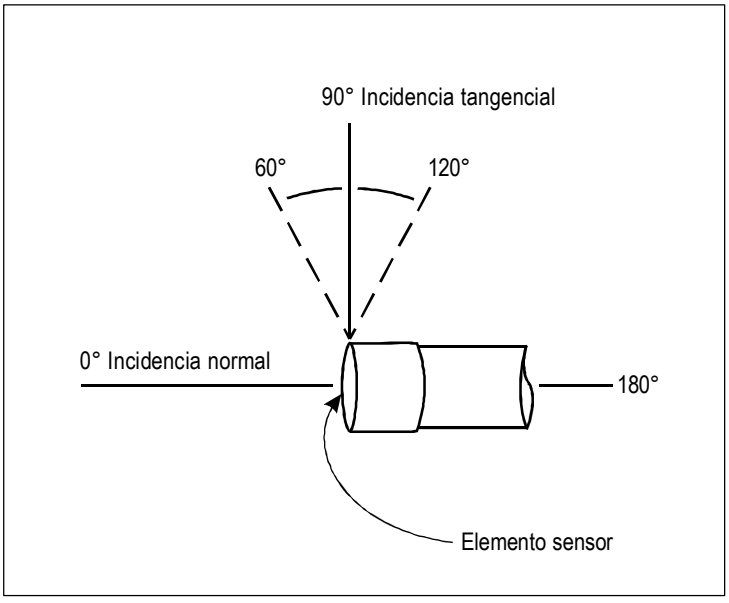


Figura A2-1. Ilustración de los ángulos de incidencia sonora en un micrófono

3.5.4 Respecto a ondas sonoras sinusoidales en cada frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava por toda la gama desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive, los niveles de sensibilidad de campo libre del sistema de micrófonos a ángulos de incidencia sonora de 30°, 60°, 90°, 120° y 150° no diferirán del nivel de sensibilidad de campo libre a un ángulo de incidencia sonora de 0° ("incidencia normal") en más de los valores indicados en la Tabla A2-1. Las diferencias de nivel de sensibilidad de campo libre a ángulos de incidencias sonoras comprendidos entre cualesquiera dos ángulos de incidencia sonora adyacentes de la Tabla A2-1 no excederán del límite de tolerancia correspondiente al mayor de los ángulos.

3.6 Sistemas de registro y reproducción

3.6.1 Se utilizarán un sistema de registro y reproducción tal como una grabadora de cinta magnética digital o analógica, un sistema por computadora u otros dispositivos de almacenamiento permanente de datos, para guardar en memoria las señales de presión acústica para análisis subsiguientes. El sonido producido por la aeronave será registrado de tal modo que se conserve un registro de la totalidad de la señal acústica. Los sistemas de registro y reproducción se conformarán a las especificaciones de 3.6.2 a 3.6.9 a las velocidades de registro o con los regímenes de muestreo de datos utilizados en los ensayos de homologación en cuanto al ruido. Se demostrará la conformidad respecto a las anchuras de banda de frecuencia y respecto a los canales de registro seleccionados en los ensayos.

3.6.2 Se calibrarán en la forma descrita en 3.9 los sistemas de registro y reproducción.

Nota.— Respecto a señales de ruido de aeronaves en las cuales los niveles espectrales de alta frecuencia disminuyen rápidamente al aumentar la frecuencia, pueden incluirse en el sistema de medición redes adecuadas de preénfasis y de énfasis complementarios. Si se incluye el preénfasis, en la gama de frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava desde 800 Hz hasta 10 kHz inclusive, la ganancia eléctrica suministrada por la red preénfasis no excederá de 20 dB de la ganancia a 800 Hz.

Tabla A2-1. Requisitos de respuesta direccional de los micrófonos

Frecuencia nominal de centro de banda kHz	Diferencia máxima entre el nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos a un ángulo de incidencia normal y el nivel de sensibilidad de campo libre a ángulos de incidencia sonora determinados (dB)				
	Ángulo de incidencia sonora en grados				
	30	60	90	120	150
0,05 a 1,6	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,0	0,5	0,5	1,0	1,0	1,0
2,5	0,5	0,5	1,0	1,5	1,5
3,15	0,5	1,0	1,5	2,0	2,0
4,0	0,5	1,0	2,0	2,5	2,5
5,0	0,5	1,5	2,5	3,0	3,0
6,3	1,0	2,0	3,0	4,0	4,0
8,0	1,5	2,5	4,0	5,5	5,5
10,0	2,0	3,5	5,5	6,5	7,5

3.6.3 Respecto a las señales eléctricas sinusoidales estacionarias aplicadas a la entrada de todo el sistema de medición, excluido el sistema de 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, a un nivel de señal seleccionado dentro de 5 dB del correspondiente al nivel de presión acústica de calibración en la gama de niveles de referencia, el nivel de la señal promediado en el tiempo indicado por el dispositivo de lectura en cualquier frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive, estará dentro de ±1,5 dB del correspondiente a la frecuencia de verificación para calibración. La respuesta de frecuencia de un sistema de medición en el que se incluyan componentes que realizan la conversión de señales analógicas a forma digital estará dentro de ±0,3 dB de la respuesta a 10 kHz en toda la gama de frecuencias desde 10 kHz hasta 11,2 kHz.

Nota.— No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos, según lo configurado en el campo.

3.6.4 Para grabaciones en cinta analógica, las fluctuaciones de amplitud de una señal sinusoidal de 1 kHz registradas dentro de 5 dB del nivel correspondiente al nivel de presión acústica para calibración no variarán en más de ±0,5 dB en cualquier carrete de tipo de cinta magnética utilizado. Se demostrará la conformidad con este requisito mediante un dispositivo que tenga características de promedio de tiempo equivalentes a las del analizador del espectro.

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 linearidad del nivel no excederá de ±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.— La linearidad de nivel de los componentes del sistema de medición debería someterse a ensayo de conformidad con los métodos descritos en CEI 61265[1] en su forma enmendada.

Nota 2.— No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos según lo configurado en el campo.

3.6.6 En la gama de niveles de referencia, el nivel correspondiente al nivel de presión acústica para calibración será por lo menos de 5 dB, pero no inferior en menos de 30 dB al límite superior de la gama de niveles.

3.6.7 Las gamas de funcionamiento linear en las gamas de niveles adyacentes, se superpondrán por lo menos 50 dB menos el cambio de atenuación introducido por una modificación de los controles de gama de niveles.

Nota.— Es posible que un sistema de medición tenga controles de gama de niveles que permitan cambios de atenuación, por ejemplo, de 10 dB o 1 dB. A incrementos de 10 dB, la superposición mínima requerida sería de 40 dB, y a incrementos de 1 dB la superposición mínima sería de 49 dB.

3.6.8 Debe preverse que ocurra una indicación de sobrecarga durante una condición de sobrecarga en cualquier gama de niveles pertinente.

3.6.9 Los atenuadores incluidos en el sistema de medición permitirán que funcionen modificaciones de la gama de niveles a intervalos conocidos de incrementos de decibeles.

1. 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 Varembé, Ginebra, Suiza.

3.7 Sistemas de análisis

3.7.1 El sistema de análisis se conformará a las especificaciones de 3.7.2 a 3.7.7, para las anchuras de banda de frecuencias, configuraciones de canales y reglajes de ganancia utilizados en el análisis.

3.7.2 La salida del sistema de análisis consistirá en niveles de presión acústica en la banda de un tercio de octava en función del tiempo obtenidos mediante el procesamiento de las señales de ruido (preferiblemente grabadas) mediante un sistema de análisis que tenga las características siguientes:

a) un conjunto de 24 filtros de banda de un tercio de octava o su equivalente, que tengan frecuencias nominales de centro de banda desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive;

b) características de respuesta y de promediación en las que en principio la salida desde cualquier banda de un tercio de octava se eleve al cuadrado, se promedie y presente en pantalla o almacene como niveles de presión acústica promediados en el tiempo;

c) el intervalo entre muestras sucesivas de niveles de presión acústica será de 500 ms ±5 ms para el análisis espectral, con o sin ponderación de tiempo LENTA;

d) en el caso de sistemas de análisis en los que no se procesen las señales de presión acústica durante el período de tiempo requerido para la lectura o el cambio de reglaje del analizador, la pérdida de datos no excederá de una duración de 5 ms; y

e) el sistema de análisis funcionará en tiempo real desde 50 Hz hasta por lo menos 12 kHz inclusive. Este requisito se aplica a todos los canales en funcionamiento de un sistema de análisis espectral multicanal.

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[2] en la forma enmendada, en toda la gama de frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive.

Nota 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 eléctrica de clase 1 de CEI 61260[2].

Nota 2.— Los ensayos del sistema de análisis de banda de un tercio de octava deberían efectuarse de conformidad con los métodos descritos en CEI 61260[2] 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 linearidad de niveles y a respuesta integrada de filtro (anchura de banda eficaz).

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 la activación y de 0,5 y 1 segundos después de la interrupción. La respuesta de ascenso será de –4 ±1 dB a 0,5 segundos, –1,75 ±0,75 dB a 1 segundo, –1 ±0,5 dB a 1,5 segundos y –0,5 ±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 –6,5 ±1 dB, a ambos 0,5 y 1 segundos. Posteriormente la suma de las respuestas de ascenso y de descenso será de –7,5 dB o menos. 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).

2. CEI 61260:1995 titulada “Electroacústica — Filtros de banda de octava y de fracción de octava”. Puede obtenerse esta publicación CEI de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue Varembé, Ginebra, Suiza.

3.7.5 Cuando se determinen los niveles de presión acústica de banda de un tercio de octava desde la salida del analizador sin ponderación de tiempo LENTO, se simulará la ponderación de tiempo LENTO en el procesamiento subsiguiente. Pueden obtenerse los niveles simulados de presión acústica de ponderación LENTA mediante un proceso de promedio exponencial continuo aplicándose la siguiente ecuación:

$$L_s(i,k) = 10 \log [(0{,}60653)\ 10^{\ 0{,}1Ls[i,(k-1)]} + (0{,}39347)\ 10^{0{,}1\ L(i,k)}]$$

siendo $L_s(i,k)$ el nivel de presión acústica de ponderación LENTA simulado y $L(i,k)$ el nivel de presión acústica en el promedio de tiempo medido de 0,5 segundos determinado desde la salida del analizador para el instante k de tiempo y para la banda i de un tercio de octava. Para $k = 1$, la presión acústica de ponderación LENTA $L_s[i,(k\text{-}1 = 0)]$ al lado derecho se deberá poner a 0 dB.

Mediante la siguiente ecuación se representa una aproximación al promedio exponencial continuo en un proceso de promedio de cuatro muestras para $k = 4$:

$$L_s(i,k) = 10 \log [(0{,}13)\ 10^{\ 0{,}1L[i,(k-3)]} + (0{,}21)\ 10^{\ 0{,}1L[i,(k-2)]} + (0{,}27)\ 10^{\ 0{,}1L[i,(k-1)]} + (0{,}39)\ 10^{\ 0{,}1L[i,k]}]$$

siendo $L_s(i,k)$ el nivel de presión acústica acumulado de ponderación LENTA y $L(i,k)$ el nivel de presión acústica medido en un promedio de tiempo de 0,5 segundos, determinado desde la salida del analizador para el instante k de tiempo y la banda i de un tercio de octava.

La suma de los factores de ponderación es 1,0 en las dos ecuaciones. Los niveles de presión acústica calculados mediante una u otra de las ecuaciones son válidos para la sexta y subsiguientes muestras de datos de 0,5 segundos o para tiempos superiores a 2,5 segundos después de iniciarse el análisis de datos.

Nota.— Se calcularon los coeficientes de las dos ecuaciones para ser utilizados en la determinación de los niveles equivalentes de presión acústica de ponderación LENTA a partir de muestras de niveles de presión acústica en un promedio de tiempo de 0,5 segundos. No deberían utilizarse las ecuaciones con muestras de datos en los que el tiempo promedio difiera de 0,5 segundos.

3.7.6 El instante de tiempo en el cual un nivel de presión acústica de ponderación de tiempo LENTA estará caracterizado por 0,75 segundos antes del tiempo real de lectura.

Nota.— Se requiere la definición de este instante de tiempo para correlacionar el ruido registrado en la posición de la aeronave cuando el ruido fue emitido y para tener en cuenta el tiempo promedio de la ponderación LENTA. Para cada registro de datos de medio segundo, este instante de tiempo puede también ser identificado como 1,25 segundos después del inicio del período correspondiente de promedio de 2 segundos.

3.7.7 La resolución de los niveles de presión acústica, presentados y almacenados, será de 0,1 dB o mejor.

3.8 Sistemas de calibración

Se determinará la sensibilidad acústica del sistema de medición mediante un calibrador de sonido que genere un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia conocida. El calibrador de sonido se conformará a los requisitos de la Clase 1L de CEI 60942[3] en su forma enmendada.

3. CEI 60942:2003 titulada "Electroacústica — Calibradores de sonido". Puede obtenerse esta publicación CEI de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue Varembé, Ginebra, Suiza.

3.9 Calibración y verificación del sistema

3.9.1 Se realizará la calibración y verificación del sistema de medición y de sus componentes constituyentes a satisfacción de la autoridad encargada de la homologación por los métodos especificados en 3.9.2 a 3.9.10. Los ajustes de calibración, incluidos los correspondientes a efectos ambientales en el nivel de salida del calibrador de sonido se notificarán a la autoridad encargada de la homologación y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador. Los datos recopilados durante una indicación de sobrecarga serán inválidos y no serán utilizados. Si la condición de sobrecarga ocurrió durante la grabación, se considerarán los datos de ensayos correspondientes como inválidos, mientras que si la sobrecarga ocurrió durante el análisis, este se repetirá con menor sensibilidad para eliminar la sobrecarga.

3.9.2 La respuesta de frecuencia de campo libre del sistema de micrófonos puede determinarse utilizando un activador electroestático en combinación con los datos del fabricante o mediante ensayos en una instalación de campo libre sin ecos. Se determinará la corrección para respuesta de frecuencia dentro de 90 días de cada serie de ensayos. La corrección para respuesta de frecuencia no uniforme del sistema de micrófonos será notificada a la autoridad encargada de la homologación y aplicada a los niveles medidos de presión acústica de banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

3.9.3 Cuando los ángulos de incidencia del sonido emitido por la aeronave estén dentro de ±30º del ángulo de incidencia tangencial en el micrófono (véase la Figura A2-1), un solo conjunto de correcciones de campo libre basadas en el ángulo de incidencia tangencial se considerarán suficientes para la corrección de efectos de respuesta direccional. En los demás casos se determinará el ángulo de incidencia para cada muestra de medio segundo y se aplicará para la corrección de efectos de incidencia.

3.9.4 En el caso de registradores de cinta magnética analógica, cada carrete de cinta magnética portará por lo menos 30 segundos de ruido aleatorio rosa o de ruido pseudoaleatorio al principio y al fin. Se aceptarán los datos obtenidos de las señales registradas en cinta magnética analógica como fiables solamente si las diferencias de nivel en la banda de un tercio de octava de 10 kHz son de más de 0,75 dB para las señales registradas al principio y al fin.

3.9.5 La respuesta de frecuencia de la totalidad del sistema de medición desplegado en el campo durante la serie de ensayos, excluido el micrófono, se determinará a un nivel dentro de 5 dB del nivel correspondiente al nivel de presión acústica para calibración en la gama de niveles utilizada durante los ensayos para cada frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive, utilizándose el ruido aleatorio rosa o el ruido pseudoaleatorio. La salida del generador de ruido se determinará mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de normas en un plazo de seis meses de cada serie de ensayos y los cambios admisibles en la salida relativa respecto a la calibración anterior en cada banda de un tercio de octava no serán de más de 0,2 dB. Se notificará la corrección para respuesta de frecuencia a la autoridad encargada de la homologación y se aplicará a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

3.9.6 La actuación de los atenuadores conmutados en el equipo utilizado durante las mediciones y para la homologación acústica y la calibración se verificarán en un plazo de seis meses de cada serie de ensayos para asegurar que el error máximo no excede de 0,1 dB.

3.9.7 El nivel de presión acústica producido en la cavidad del acoplador del calibrador de sonido se calculará en las condiciones ambientales de ensayo usándose la información proporcionada por el fabricante acerca del influjo de la presión atmosférica y de la temperatura del aire. Se utilizará el nivel de presión acústica para establecer la sensibilidad acústica del sistema de medición. Se determinará la salida del calibrador de sonido mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de normas en un plazo de seis meses de cada serie de ensayos, y los cambios admisibles a la salida respecto a la calibración anterior no serán de más de 0,2 dB.

3.9.8 Se efectuará un número suficiente de calibraciones del nivel de presión acústica durante cada día de ensayo para asegurar que se conoce la sensibilidad acústica del sistema de medición en las condiciones ambientales reinantes que correspondan a cada serie de ensayos. El sistema de medición se considerará satisfactorio si no es superior a 0,5 dB la diferencia entre los niveles de sensibilidad acústica registrados inmediatamente antes e inmediatamente después de cada serie

de ensayos en determinado día. Se aplica el límite de 0,5 dB después de que se hayan determinado, para el nivel de salida del calibrador, cualesquiera correcciones de la presión atmosférica. La media aritmética de las mediciones antes y después se utilizará para representar el nivel de sensibilidad acústica del sistema de medición correspondiente a esa serie de ensayos. Se notificarán las correcciones de calibración a la autoridad encargada de la homologación y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica en la banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

3.9.9 Cada medio de grabación tal como carrete, bobina, casete o disquete portará una calibración de nivel de presión acústica por lo menos de 10 segundos de duración al principio y al fin.

3.9.10 La pérdida de campo libre por inserción de la pantalla de ruido, para cada frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive, será determinada con las señales sonoras sinusoidales a ángulos de incidencia adecuados en el micrófono insertado. Para una pantalla del viento que no esté dañada ni contaminada, la pérdida por inserción puede tomarse de los datos del fabricante. Además, la pérdida por inserción de la pantalla de ruido puede determinarse mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de normas en un plazo de seis meses de cada serie de ensayos y los cambios admisibles en la pérdida de inserción respecto a la calibración anterior en cada banda de frecuencia de un tercio de octava no será de más de 0,4 dB. La corrección para la pérdida por inserción de campo libre de la pantalla de viento se notificará a la autoridad encargada de la homologación y se aplicará a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

3.10 Ajustes por el ruido de fondo

3.10.1 Se registrará (por lo menos durante 30 segundos) el ruido de fondo, en los puntos de medición, con la ganancia del sistema puesta a los niveles utilizados para las mediciones del ruido de aeronaves. La muestra de ruido fondo registrada será representativa del ruido que exista durante el recorrido de ensayo. Los datos de ruido de la aeronave registrados se aceptarán solamente si los niveles de ruido de fondo, cuando se analizan del mismo modo y se citan en PNL [véase 4.1.3 a)], están por lo menos a 20 dB por debajo del PNL máximo de la aeronave.

3.10.2 Los niveles de presión acústica de la aeronave dentro de puntos de disminución de 10 dB (véase 4.5.1) excederán del promedio de niveles de ruido de fondo determinado anteriormente por lo menos en 3 dB en cada banda de un tercio de octava o se ajustarán mediante un método similar al descrito en la sección del *Manual técnico-ambiental* (Doc 9501), Volumen I — *Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves* relativa al ajuste de los niveles de ruido de las aeronaves por el efecto del ruido de fondo.

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

4.1 Generalidades

4.1.1 La medición utilizada para cuantificar el nivel de ruido homologado será el nivel efectivo de ruido percibido (EPNL) expresado en unidades de EPNdB. EPNL es un evaluador numérico único que tiene en cuenta los efectos subjetivos del ruido de las aeronaves en los seres humanos. Consiste en el nivel instantáneo del ruido percibido, PNL, corregido para tomar en cuenta las irregularidades espectrales y la duración.

4.1.2 Para obtener el EPNL, se medirán tres propiedades físicas básicas del ruido de las aeronaves: el nivel, la distribución de frecuencias y la variación en función del tiempo. Se requerirá la adquisición de los niveles de presión acústica instantáneos en espectros compuestos de 24 bandas de tercio de octava, que se obtendrán para cada incremento de tiempo de medio segundo durante toda la duración de la medición del ruido de la aeronave.

4.1.3 El procedimiento de cálculo que utiliza mediciones físicas del ruido para deducir el EPNL a fin de evaluar la respuesta subjetiva, constará de las cinco operaciones siguientes:

a) cada uno de los niveles de presión acústica en las 24 bandas de tercio de octava en cada espectro de medio segundo medido se convierte por medio de los métodos de la Sección 4.7 en ruidosidad percibida. Primero se combinan los valores noy y luego se convierten en niveles de ruido percibido PNL(k) instantáneos para cada espectro, medidos en el k-ésimo instante de tiempo, mediante el método de la Sección 4.2;

b) se calcula un factor de corrección por tono, $C(k)$, para cada espectro, mediante el método de la Sección 4.3 para tener en cuenta la respuesta subjetiva a la presencia de irregularidades espectrales;

c) se suma el factor de corrección por tono al nivel de ruido percibido para obtener niveles de ruido percibido corregidos por tono, PNLT(k), para cada espectro:

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k);$$

d) se examina la historia de los niveles de ruido percibido PNLT(k) para determinar el valor máximo PNLTM aplicando el método de la Sección 4.4 y la duración del ruido aplicando el método de la Sección 4.5; y

e) el nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, se determina mediante la suma logarítmica de los niveles PNLT durante la duración del ruido y normalizando dicha duración a 10 segundos, mediante el método de la Sección 4.6.

4.2 Nivel de ruido percibido

Los niveles instantáneos de ruido percibido PNL(k), se calcularán a partir de los niveles instantáneos de presión acústica de banda de tercio de octava, SPL(i,k), del modo siguiente:

Operación 1. Conviértase el SPL(i,k) de cada banda de tercio de octava, de 50 a 10 000 Hz, en ruidosidad percibida $n(i,k)$, con referencia a la formulación matemática de las tablas de valores noy de la Sección 4.7 o a la sección del *Manual técnico-ambiental* (Doc 9501), Volumen I — *Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves,* relativa a las tablas de referencia utilizadas en el cálculo manual del nivel efectivo de ruido percibido.

Operación 2. Usando la fórmula que sigue, combínense los valores de ruidosidad percibida $n(i,k)$ hallados en la operación 1:

$$N(k) = n(k) + 0{,}15\left\{\left[\sum_{i=1}^{24} n\,(i,k)\right] - n(k)\right\}$$

$$= 0{,}85n(k) + 0{,}15\sum_{i=1}^{24} n\,(i,k)$$

donde $n(k)$ es el mayor de los 24 valores de $n(i,k)$ y $N(k)$ es la ruidosidad percibida total.

Operación 3. Conviértase la ruidosidad total $N(k)$, en nivel de ruido percibido PNL(k), mediante la fórmula:

$$\text{PNL}(k) = 40{,}0 + \frac{10}{\log 2}\log N(k)$$

Nota.— El nivel de ruido percibido PNL(k) en función de la ruidosidad total percibida está representado gráficamente en la sección del Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *relativa a las tablas de referencia utilizadas en el cálculo manual del nivel efectivo del ruido percibido.*

4.3 Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales

4.3.1 El ruido que tenga marcadas irregularidades espectrales (por ejemplo, los componentes máximos de frecuencia discreta o tonos), se ajustará por medio del factor de corrección $C(k)$, que se calcula como sigue:

Operación 1. Excepto en el caso de los helicópteros que comienzan a 50 Hz (banda número 1), comiéncese con el nivel de presión acústica corregido en la banda de tercio de octava de 80 Hz (banda número 3), calcúlense los cambios de nivel de presión acústica (o las "pendientes") en las demás bandas, como sigue:

$s(3,k)$ = sin ningún valor
$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$
•
•
•
$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}(i-1,k)$
•
•
•
$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$

Operación 2. Enciérrese en un círculo el valor de la pendiente, $s(i,k)$, cuando el valor absoluto del cambio de pendiente sea mayor que cinco, es decir:

$$\left| \Delta s(i,k) \right| = \left| s(i,k) - s(i-1,k) \right| > 5$$

Operación 3.

a) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente es mayor que la pendiente $s(i-1,k)$, inclúyase en un círculo $\text{SPL}(i,k)$.

b) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es cero o negativo y la pendiente $s(i-1,k)$ es positiva, trácese un círculo alrededor de $\text{SPL}(i-1,k)$.

c) En todos los demás casos no se pondrá círculo alguno en los valores de nivel de presión acústica.

Operación 4. Calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica $\text{SPL}'(i,k)$, como sigue:

a) Respecto a los niveles de presión acústica no encerrados en círculos, iguálense los nuevos niveles a los niveles originales: $\text{SPL}'(i,k) = \text{SPL}(i,k)$.

b) Por lo que toca a los niveles de presión acústica encerrados en círculos correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálese el nuevo nivel de presión acústica a la media aritmética de los niveles precedente y subsiguiente:

$$\text{SPL}'(i,k) = ½ \left[\text{SPL}(i-1,k) + \text{SPL}(i+1,k)\right]$$

c) Si el nivel de presión acústica en la banda de la frecuencia más elevada ($i = 24$) figura dentro de un círculo, el nuevo nivel de presión acústica en esa banda resultará:

$$\text{SPL}'(24,k) = \text{SPL}(23,k) + s(23,k)$$

Operación 5. Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes $s'(i,k)$, incluyendo una para una banda 25 imaginaria:

$s'(3,k) = s'(4,k)$
$s'(4,k) = \mathrm{SPL}'(4,k) - \mathrm{SPL}'(3,k)$
•
•
•
$s'(i,k) = \mathrm{SPL}'(i,k) - \mathrm{SPL}'(i-1,k)$
•
•
•
$s'(24,k) = \mathrm{SPL}'(24,k) - \mathrm{SPL}'(23,k)$
$s'(25,k) = s'(24,k)$

Operación 6. Respecto a i calcúlese desde 3 hasta 23 (o desde 1 a 23 para los helicópteros), la media aritmética de las tres pendientes contiguas, como sigue:

$$\bar{s}(i,k) = \tfrac{1}{3}\,[s'(i,k) + s'(i+1,k) + s'(i+2,k)]$$

Operación 7. Calcúlense los niveles finales de presión acústica de banda de tercio de octava, $\mathrm{SPL}''(i,k)$, comenzando con la banda número 3 (o banda número 1 para los helicópteros) y procediendo hacia la banda número 24, como sigue:

$\mathrm{SPL}''(3,k) = \mathrm{SPL}(3,k)$
$\mathrm{SPL}''(4,k) = \mathrm{SPL}''(3,k) + \bar{s}(3,k)$
•
•
•
$\mathrm{SPL}''(i,k) = \mathrm{SPL}''(i-1,k) + \bar{s}(i-1,k)$
•
•
•
$\mathrm{SPL}''(24,k) = \mathrm{SPL}''(23,k) + \bar{s}(23,k)$

Operación 8. Calcúlense las diferencias $F(i,k)$ entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de banda ancha, como sigue:

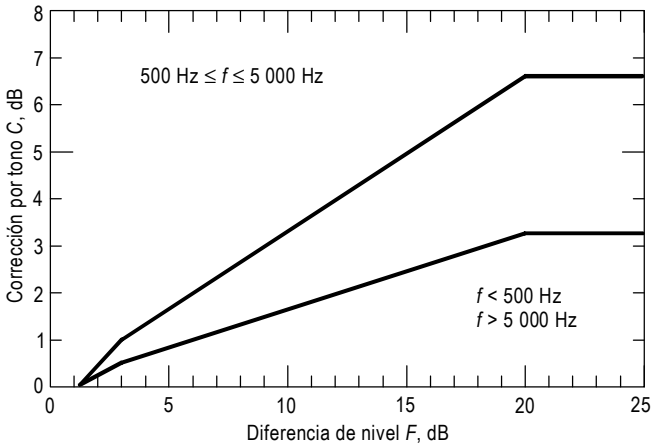
$$F(i,k) = \mathrm{SPL}(i,k) - \mathrm{SPL}''(i,k)$$

y anótense sólo los valores iguales o mayores a uno y medio.

Operación 9. Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica $F(i,k)$ y de la Tabla A2-2, determínense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

Operación 10. Desígnese como C(k) el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9. Un ejemplo del procedimiento de corrección por tono figura en la sección del *Manual técnico-ambiental* (Doc 9501), Volumen I — *Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves* relativa a las tablas de referencias utilizadas en el cálculo manual de nivel efectivo de ruido percibido.

Tabla A2-2. Factores de corrección por tono



Frecuencia *f*, Hz	Diferencia de nivel *F*, dB	Corrección por tono *C*, dB
$50 \le f < 500$	$1½^* \le F < 3$	$F/3 — ½$
	$3 \le F < 20$	$F/6$
	$20 \le F$	$3⅓$
$500 \le f \le 5\,000$	$1½^* \le F < 3$	$2F/3 — 1$
	$3 \le F < 20$	$F/3$
	$20 \le F$	$6⅔$
$5\,000 < f \le 10\,000$	$1½^* \le F < 3$	$F/3 — ½$
	$3 \le F < 20$	$F/6$
	$20 \le F$	$3⅓$

* Véase la operación 8 de 4.3.1.

Los niveles de ruido percibido corregidos por tono PNLT(k), se determinarán sumando los valores $C(k)$ a los correspondientes valores PNL(k), es decir:

$$\text{PNLT}(k) = \text{PNL}(k) + C(k)$$

Si, en alguna banda de tercio de octava de orden i, para cualquier incremento de tiempo de orden k, se sospechase que el factor de corrección por tono es el resultado de algo que no es un tono verdadero, o que proviene de algún fenómeno adicional a tal tono (o de alguna irregularidad espectral distinta del ruido de aeronaves), puede hacerse un análisis adicional usando un filtro que tenga una anchura de banda inferior a un tercio de octava. Si el análisis de banda estrecha confirmase las sospechas, se determinará un valor revisado para el nivel de presión acústica de banda ancha SPL′(i,k) y se utilizará para calcular un factor de corrección por tono, para la banda de un tercio de octava de que se trate.

Nota.— Para rechazar correcciones espurias por tono se pueden usar otros métodos, tales como los descritos en el Apéndice 2 del Doc 9501, Volumen I — Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves.

4.3.2 Este procedimiento subestimará el EPNL si un tono importante tuviera una frecuencia tal que se encontrara registrado en dos bandas de tercio de octava adyacentes. Se demostrará de manera satisfactoria para la autoridad encargada de la homologación:

o bien que esto no ha tenido lugar,

o que, si aconteciera, la corrección por tono se ha llevado al valor que se hubiera tenido si el tono se hubiera registrado totalmente en una sola banda de tercio de octava.

4.4 Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono

4.4.1 Los niveles de ruido percibido corregido por tono, PNLT(k), se calculan a partir de valores de SPL medidos cada medio segundo con arreglo al procedimiento de la Sección 4.3. El nivel máximo de ruido percibido corregido por tono, PNLTM, será el valor máximo de PNLT(k), ajustado de ser necesario para tener en cuenta las bandas compartidas mediante el método de la Sección 4.4.2. El incremento relacionado con PNLTM se designa como k_M.

Nota.— La Figura A2-2 es un ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo con clara indicación del valor máximo.

4.4.2 El tono en el PNLTM puede suprimirse debido a la compartición de la banda de un tercio de octava de dicho tono. Para determinar si este es el caso, se calcula el promedio de los factores de corrección por tono del espectro PNLTM y los dos espectros precedentes y los dos posteriores. Si el valor del factor de corrección por tono $C(k_M)$ para el espectro relacionado con el PNLTM es inferior al valor promedio de $C(k)$ de los cinco espectros consecutivos (k_M-2) a (k_M+2), entonces se utilizará el valor promedio C_{avg} para calcular una corrección por compartición de banda, Δ_B, y un valor de PNLTM ajustado para dicha compartición.

$$C_{avg} = [C(k_M\text{-}2) + C(k_M\text{-}1) + C(k_M) + C(k_M\text{+}1) + C(k_M\text{+}2)] / 5$$

Si $C_{avg} > C(k_M)$ entonces $\Delta_B = C_{avg} - C(k_M)$, y

$$\text{PNLTM} = \text{PNLT}(k_M) + \Delta_B$$

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

4.5 Duración del ruido

4.5.1 Los límites de la duración del ruido están indicados por el primero y el último puntos a menos de 10 dB. Estos límites se determinan examinando el historial de tiempo del PNLT(k) con respecto al PNLTM:

a) se determina el primer valor de PNLT(k) mayor que PNLTM-10 dB. Este valor se compara con el valor de PNLT para el punto precedente. El punto relacionado con el valor más cercano a PNLTM-10 dB se determina como primer punto a menos de 10 dB. El incremento conexo se designa como k_F; y

b) se determina el último valor de PNLT(k) mayor que PNLTM-10 dB. Este valor se compara con el valor del PNLT para el punto siguiente. El punto relacionado con el valor más cercano a PNLTM-10 dB se determina como último punto a menos de 10 dB. El incremento conexo se designa como k_L.

Nota.— En la Figura A2-2 se ilustra la selección del primer y el último puntos a menos de 10 dB, k_F y k_L.

4.5.2 La duración del ruido expresada en segundos será igual al número de valores PNLT(k) de k_F a k_L inclusive, multiplicado por 0,5.

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

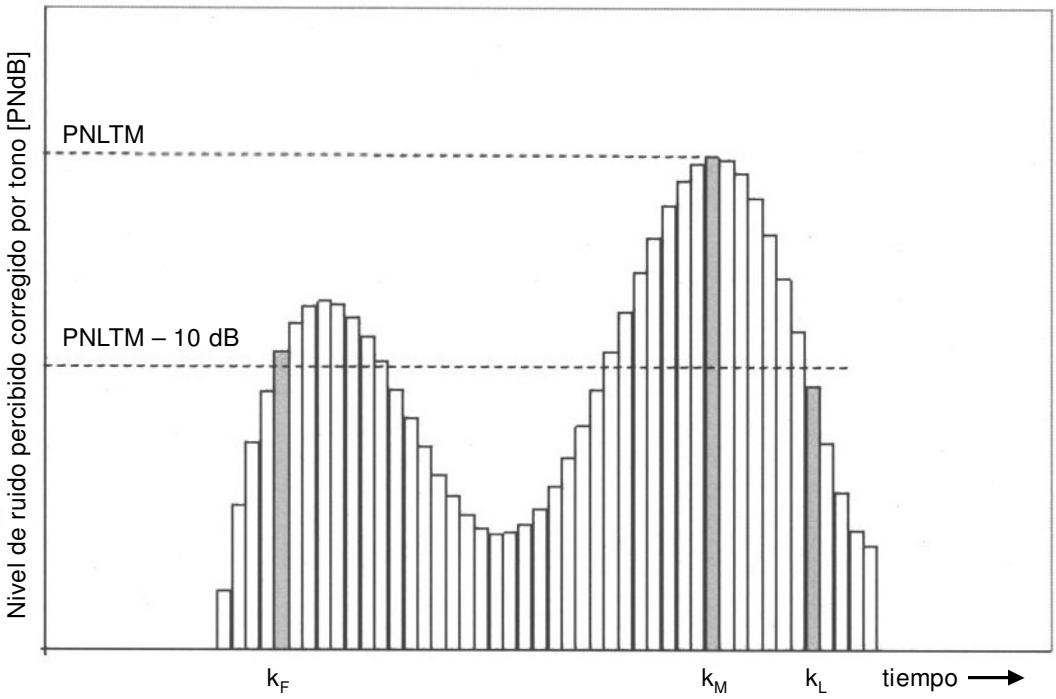


Figura A2-2. Ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo

4.6 Nivel efectivo de ruido percibido

4.6.1 Si el nivel instantáneo del ruido percibido corregido por tono se expresa en términos de una función continua respecto del tiempo, PNLT(*t*), entonces el nivel efectivo del ruido percibido, EPNL, se definiría como el nivel, en EPNdB, de la integral en el tiempo de PNLT(*t*) a lo largo de la duración del suceso acústico, normalizado a una duración de referencia, T_0, de 10 segundos. La duración de suceso acústico está limitada por t_1, el instante en que PNLT(*t*) es por primera vez igual a PNLTM-10, y t_2, el instante en que PNLT(*t*) es por última vez igual al PNLTM-10.

$$\mathrm{EPNL} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t1}^{t2} 10^{0,1\ \mathrm{PNLT}(t)} dt$$

4.6.2 En la práctica el PNLT no se expresa como función continua respecto del tiempo dado que se calcula a partir de valores discretos de PNLT(*k*) cada medio segundo. En este caso, la definición de trabajo básica para EPNL se obtiene sustituyendo la integral de la Sección 4.6.1 con la siguiente expresión de sumatoria:

$$\mathrm{EPNL} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1\mathrm{PNLT}(k)} \Delta t$$

Para $T_0 = 10$ y $\Delta t = 0{,}5$ esta expresión puede simplificarse como sigue:

$$\mathrm{EPNL} = 10 \log \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1\mathrm{PNLT}\,(k)} - 13$$

Nota.— 13 dB es una constante que relaciona los valores de medio segundo de PNLT(k) con la duración de referencia de 10 segundos T_0: 10 log (0,5 / 10) = -13.

4.6.3 El valor de PNLTM utilizado para determinar el EPNL debe incluir el ajuste por compartición de banda, Δ_B, 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.

4.7.2 Los aspectos importantes de la formulación matemática son los siguientes:

a) las pendientes de las rectas [$M(b)$, $M(c)$, $M(d)$ y $M(e)$];

b) las intersecciones [SPL(b) y SPL(c)] de las rectas con el eje SPL; y

c) las coordenadas de los puntos de discontinuidad, SPL(a) y log $n(a)$; SPL(d) y log $n = -1{,}0$; y SPL(e) y log n = log (0,3).

4.7.3 Las ecuaciones son las siguientes:

a) $\text{SPL} \geq \text{SPL}(a)$
$n = \text{antilog}\ \{M(c)\ [\text{SPL} - \text{SPL}(c)]\}$

b) $\text{SPL}(b) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(a)$
$n = \text{antilog}\ \{M(b)\ [\text{SPL} - \text{SPL}(b)]\}$

c) $\text{SPL}(e) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(b)$
$n = 0{,}3\ \text{antilog}_{10}\ \{M(e)\ [\text{SPL} - \text{SPL}(e)]\}$

d) $\text{SPL}(d) \leq \text{SPL} < \text{SPL}(e)$
$n = 0{,}1\ \text{antilog}\ \{M(d)\ [\text{SPL} - \text{SPL}(d)]\}$

4.7.4 En la Tabla A2-3 figuran los valores de las constantes necesarias para calcular la ruidosidad percibida en función del nivel de presión acústica.

5. NOTIFICACIÓN DE DATOS A LA AUTORIDAD ENCARGADA DE LA HOMOLOGACIÓN

5.1 Generalidades

5.1.1 Los datos que representan mediciones físicas o correcciones de datos medidos se registrarán de manera permanente y se anexarán al expediente.

5.1.2 Todas las correcciones serán aprobadas por la autoridad encargada de la homologación en especial las correcciones de mediciones que se refieran a desviaciones en la actuación del equipo.

5.1.3 Se notificarán, cuando se requiera, los cálculos de los distintos errores inherentes a cada una de las operaciones realizadas para obtener los datos definitivos.

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

BANDA (*i*)	*f* Hz	SPL (*a*)	SPL (*b*)	SPL (*c*)	SPL (*d*)	SPL (*e*)	*M*(*b*)	*M*(*c*)	*M*(*d*)	*M*(*e*)
1	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098
2	63	85,9	60	51	44	51	0,040570		0,068160	”
3	80	87,3	56	49	39	46	0,036831		”	0,052288
4	100	79,0	53	47	34	42	”		0,059640	0,047534
5	125	79,8	51	46	30	39	0,035336		0,053013	0,043573
6	160	76,0	48	45	27	36	0,033333			”
7	200	74,0	46	43	24	33	”			0,040221
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051			0,037349
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	0,030103		0,034859
10	400	∞	40	40	16	25	0,030103			
11	500		40	40	16	25				
12	630		40	40	16	25				
13	800		40	40	16	25				
14	1 000		40	40	16	25		NO SE APLICA	0,053013	
15	1 250		38	38	15	23	0,030103		0,059640	0,034859
16	1 600		34	34	12	21	0,029960		0,053013	0,040221
17	2 000		32	32	9	18			”	0,037349
18	2 500		30	30	5	15			0,047712	0,034859
19	3 150		29	29	4	14			”	
20	4 000		29	29	5	14			0,053013	
21	5 000		30	30	6	15			”	0,034859
22	6 300	∞	31	31	10	17	0,029960	0,029960	0,068160	0,037349
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285		0,079520	”
24	10 000	50,7	41	37	21	29	”	”	0,059640	0,043573

5.2 Notificación de datos

5.2.1 Los niveles de presión acústica medidos y corregidos, se presentarán en forma de niveles de banda de tercio de octava obtenidos por medio de equipo que satisfaga las normas indicadas en la Sección 3 de este apéndice.

5.2.2 Se notificará el tipo de equipo usado para medir y analizar los datos acústicos en relación con la performance y los datos meteorológicos.

5.2.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 2 de este apéndice:

a) la temperatura del aire y la humedad relativa;

b) las velocidades del viento y las direcciones del viento; y

c) la presión atmosférica.

5.2.4 Se notificarán comentarios sobre la topografía local, la vegetación y fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

5.2.5 Se dará la siguiente información:

a) tipo, modelo y números de serie (si los hubiere) de la aeronave, de los motores, de las hélices o de los rotores (según corresponda);

b) las dimensiones totales de la aeronave y ubicación de los motores y de los rotores (si corresponde);

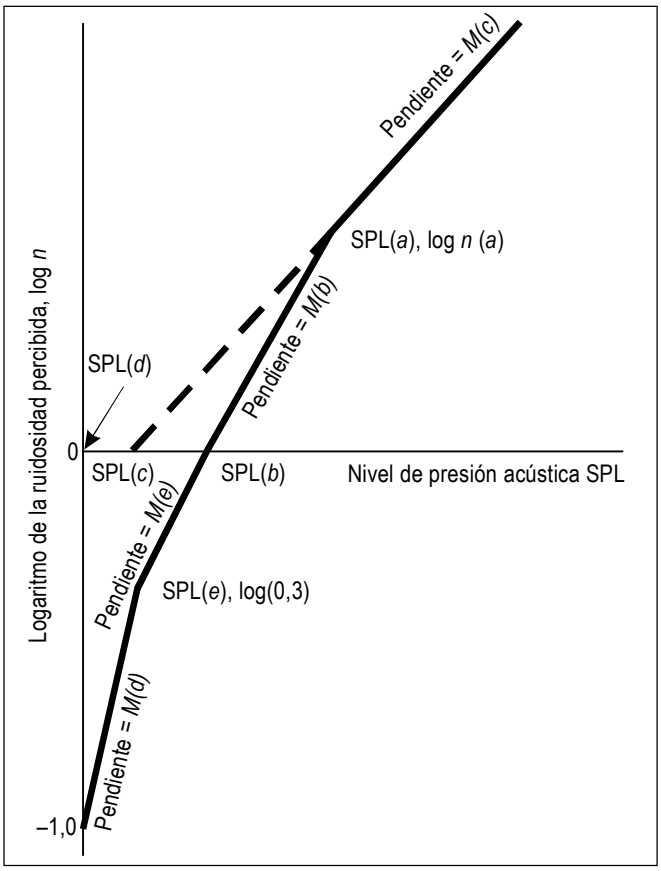


Figura A2-3. Ejemplo del nivel de ruido percibido corregido por tono, en función del tiempo de sobrevuelo del avión

c) la masa total de la aeronave para cada pasada de ensayo y los límites del centro de gravedad para cada serie de pasadas de ensayo;

d) la configuración de la aeronave p. ej., las posiciones de los flaps, de los frenos aerodinámicos y del tren de aterrizaje y los ángulos de paso de las hélices (si corresponde);

e) si los grupos auxiliares de energía (APU), si los hay, están en funcionamiento;

f) la condición de los dispositivos de purga de aire del motor y de las tomas de potencia del motor;

g) la velocidad aerodinámica indicada en kilómetros por hora (nudos);

h) 1) *para aviones de reacción:* la performance de los motores, indicando empuje neto, relación de presiones, temperatura de los gases de escape y las velocidades de rotación del árbol de la soplante o del compresor, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante;

2) *para aviones propulsados por hélice:* la performance de los motores, indicando potencia al freno y empuje residual o potencia equivalente en el árbol o por motor, y velocidad de rotación de la hélice, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante; y

3) *para helicópteros:* la performance de los motores y la velocidad de los rotores en rpm durante cada demostración;

i) la trayectoria de vuelo de la aeronave y la velocidad con respecto al suelo durante cada demostración; y

j) cualquier modificación o equipo no normalizado que pudiese afectar las características de ruido de la aeronave y aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

5.3 Notificación de las condiciones de referencia para la homologación acústica

Los datos de posición y performance de la aeronave, como también las mediciones de ruido, se ajustarán a las condiciones de referencia establecidas para la homologación acústica que se especifican en el capítulo pertinente de la Parte II, notificándose esas condiciones, junto con los parámetros, procedimientos y configuraciones de referencia.

5.4 Validez de los resultados

5.4.1 De los resultados de los ensayos se deducirán y notificarán tres valores medios de EPNL de referencia y sus límites de confianza del 90%, siendo cada valor la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas referentes a las pasadas válidas de los ensayos en el punto de medición apropiado (despegue, aproximación y línea lateral, o sobrevuelo en el caso de los helicópteros). Si se usara más de un sistema de medición acústica en cualquiera de los emplazamientos de medición, los resultados de cada pasada de ensayo se promediarán para que constituyan una sola medición. En el caso de los helicópteros, deberían promediarse los resultados de los ensayos con tres micrófonos en cada vuelo, para que constituyan una sola medición. El cálculo se efectuará mediante:

a) el cálculo de la media aritmética para cada fase de vuelo con los valores de cada punto donde haya micrófono de referencia;

b) el cálculo de la media aritmética general para cada condición de referencia apropiada (despegue, sobrevuelo, aproximación) con los valores de a) y los límites de confianza de 90% que corresponden.

Nota.— En el caso de los helicópteros solamente se considerará como válido un vuelo si se efectúan mediciones simultáneas en los tres lugares de medición del ruido.

5.4.2 El tamaño mínimo de muestra aceptable para cada uno de los tres puntos de medición en la homologación de los aviones y para cada conjunto de tres micrófonos en la de los helicópteros será seis. Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente, para cada uno de los tres niveles medios de homologación acústica, un límite de confianza del 90% que no exceda de ±1,5 EPNdB. Del proceso de promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, 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 se proporcionan métodos de cálculo del intervalo de confianza del 90%.*

5.4.3 Los valores medios de EPNL, obtenidos mediante el proceso precedente, se usarán para evaluar la performance de la aeronave en relación con el ruido, comparándolos con los criterios de homologación acústica.

6. NOMENCLATURA: SÍMBOLOS Y UNIDADES

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
antilog	—	*Antilogaritmo de base 10.*
$C(k)$	dB	*Corrección por tono.* El factor que ha de sumarse al PNL(k) para tener en cuenta la presencia de irregularidades espectrales tales como tonos en el k-ésimo incremento de tiempo.
d	s	*Duración.* La longitud del ruido significativo en función del tiempo, correspondiente al intervalo de tiempo entre los límites $t(1)$ y $t(2)$, redondeado al 0,5 segundos más próximo.
D	dB	*Corrección por duración.* El factor que ha de sumarse al PNLTM para tener en cuenta la duración del ruido.
EPNL	EPNdB	*Nivel efectivo de ruido percibido.* El valor de PNL ajustado, tanto para tener en cuenta las irregularidades espectrales como la duración del ruido. (Se usa la unidad EPNdB en vez de la unidad dB).
$f(i)$	Hz	*Frecuencia.* La frecuencia media geométrica de la banda de tercio de octava de orden i.
$F(i,k)$	dB	*Delta-dB.* La diferencia entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de banda ancha, en la banda de tercio de octava de orden i y para el instante de orden k.
h	dB	*dB sustractivo.* El nivel que al restarse del PNLTM define la duración del ruido.
H	%	*Humedad relativa.* La humedad atmosférica relativa ambiente.
i	—	*Índice de banda de frecuencia.* Indicador numérico que denota una cualquiera de las 24 bandas de tercio de octava, con frecuencias medias geométricas desde 50 hasta 10 000 Hz.
k	—	*Índice de incremento de tiempo.* Indicador numérico que denota el número de incrementos iguales de tiempo, que han transcurrido desde la referencia cero.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
log	—	*Logaritmo de base 10.*
log $n(a)$	—	*Coordenada de discontinuidad de noy.* El valor de log n del punto de intersección de las rectas que representan la variación de SPL en función de log n.
$M(b)$, $M(c)$, etc.	—	*Pendiente inversa de noy.* Los valores inversos de las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de log n.
n	noy	*Ruidosidad percibida.* La ruidosidad percibida en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i,k)$	noy	*Ruidosidad percibida.* La ruidosidad percibida en el instante de orden k, que ocurre en la banda de tercio de octava de orden i.
$n(k)$	noy	*Ruidosidad percibida máxima.* El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden k.
$N(k)$	noy	*Ruidosidad percibida total.* La ruidosidad percibida total en el instante de orden k, calculada de los 24 valores instantáneos de $n(i,k)$.
$p(b)$, $p(c)$, etc.	—	*Pendiente de noy.* Las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de log n.
PNL	PNdB	*Nivel de ruido percibido.* El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNL(k)	PNdB	*Nivel de ruido percibido.* El nivel de ruido percibido calculado de los 24 valores de SPL(i,k), para el incremento de tiempo de orden k. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLM	PNdB	*Nivel máximo de ruido percibido.* El valor máximo de PNL(k). (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT	TPNdB	*Nivel de ruido percibido corregido por tono.* El valor de PNL ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en un instante cualquiera. (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
PNLT(k)	TPNdB	*Nivel de ruido percibido corregido por tono.* El valor de PNL(k) ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en el incremento de tiempo de orden k. (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
PNLTM	TPNdB	*Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.* El valor máximo de PNLT(k). (Se usa la unidad TPNdB es vez de la unidad dB).
$PNLT_r$	TPNdB	*Nivel de ruido percibido corregido por tono*, ajustado a las condiciones de referencia.
$s(i,k)$	dB	*Pendiente del nivel de presión acústica.* El cambio de nivel entre niveles adyacentes de presión acústica de banda de tercio de octava, para la banda de orden i y para el instante de orden k.
$\Delta s(i,k)$	dB	*Cambio de pendiente del nivel de presión acústica.*

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
$s'(i,k)$	dB	*Pendiente corregida del nivel de presión acústica.* El cambio de nivel entre niveles ajustados y adyacentes de presión acústica, de banda de tercio de octava, para la banda de orden *i* y para el instante de orden *k*.
$\bar{s}(i,k)$	dB	*Pendiente media del nivel de presión acústica.*
SPL	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica.* El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
SPL(a)	dB ref. 20 µPa	*Coordenada de discontinuidad de noy.* El valor SPL del punto de intersección de las rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
SPL(b) SPL(c)	dB ref. 20 µPa	*Ordenadas de noy en el origen.* Las intersecciones con el eje SPL de las rectas que representan la variación de SPL en función de log *n*.
SPL(i,k)	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica.* El nivel de presión acústica en el instante de orden *k* que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i*.
SPL$'(i,k)$	dB ref. 20 µPa	*Nivel de presión acústica ajustado.* La primera aproximación al nivel de presión acústica de banda ancha, en la banda de tercio de octava de orden *i* y para el instante de orden *k*.
SPL(i)	dB ref. 20 µPa	*Nivel máximo de presión acústica.* El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* del espectro para PNLTM.
$SPL(i)_r$	dB ref. 20 µPa	*Nivel máximo de presión acústica corregido.* El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* del espectro para PNLTM corregido por la absorción atmosférica del sonido.
SPL$''(i,k)$	dB ref. 20 µPa	*Nivel final de presión acústica de banda ancha.* La segunda y definitiva aproximación al nivel de presión acústica de banda ancha, en la banda de tercio de octava de orden *i* y para el instante de orden *k*.
t	s	*Tiempo transcurrido.* La longitud de tiempo medida a partir de la referencia cero.
$t1$, $t2$	s	*Límite de tiempo.* El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por *h*.
Δt	s	*Incremento de tiempo.* La serie de incrementos de tiempo de igual magnitud, para los cuales se calculan PNL(k) y PNLT(k).
T	s	*Constante de tiempo para normalización.* La longitud de tiempo usada como referencia en el método de integración para calcular las correcciones por duración, en donde $T = 10$ s.
t(°C)	°C	*Temperatura.* La temperatura atmosférica ambiente.
$\alpha(i)$	dB/100 m	*Absorción atmosférica de ensayo.* La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* para la temperatura atmosférica y la humedad relativa medidas.
$\alpha(i)_o$	dB/100 m	*Absorción atmosférica de referencia.* La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden *i* para la temperatura atmosférica y la humedad relativa de referencia.

Símbolo	*Unidad*	*Significado*
A_1	grados	*Ángulo del primer ascenso constante*[*].
A_2	grados	*Ángulo del segundo ascenso constante*[**].
δ	grados	*Ángulos de reducción de empuje.* Los ángulos que definen los puntos de la trayectoria de despegue, en los cuales se inicia y se termina, respectivamente, la reducción de empuje.
ε	grados	
η	grados	*Ángulo de aproximación.*
η_r	grados	*Ángulo de aproximación de referencia.*
θ	grados	*Ángulo de ruido (con relación a la trayectoria de vuelo).* El ángulo entre la trayectoria de vuelo y la trayectoria del ruido. Es idéntico para ambas trayectorias de vuelo, la medida y la corregida.
ψ	grados	*Ángulo de ruido (con relación al suelo).* Ángulo que forman las trayectorias del ruido y el suelo. Este ángulo se identifica para las trayectorias de vuelo medida y corregida.
μ	grados	*Parámetro de emisión de ruido del motor.* (Véase 9.3.4.)
Δ_1	EPNdB	*Corrección PNLT.* Corrección que ha de sumarse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias en la absorción atmosférica y en la longitud de la trayectoria del ruido entre las condiciones de referencia y las de ensayo.
Δ_2	EPNdB	*Ajuste de la corrección por duración.* Ajuste que ha de hacerse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a la duración del ruido, entre las condiciones de referencia y las del ensayo.
Δ_3	EPNdB	*Ajuste del ruido en la fuente.* Ajuste que ha de hacerse al EPNL calculado a partir de los datos medidos, para tener en cuenta los cambios de nivel de ruido, debidos a diferencias entre el régimen del motor de referencia y el régimen del motor de ensayo.

7. ATENUACIÓN DEL SONIDO EN EL AIRE

7.1 La atenuación atmosférica del sonido se determinará de conformidad con el procedimiento que se indica a continuación.

7.2 La relación entre la atenuación del sonido, la frecuencia, la temperatura y la humedad, se expresa con las ecuaciones siguientes:

$$\alpha(i) = 10^{[2{,}05 \log (f_o/1000) + 1{,}1394 \times 10^{-3}\,\theta - 1{,}916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log (f_o) + 8{,}42994 \times 10^{-3}\,\theta - 2{,}755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_o}}\, 10^{(\log H - 1{,}328924 + 3{,}179768 \times 10^{-2}\theta)} \times 10^{(-2{,}173716 \times 10^{-4}\theta^2 + 1{,}7496 \times 10^{-6}\theta^3)}$$

[*] Tren replegado, velocidad de por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), empuje de despegue.
[**] Tren replegado, velocidad de por lo menos V_2 + 19 km/h (V_2 + 10 kt), después de la reducción de empuje.

en las que:

$\eta(\delta)$ se obtiene de la Tabla A2-4 y f_o de la Tabla A2-5;

$\alpha(i)$ es el coeficiente de atenuación en dB/100 m;

θ es la temperatura en grados Celsius; y

H es la humedad relativa expresada como porcentaje.

7.3 Las ecuaciones que figuran en 7.2 se prestan al cálculo con computadora.

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

8.1 Perfiles de vuelo y geometría del ruido

Los perfiles de vuelo en las condiciones de ensayo y en las condiciones de referencia se describen mediante su geometría con respecto al suelo, la correspondiente velocidad respecto al suelo de la aeronave, y en el caso de los aviones, los correspondientes parámetros de control de motores utilizados para determinar la emisión acústica del avión. En 8.1.1 se describen perfiles de vuelo de aeronave idealizados para aviones y en 8.1.2 se describen los perfiles de vuelo de aeronave idealizados para helicópteros.

Nota.— La "trayectoria de vuelo de ruido" a que se hace referencia en 8.1.1 y 8.1.2 se define con arreglo al requisito de 2.3.2.

Tabla A2-4. Valores de η (δ)

δ	$\eta(\delta)$	δ	$\eta(\delta)$
0,00	0,000	2,50	0,450
0,25	0,315	2,80	0,400
0,50	0,700	3,00	0,370
0,60	0,840	3,30	0,330
0,70	0,930	3,60	0,300
0,80	0,975	4,15	0,260
0,90	0,996	4,45	0,245
1,00	1,000	4,80	0,230
1,10	0,970	5,25	0,220
1,20	0,900	5,70	0,210
1,30	0,840	6,05	0,205
1,50	0,750	6,50	0,200
1,70	0,670	7,00	0,200
2,00	0,570	10,00	0,200
2,30	0,495		

Cuando sea necesario, utilícese un término de interpolación cuadrática.

Tabla A2-5. Valor de f_o

Frecuencia central de la banda de 1/3 de octava (Hz)	f_o *(Hz)*	*Frecuencia central de la banda de 1/3 de octava (Hz)*	f_o *(Hz)*
50	50	800	800
63	63	1 000	1 000
80	80	1 250	1 250
100	100	1 600	1 600
125	125	2 000	2 000
160	160	2 500	2 500
200	200	3 150	3 150
250	250	4 000	4 000
315	315	5 000	4 500
400	400	6 300	5 600
500	500	8 000	7 100
630	630	10 000	9 000

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, 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.

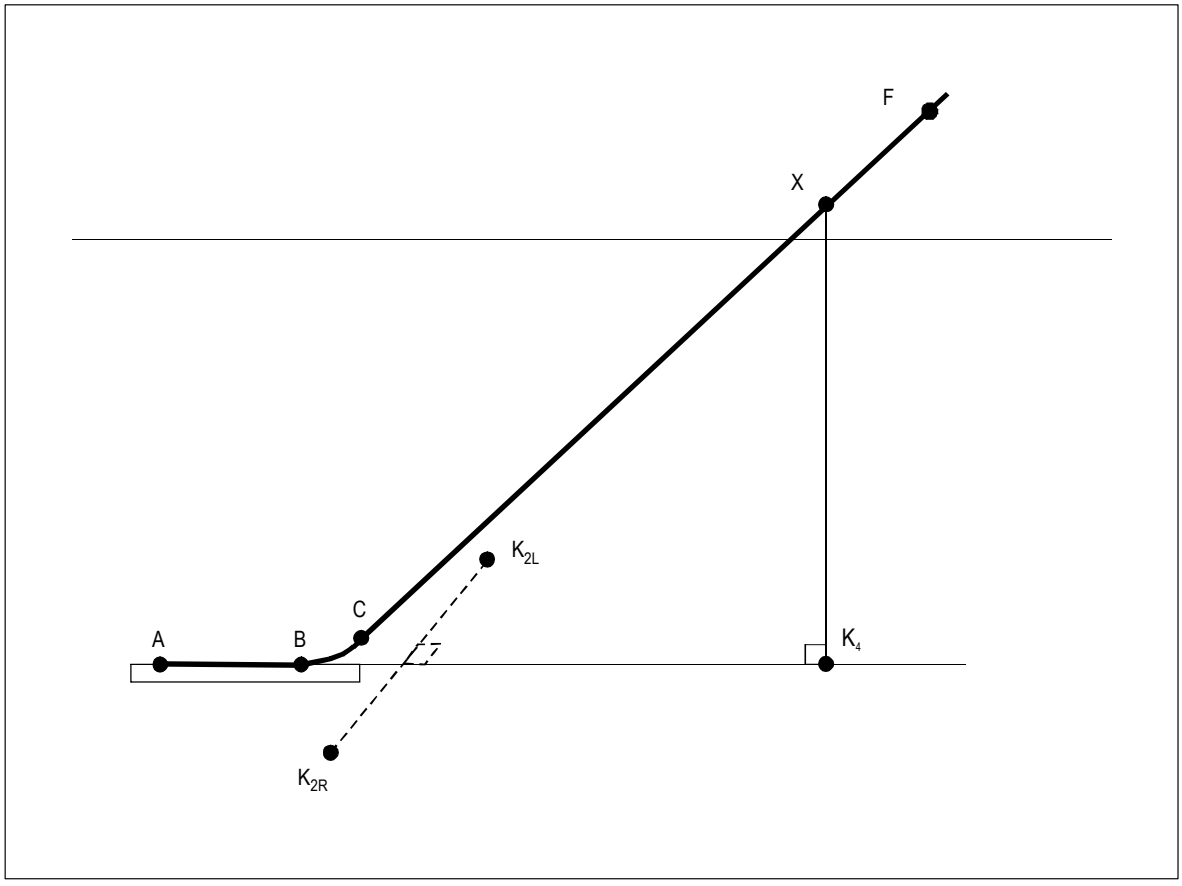


Figura A2-4. Características del perfil de ruido lateral con plena potencia de referencia para aviones

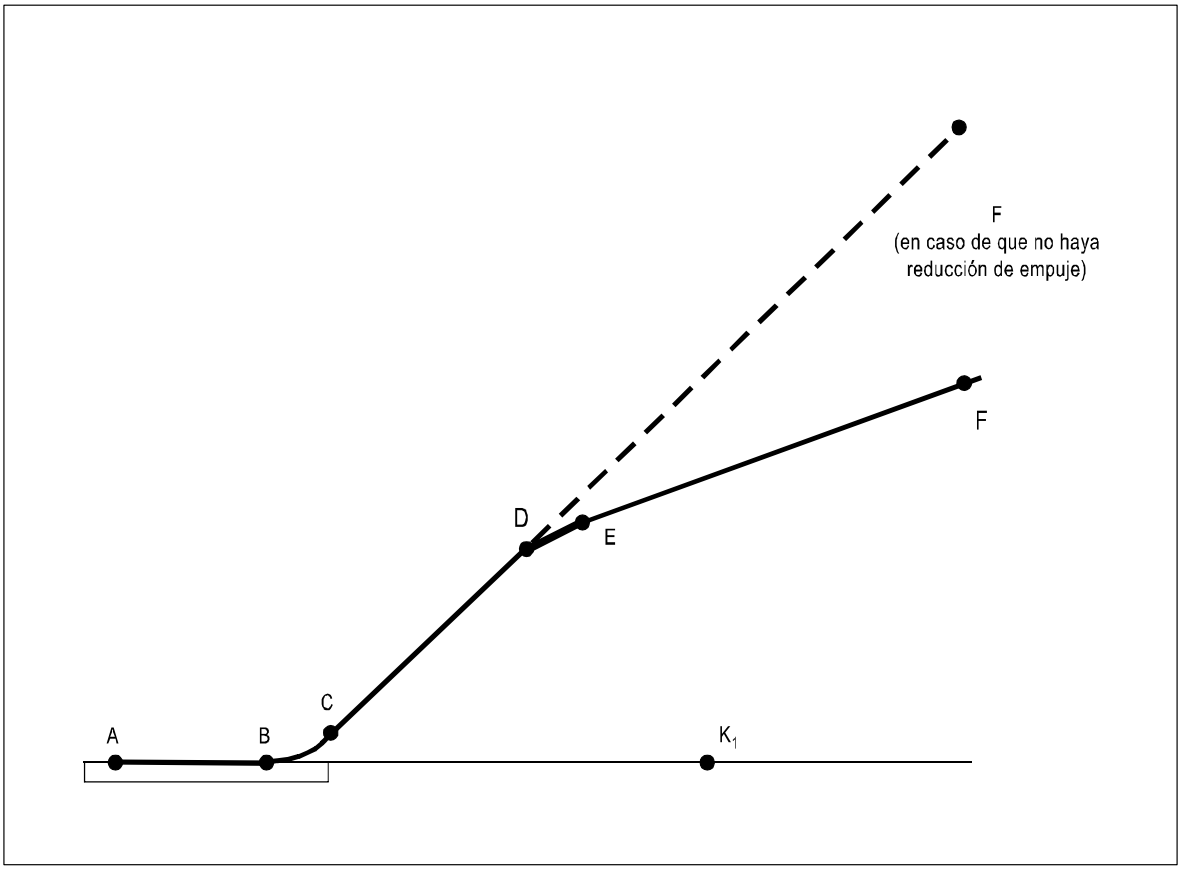


Figura A2-5. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para aviones

8.1.1.2 *Características del perfil de sobrevuelo de referencia*

En la Figura A2-5 se ilustran las características del perfil para el procedimiento de despegue del avión correspondientes a las mediciones del ruido efectuadas en el punto de medición del ruido de sobrevuelo:

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 D en que se inicia la reducción de empuje (o potencia). En el punto E el empuje (o potencia) y el ángulo de ascenso se estabilizan una vez más y el avión continúa ascendiendo según un ángulo constante hasta el punto F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y

Nota.— El perfil de sobrevuelo puede volarse sin reducción de empuje (potencia) en cuyo caso el punto C se prolongará a través del punto D según un ángulo de ascenso constante.

b) el punto K_1 es el punto de medición del ruido de sobrevuelo y AK_1 es la distancia especificada a partir del inicio del recorrido hasta el punto de medición del ruido de sobrevuelo.

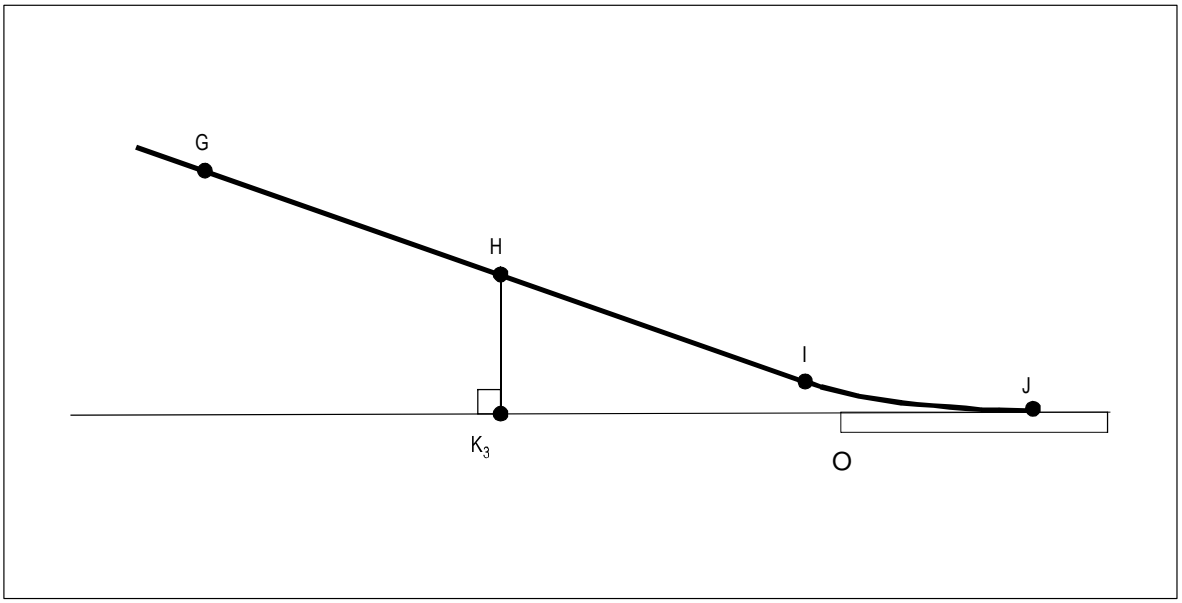


Figura A2-6. Características del perfil de aproximación de referencia para aviones

8.1.1.3 *Características del perfil de aproximación de referencia*

En la Figura A2-6 se ilustran las características del perfil para el procedimiento de aproximación del avión correspondientes a las mediciones de ruido efectuadas en el punto de medición del ruido de aproximación:

a) el avión se estabiliza inicialmente en la pendiente de planeo especificada en el punto G y continúa a través del punto H y del punto I, hasta la toma de contacto en la pista en el punto J; y

b) el punto K_3 es el punto de medición del ruido de aproximación y K_3O es la distancia especificada a partir del punto de medición del ruido de aproximación hasta el umbral de la pista.

Nota.— Para las mediciones durante la aproximación, el punto de referencia del avión será la antena del ILS.

8.1.2 Perfiles de vuelo de helicópteros

8.1.2.1 *Características del perfil de despegue de referencia*

En la Figura A2-7 se ilustran las características del perfil para el procedimiento de despegue de los helicópteros correspondientes a las mediciones de ruido efectuadas en el punto de medición de ruido de despegue:

a) el helicóptero se estabiliza inicialmente en vuelo horizontal en el Punto A al régimen óptimo de ascenso V_y. El helicóptero continúa hasta el punto B donde se aplica la potencia de despegue y se inicia el ascenso en régimen estabilizado. Se mantendrá el ascenso en régimen estabilizado a través del punto X y más allá hasta el punto F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y

b) el punto K_1 es el punto de medición del ruido de despegue y NK_1 es la distancia especificada entre el inicio del ascenso en régimen estabilizado y el punto de medición del ruido de despegue de referencia. Los puntos K_1' y K_1'' son puntos conexos de medición del ruido situados en la línea $K_1'K_1''$ a través de K_1 perpendicularmente a la derrota de despegue TM y a la distancia especificada a cada lado de K_1.

Nota.— En la práctica, el punto en el que se aplica la potencia de despegue estará a cierta distancia antes del punto B.

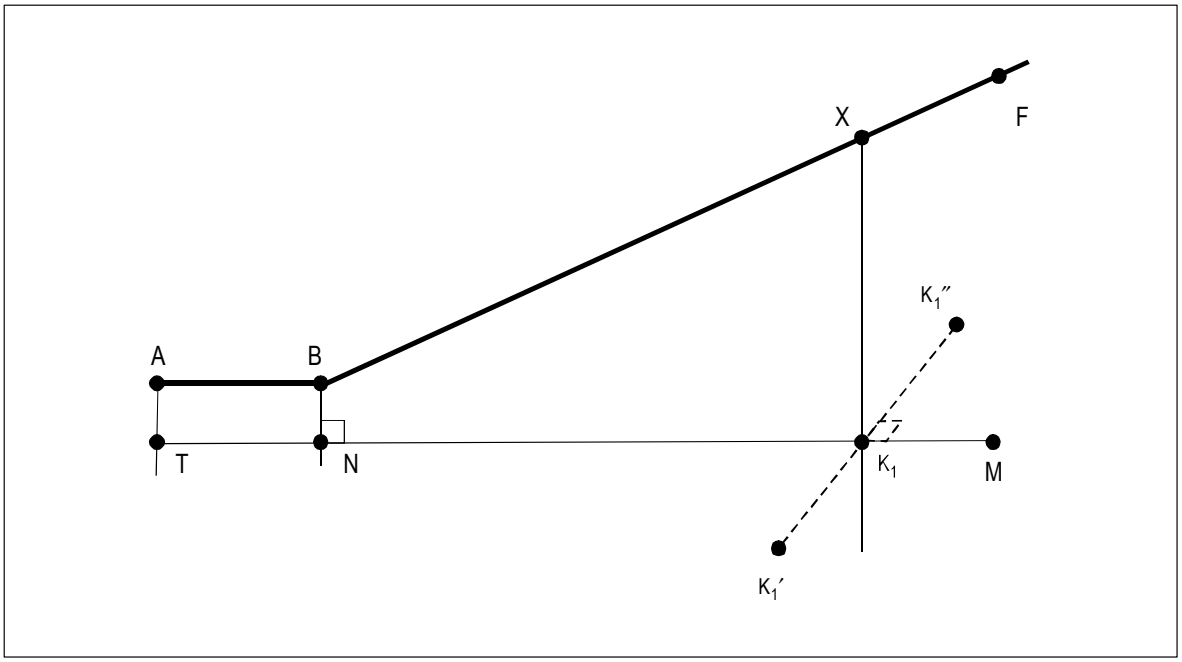


Figura A2-7. Características del perfil de despegue de referencia para helicópteros

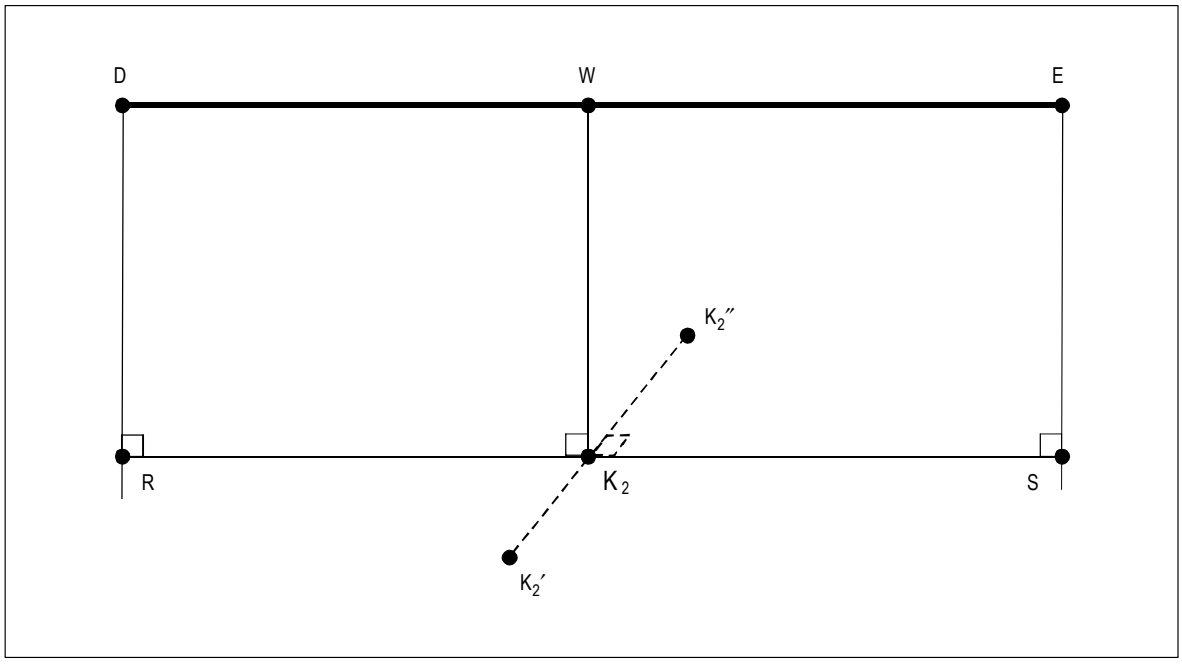


Figura A2-8. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para helicópteros

8.1.2.2 *Características del perfil de sobrevuelo de referencia*

En la Figura A2-8 se ilustran las características del perfil para el procedimiento de sobrevuelo de helicópteros correspondiente a las mediciones del ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido de sobrevuelo:

a) el helicóptero se estabiliza en vuelo horizontal en el punto D y pasa por el punto W, en la vertical del punto de medición del ruido de sobrevuelo K_2, hasta el punto E, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y

b) el punto K_2 es el punto de medición del ruido de sobrevuelo y K_2W es la altura especificada del helicóptero en la vertical del punto de medición del ruido de sobrevuelo. Los puntos K_2' y K_2'' son los puntos de medición del ruido asociados emplazados en una línea $K_2'K_2''$ a través de K_2 perpendicularmente a la derrota de sobrevuelo RS y a la distancia especificada a cada lado de K_2.

8.1.2.3 *Características del perfil de aproximación de referencia*

En la Figura A2-9 se ilustran las características del perfil para el procedimiento de aproximación de helicópteros correspondientes a las mediciones del ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido de aproximación:

a) el helicóptero se estabiliza inicialmente en la pendiente de planeo especificada en el punto G y continúa a través de los puntos H e I, para llegar finalmente al punto de toma de contacto J; y

b) el punto K_3 es el punto de medición del ruido de aproximación y K_3H es la altura especificada del helicóptero en la vertical del punto de medición del ruido de aproximación. Los puntos K_3' y K_3'' son puntos de medición del ruido conexos emplazados en una línea $K_3'K_3''$ perpendicularmente a la derrota de aproximación PU y a la distancia especificada a cada lado de K_3.

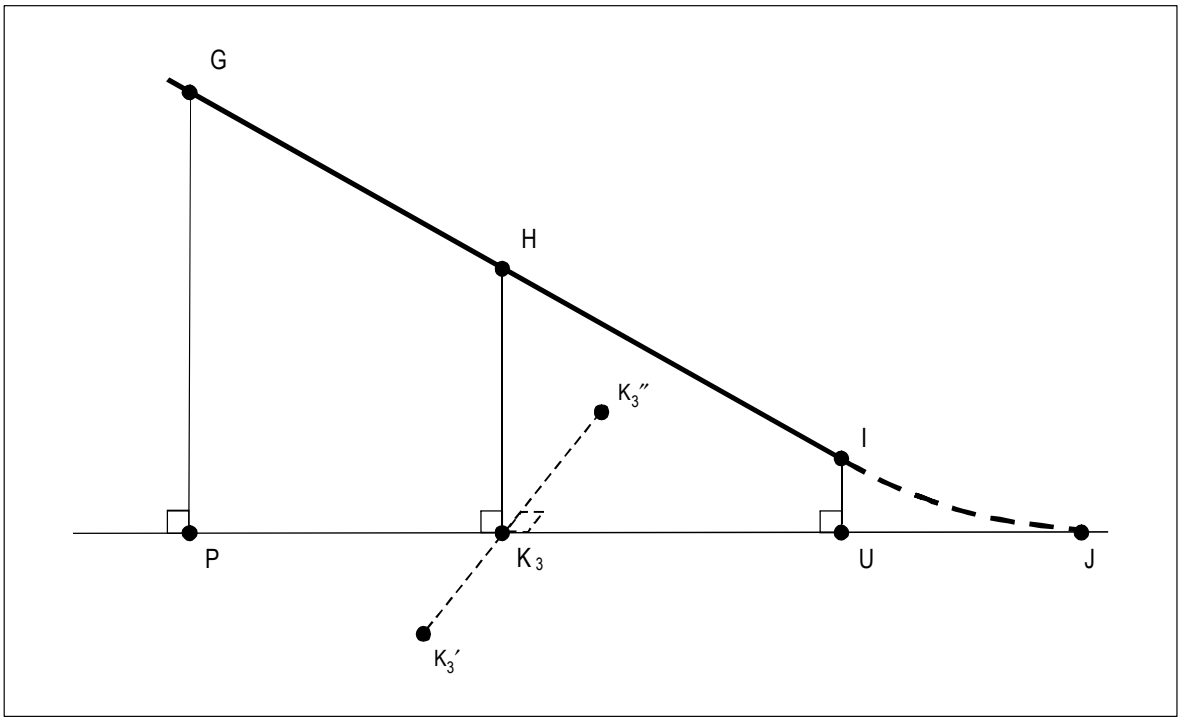


Figura A2-9. Características del perfil de aproximación de referencia para helicópteros

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

Nota.— La "parte útil de la trayectoria de vuelo medida" a que se hace referencia en esta sección se define con arreglo a los requisitos de 2.3.2.

8.1.3.1 Para el caso de un micrófono emplazado por debajo de la trayectoria de vuelo, las partes de la trayectoria de vuelo de ensayo y de la trayectoria de vuelo de referencia que son pertinentes para el ajuste de los niveles de vuelo medidos a partir del perfil medido al perfil de referencia en el cálculo de EPNL se ilustran en la Figura A2-10, donde:

a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida [Figura A2-10 a)], y X_rY_r la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [Figura A2-10 b)]; y

b) K el punto de medición del ruido real y K_r es el punto de medición del ruido de referencia. Q representa la posición de la aeronave en la trayectoria de vuelo medida en la que se emitió el ruido y se observó como PNLTM en el punto K. El ángulo entre QK y la dirección de vuelo a lo largo de la trayectoria de vuelo medida es θ, ángulo de emisión acústica. Q_r es el punto correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia donde el ángulo entre Q_rK_r es también θ. QK y Q_rK_r son las trayectorias de propagación del ruido de medición y del de referencia, respectivamente.

Nota.— Esta situación se aplicará en el caso de los aviones para las mediciones del ruido en el sobrevuelo y la aproximación y, solamente para los aviones propulsados por hélice, para las mediciones del ruido lateral con plena potencia y, en el caso de los helicópteros, para las mediciones del ruido de despegue, sobrevuelo y aproximación para el micrófono central solamente.

8.1.3.2 En el caso de un micrófono desplazado lateralmente a un lado de la trayectoria de vuelo, las partes de la trayectoria de vuelo de ensayo y de la trayectoria de vuelo de referencia que son pertinentes para el ajuste de los niveles de ruido medidos a partir del perfil medido al perfil de referencia en el cálculo de EPNL se ilustran en la Figura A2-11, donde:

a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida [Figura A2-11 a)], y X_rY_r la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [Figura A2-11 b)]; y

b) K es el punto de medición del ruido real y K_r el punto de medición del ruido de referencia. Q representa la posición de la aeronave en la trayectoria de vuelo medida en la que se emitió el ruido y se observó como PNLTM en el punto K. El ángulo entre QK y la dirección de vuelo a lo largo de la trayectoria de vuelo medida es θ, ángulo de emisión acústica. El ángulo entre QK y el suelo es ψ, ángulo de elevación. Q_r es el punto correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia donde el ángulo entre Q_rK_r y la dirección de vuelo a lo largo de la trayectoria de vuelo de referencia es también θ, y el ángulo entre Q_rK_r y el suelo es ψ_r, donde en el caso de los aviones, se minimiza la diferencia entre ψ y ψ_r.

Nota.— Esta situación se aplicará en el caso de los aviones de reacción para las mediciones del ruido lateral con plena potencia y, en el caso de los helicópteros, para las mediciones del ruido de despegue, sobrevuelo y aproximación solamente para los dos micrófonos desplazados lateralmente.

8.1.3.3 En ambas situaciones, el ángulo de emisión acústica θ se establecerá utilizando geometría tridimensional.

8.1.3.4 En el caso de las mediciones de ruido lateral con plena potencia de aviones de reacción, la medida en que las diferencias entre ψ y ψ_r pueden minimizarse depende de las restricciones geométricas impuestas por la necesidad de mantener el micrófono de referencia en una línea paralela a la prolongación del eje de la pista.

Nota.— En el caso de las mediciones para helicópteros no hay requisito de minimizar la diferencia entre ψ y ψ_r. No obstante, estos ángulos se determinarán y notificarán.

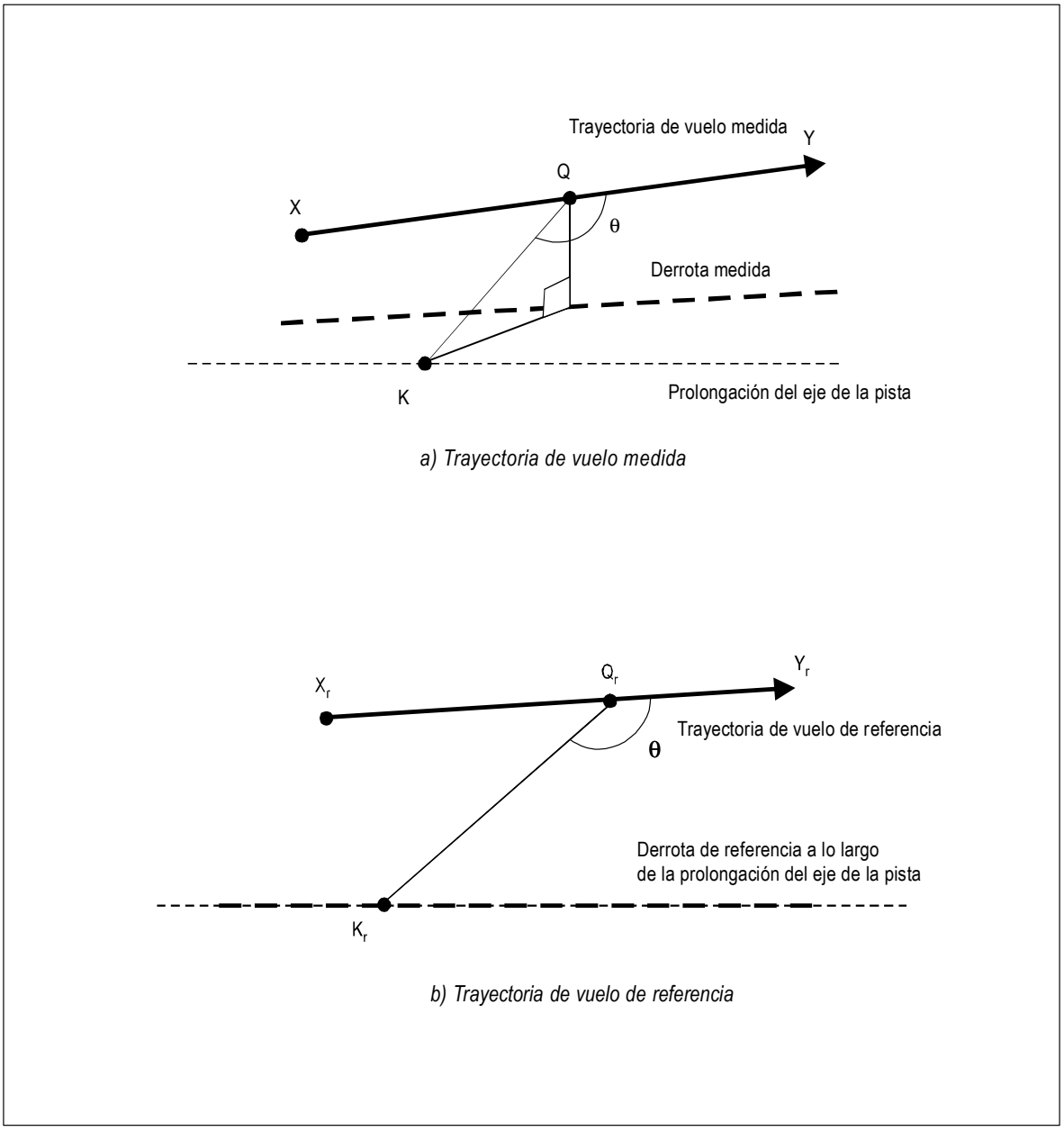


Figura A2-10. Características de perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos emplazados debajo de la trayectoria de vuelo

8.2 Selección del método de ajuste

8.2.1 Se efectuarán ajustes de los valores de ruido medidos para los siguientes casos:

a) trayectoria de vuelo del avión y velocidad relativa al micrófono;

b) atenuación del sonido en el aire; y

c) ruido en la fuente.

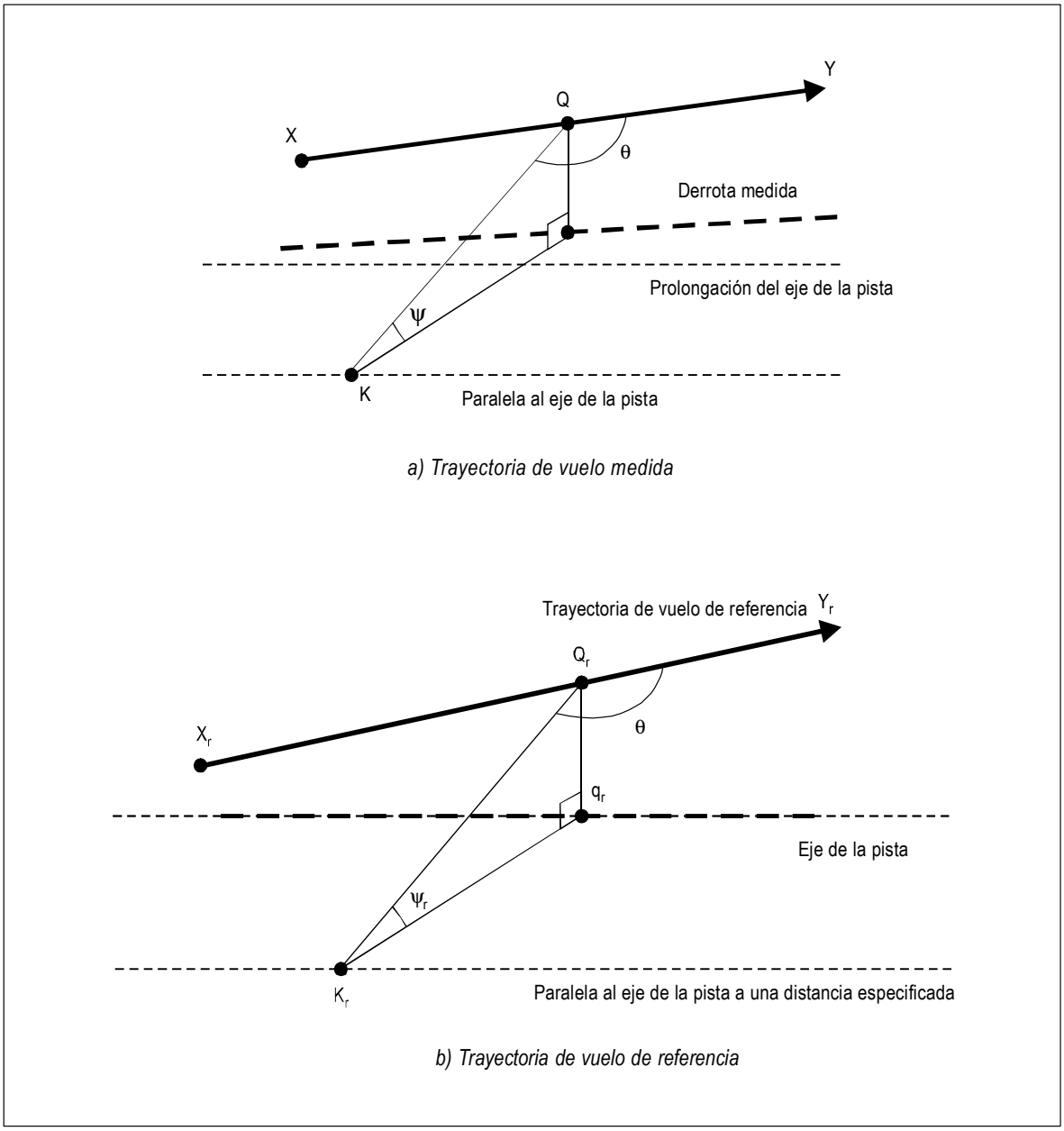


Figura A2-11. Características de perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos desplazados lateralmente

8.2.2 Para los helicópteros, se utilizará el método simplificado descrito en 8.3.

Nota.— La autoridad de certificación puede aprobar el método integrado como equivalente al método simplificado.

8.2.3 Para los aviones, se utilizará ya sea el método simplificado descrito en 8.3, o el método integrado, descrito en 8.4, para las condiciones de ruido lateral, de sobrevuelo y de aproximación. El método integrado se utilizará cuando:

a) para el sobrevuelo, el valor absoluto de la diferencia entre el valor de $EPNL_r$, cuando se calcula con arreglo al método simplificado de 8.3, y el valor medido de EPNL calculado con arreglo al procedimiento descrito en 4.1.3 es mayor que 8 EPNdB;

b) para la aproximación, el valor absoluto de la diferencia entre el valor de $EPNL_r$, cuando se calcula con arreglo al método simplificado descrito en 8.3, y el valor medido de EPNL calculado con arreglo al procedimiento descrito en 4.1.3 es mayor que 4 EPNdB; o

c) para el sobrevuelo o la aproximación, el valor de $EPNL_r$, cuando se calcula con arreglo al método simplificado descrito en 8.3, es mayor que los niveles máximos de ruido prescritos en 3.4 de la Parte II, Capítulo 3, menos 1 EPNdB.

Nota.— En la Parte II, Capítulo 3, 3.7.6, se especifican limitaciones relativas a la validez de los datos de ensayo basadas en la medida en que $EPNL_r$ difiere de EPNL, y también en la proximidad de los valores finales de $EPNL_r$ respecto de los niveles máximos de ruido permitidos, independientemente del método utilizado para el ajuste.

8.3 Método simplificado de ajuste

8.3.1 Generalidades

8.3.1.1 El método simplificado de ajuste consiste en determinar y aplicar ajustes al EPNL calculado a base de los datos medidos para tener en cuenta las diferencias entre las condiciones medidas y de referencia en el momento del PNLTM. Los términos del ajuste son:

a) Δ_1 – ajuste por diferencias en el espectro PNLTM en condiciones de ensayo y de referencia (véase 8.3.2);

b) Δ_{Cresta} – ajuste para cuando el PNLT correspondiente a una cresta secundaria, identificado en el cálculo de EPNL a partir de datos medidos y ajustados respecto a las condiciones de referencia, es mayor que el PNLT para el espectro PNLTM ajustado (véase 8.3.3);

c) Δ_2 – ajuste por la diferencia en la duración del ruido, teniendo en cuenta las diferencias entre las condiciones de ensayo y de referencia de la velocidad y posición de la aeronave con respecto al micrófono (véase 8.3.4); y

d) Δ_3 – ajuste por diferencias en los mecanismos de generación de ruido en la fuente (véase 8.3.5).

8.3.1.2 Las coordenadas de (tiempo, X, Y y Z) del punto de referencia relacionado con la emisión de $PNLTM_r$ se determinarán de modo que el ángulo θ de emisión acústica de la trayectoria de vuelo de referencia, relativo al micrófono de referencia, tiene el mismo valor que el ángulo de emisión acústica en el punto de los datos medidos relacionados con PNLTM.

8.3.1.3 Los términos de ajuste descritos en 8.3.2 a 8.3.5 se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos para obtener el nivel efectivo de ruido percibido, $EPNL_r$ en la condición de referencia simplificada, según se describe en 8.3.6.

8.3.1.4 Toda asimetría en el ruido lateral se tendrá en cuenta para determinar EPNL según se describe en 8.3.7.

8.3.2 Ajustes al espectro en PNLTM

8.3.2.1 Los niveles de bandas de tercio de octava $SPL(i)$ utilizados para construir el $PNL(k_M)$ (PNL en el momento de PNLTM observado en el punto de medición K) se ajustarán a los niveles de referencia $SPL_r(i)$ del modo siguiente:

$$SPL_r(i) = SPL(i) + 0{,}01\,[\alpha(i) - \alpha\,(i)_0]\,QK + 0{,}01\,\alpha(i)_0\,(QK - Q_rK_r) + 20\log\,(QK/Q_rK_r)$$

En esta expresión:

— el término 0,01 [$\alpha(i) - \alpha(i)_0$] QK es un ajuste para tener en cuenta la variación del coeficiente de atenuación del sonido, debida a la absorción atmosférica, y $\alpha(i)$ y $\alpha(i)_0$ son los coeficientes de las condiciones atmosféricas de ensayo y de referencia, respectivamente, obtenidos de la Sección 7;

— el término 0,01 $\alpha(i)_0$ (QK – Q_rK_r) es un ajuste para tener en cuenta el efecto del cambio en la longitud de la trayectoria del ruido sobre la atenuación del sonido debida a la absorción atmosférica;

— el término 20 log (QK/Q_rK_r) es un ajuste para tener en cuenta el efecto del cambio en la longitud de la trayectoria del ruido debido a la expansión esférica (también conocida como ley de la "inversa de los cuadrados");

— QK y Q_rK_r se miden en metros, y $\alpha(i)$ y $\alpha(i)_0$ se obtienen expresados en dB/100 m.

Nota.— En las Figuras A2-10 y A2-11 se presenta la identificación de posiciones y distancias a las que se hizo referencia en este párrafo.

8.3.2.2 Los valores corregidos de $SPL_r(i)$ obtenidos en 8.3.2.1 se utilizarán para calcular un valor PNLT de referencia, $PNLT_r(k_M)$, según se describió en 4.2 y 4.3 de este apéndice. El valor del ajuste por compartición de banda, Δ_B, calculado para el PNLTM del día de ensayo mediante el método de 4.4.2, se agregará a este valor $PNLT_r(k_M)$ para obtener el $PNLTM_r$ de condición de referencia:

$$PNLTM_r = PNLT_r(k_M) + \Delta_B$$

Luego se calcula un término de ajuste, Δ_1, como sigue:

$$\Delta_1 = PNLTM_r - PNLTM$$

8.3.2.3 Δ_1 se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en 8.3.6.

8.3.3 Ajustes por crestas secundarias

8.3.3.1 Durante un vuelo de ensayo todo valor de PNLT que se encuentre dentro de 2 dB del PNLTM se define como "cresta secundaria". Los niveles de la banda de un tercio de octava para cada "cresta secundaria" se ajustarán a las condiciones de referencia con arreglo al procedimiento definido en 8.3.2.1. Los valores de $PNLT_r$ corregidos se calcularán para cada "cresta secundaria" según se describe en 4.2 y 4.3 de este apéndice. Si algún valor de cresta ajustado de $PNLT_r$ excede del valor de $PNLTM_r$, se aplicará un ajuste Δ_{Cresta}.

8.3.3.2 Δ_{Cresta}, se calculará como sigue:

$$\Delta_{Cresta} = PNLT_r(Cresta\ máx) - PNLTM_r$$

donde $PNLT_r(Cresta\ máx)$ es el valor de PNLT de condición de referencia de la mayor de las crestas secundarias; y $PNLTM_r$ es el valor PNLT de condición de referencia en el instante del PNLTM.

8.3.3.3 Δ_{Cresta} se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos como se describe en 8.3.6.

8.3.4 Ajustes por los efectos de la duración del ruido

8.3.4.1 Cuando las trayectorias de vuelo medidas o las velocidades respecto al suelo en las condiciones de ensayo difieran de las trayectorias de vuelo de referencia o de las velocidades respecto al suelo en las condiciones de referencia, se aplicarán ajustes por la duración del ruido como sigue.

8.3.4.2 Con referencia a la trayectoria de vuelo de las Figuras A2-10 y A2-11, el término Δ_2 de ajuste se calculará a partir de los datos medidos como sigue:

$$\Delta_2 = -7{,}5 \log (QK/Q_rK_r) + 10 \log (V_G/V_{Gr})$$

donde:

V_G es la velocidad respecto del suelo de ensayo (componente horizontal de la velocidad aerodinámica de ensayo); y

V_{Gr} es la velocidad respecto al suelo de referencia (componente horizontal de la velocidad aerodinámica de referencia).

Nota.— Los factores, –7,5 y 10, se han determinado empíricamente a partir de una población de muestras representativas de aviones y helicópteros homologados. Los factores tienen en cuenta los efectos de los cambios de la duración del ruido en el EPNL debido a la distancia y a la velocidad, respectivamente.

8.3.4.3 Δ_2 se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en 8.3.6.

8.3.5 Ajustes del ruido en la fuente

8.3.5.1 Se aplicará el ajuste del ruido en la fuente para tener en cuenta las diferencias entre los mecanismos de generación de ruido en la fuente en condiciones de ensayo y de referencia. Para estos fines, se determina el efecto sobre el ruido en la fuente de propulsión de la aeronave de las diferencias entre los parámetros que influyen sobre el ruido medido de los motores en los ensayos en vuelo para la homologación y los que se calculan o indican en las condiciones de referencia del Capítulo 3, 3.6.1.5. Dichos parámetros operacionales pueden incluir, para los aviones de reacción, el parámetro μ de control del motor (típicamente velocidad normalizada de la soplante a baja presión, empuje de motor normalizado o relación de presión del motor), para los aviones propulsados a hélice la potencia del eje y el número de Mach del extremo de la pala de la hélice y para helicópteros, solamente durante el sobrevuelo, el número de Mach del extremo de la pala del rotor que avanza. El ajuste se determinará a partir de datos del fabricante aprobados por la autoridad de certificación.

8.3.5.2 Para los aviones, el término de ajuste Δ_3 se determinará normalmente a partir de curvas de sensibilidad de EPNL respecto de los parámetros operacionales de propulsión a que se hizo referencia en 8.3.5.1. Esto se obtiene substrayendo el valor EPNL correspondiente al valor medido del parámetro correlativo del valor EPNL correspondiente al valor de referencia del parámetro correlativo. El término de ajuste Δ_3 se sumará algebraicamente al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos (véase 8.3.6).

Nota.— Se representan datos característicos para los aviones de reacción en la Figura A2-12 que muestra una curva del EPNL en función del parámetro μ de control del motor. Los datos EPNL se han ajustado a todas las demás condiciones de referencia pertinentes (masa, velocidad, altitud del avión y temperatura del aire) y, en cada valor de μ, para tener en cuenta las diferencias de ruido entre el motor instalado y el motor según las normas del manual de vuelo.

8.3.5.3 Para los aviones de reacción, los datos de ruido adquiridos de mediciones realizadas en lugares de ensayo a 366 m (1 200 ft) o más, sobre el nivel medio del mar (MSL) se ajustarán, además, para los efectos del ruido en la fuente de los reactores.

Nota.— En la sección del Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *relativa a los ajustes de los datos de ruido para ensayos a altitudes elevadas figura un procedimiento para determinar y aplicar el ajuste por los efectos del ruido en la fuente de los reactores.*

8.3.5.4 Para los aviones de reacción, cuando las velocidades aerodinámicas verdaderas de ensayo y de referencia difieren en más de 28 km/h (15 kt), se tendrá en cuenta el efecto de la diferencia de la velocidad aerodinámica en las fuentes de ruido de los componentes de los motores y el efecto consecuente de los niveles de ruido de homologación. La autoridad de certificación aprobará los datos de ensayos o los procedimientos de análisis utilizados para cuantificar este efecto.

8.3.5.5 Para el sobrevuelo de helicópteros, si alguna combinación de los siguientes tres factores resulta en una desviación del valor medido de un parámetro de ruido correlativo convenido con respecto al valor de referencia de dicho parámetro, entonces se determinarán ajustes por ruido en la fuente a partir de datos del fabricante aprobados por la autoridad de certificación:

a) desviaciones de la velocidad aerodinámica respecto de la referencia;

b) desviaciones de la velocidad del rotor respecto de la referencia; y/o

c) desviaciones de temperatura respecto de la referencia.

Este ajuste se efectuará normalmente aplicando una curva de sensibilidad de $PNLTM_r$ con respecto al número de Mach del extremo de la pala que avanza. El ajuste puede efectuarse utilizando un parámetro (o parámetros) alternativo aprobado por la autoridad de certificación.

Nota 1.— Si no es posible durante los ensayos de medición del ruido lograr el valor de referencia del número de Mach del extremo de la pala que avanza o el parámetro correlativo de ruido de referencia convenido, entonces se permite una extrapolación de la curva de sensibilidad siempre que los datos abarquen una gama de valores adecuada, aprobada por la autoridad de certificación, del parámetro correlativo del ruido. El número de Mach del extremo de la pala que avanza, o el parámetro correlativo del ruido convenido, se calcularán a partir de los datos medidos. Se obtendrán curvas separadas de $PNLTM_r$ respecto del número de Mach del extremo de la pala que avanza, u otro parámetro correlativo del ruido convenido, para cada uno de los tres lugares de emplazamiento de los micrófonos de homologación, eje, lado izquierdo y lado derecho, definidos con relación al sentido del vuelo en cada ensayo.

Nota 2.— Cuando se utilice el número de Mach del extremo de la pala que avanza se debería calcular utilizando la velocidad aerodinámica verdadera, la temperatura del aire exterior (OAT) indicada a bordo y la velocidad del rotor.

8.3.5.6 Para los helicópteros, el término de ajuste Δ_3, obtenido según 8.3.5.5, se sumará algebraicamente al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en 8.3.6.

8.3.6 Aplicación de los términos de ajuste para el método simplificado

Determinación del EPNL para condiciones de referencia, $EPNL_r$, utilizando el método simplificado, mediante adición de los términos de ajuste identificados en 8.3.2 a 8.3.5 del EPNL calculado a partir de condiciones de medición como sigue:

$$EPNL_r = EPNL + \Delta_1 + \Delta_{Cresta} + \Delta_2 + \Delta_3$$

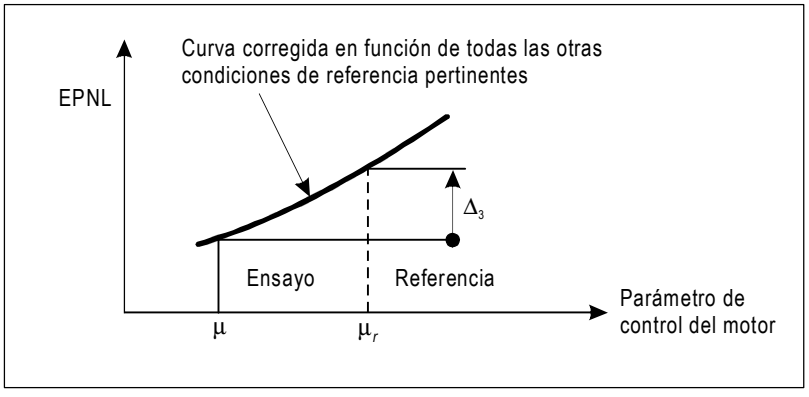


Figura A2-12. Ajuste del ruido en la fuente

8.3.7 Asimetría del ruido lateral

Para determinar el nivel de ruido lateral de los aviones de reacción, se llevará a cabo un ajuste de asimetría (véase el Capítulo 3, 3.3.2.2) del modo siguiente:

— si el punto de medición simétrica se halla opuesto al punto en el que se obtiene el mayor nivel de ruido, el nivel de ruido para la homologación será la media (aritmética) de los niveles de ruido medidos en esos dos puntos [véase la Figura A2-13 a)];

— de no ser así, se supondrá que la variación de ruido en función de la altitud del avión es la misma a ambos lados (es decir, hay una diferencia constante entre las líneas de ruido en función de la altitud a ambos lados) [véase la Figura A2-13 b)]. El nivel de ruido para la homologación será entonces el valor máximo de la media entre estas líneas.

8.4 Método de ajuste integrado

8.4.1 Generalidades

8.4.1.1 El método de ajuste integrado consiste en un nuevo cálculo de los puntos de variación en el historial de tiempo del PNLT para condiciones de referencia que corresponden a los puntos de medición obtenidos durante los ensayos y calculando directamente el EPNL para el nuevo historial de tiempo.

8.4.1.2 Las coordenadas de emisión (tiempo, X,Y, y Z) del punto de datos de referencia relacionado con cada $PNLT_r(k)$ se determinarán de modo que el ángulo de emisión acústica θ en la trayectoria de vuelo de referencia, relativa al micrófono de referencia, tienen el mismo valor que el ángulo de emisión acústica en los datos medidos relacionados con PNLT(k).

Nota.— Como consecuencia, y a menos que las condiciones de ensayo y de referencia sean idénticas, los intervalos de tiempo de recepción entre los puntos de datos de referencia normalmente no estarán igualmente espaciados ni serán iguales a medio segundo.

8.4.1.3 Las etapas del procedimiento integrado son las siguientes:

a) el espectro relacionado con cada punto de datos del día del ensayo, PNLT(k), se ajusta para tener en cuenta la expansión esférica y la atenuación debida a la absorción atmosférica, llevándola a condiciones de referencia (véase 8.4.2.1);

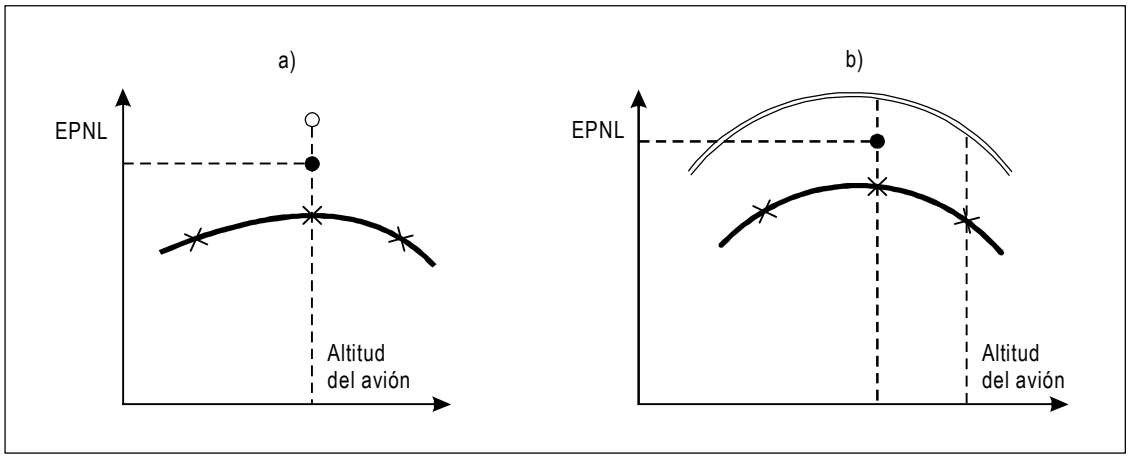


Figura A2-13. Corrección de asimetría lateral

b) se calcula un nivel de ruido percibido corregido por tono de referencia, $PNLT_r(k)$, para cada espectro de la banda de un tercio de octava (véase 8.4.2.2);

c) el valor máximo, $PNLTM_r$ y los puntos primero y último de menos de 10 dB se determinan a partir de la serie $PNLT_r$ (véanse 8.4.2.3 y 8.4.3.1);

d) la duración efectiva, $\delta t_r(k)$, se calcula para cada punto $PNLT_r(k)$ y se determina luego la duración de ruido de referencia (véanse 8.4.3.2 y 8.4.3.3);

e) el nivel de ruido efectivo percibido de referencia integrado, $EPNL_r$, se determina mediante la sumatoria logarítmica de niveles $PNLT_r(k)$ dentro de la duración del ruido normalizada a una duración de 10 segundos (véase 8.4.4); y

f) se determina y aplica un ajuste del ruido en la fuente (véase 8.4.5).

8.4.2 Cálculos del PNLT

8.4.2.1 Los valores medidos de $SPL(i,k)$ se ajustarán a los valores de referencia $SPL_r(i,k)$ para las diferencias entre las longitudes de las trayectorias de propagación del sonido medida y de referencia y entre las condiciones atmosféricas medidas y de referencia, mediante los métodos de 8.3.2.1. Los valores correspondientes de $PNL_r(k)$ se calcularán según se describe en 4.2.

8.4.2.2 Para cada valor de $PNL_r(k)$, se determinará el factor de corrección por tono C mediante análisis de cada valor de referencia $SPL_r(i,k)$ aplicando los métodos de 4.3, y se sumará a $PNL_r(k)$ para obtener $PNLT_r(k)$.

8.4.2.3 Se determinará el nivel máximo de ruido percibido corregido por tono de referencia, $PNLTM_r$, y se determinará y aplicará un nuevo ajuste por compartición de banda de referencia, Δ_{Br}, según se describe en 4.4.2.

Nota.— Debido a diferencias entre las condiciones de ensayo y de referencia, es posible que el valor máximo de $PNLT_r$ no ocurra en el punto de datos asociado con PNLTM. La determinación de $PNLTM_r$ es independiente del PNLTM.

8.4.3 Duración del ruido

8.4.3.1 Los límites de la duración del ruido se definirán como los puntos de menos de 10 dB obtenidos a partir de las series de valores $PNLT_r(k)$ de referencia. La determinación de los puntos de menos de 10 dB se realizará con arreglo a 4.5.1. En el caso del método integrado el primero y el último de los puntos de menos de 10 dB se designarán como k_{Fr} y k_{Lr}.

8.4.3.2 La duración del ruido para la condición de referencia integrada será igual a la suma de las duraciones efectivas, $\delta t_r(k)$, relacionadas con cada uno de los puntos de datos $PNLT_r(k)$ dentro del período de menos de 10 dB, inclusive.

8.4.3.3 La duración efectiva, $\delta t_r(k)$, se determinará para cada punto de datos de referencia $PNLT_r(k)$ como sigue:

$$\delta t_r(k) = [(t_r(k) - t_r(k\text{-}1)) + (t_r(k\text{+}1) - t_r(k))]/2$$

donde:

$t_r(k)$ es el instante asociado con $PNLT_r(k)$;

$t_r(k\text{-}1)$ es el instante asociado con $PNLT_r(k\text{-}1)$, el punto de datos que precede a $PNLT_r(k)$; y

$t_r(k\text{+}1)$ es el instante asociado con $PNLT_r(k\text{+}1)$, el punto de datos que sigue a $PNLT_r(k)$.

Nota 1.— Debido a las diferencias en la geometría de la trayectoria de vuelo, velocidad aerodinámica, y velocidad del sonido entre condiciones de ensayo y de referencia, los tiempos $t_r(k)$, asociados con los puntos $PNLT_r(k)$ proyectados a la trayectoria de vuelo de referencia ocurrirán probablemente a intervalos de tiempo variados y no uniformes.

Nota 2.— Los valores relativos del tiempo $t_r(k)$ para los puntos de datos de referencia pueden determinarse utilizando las distancias entre tales puntos en la trayectoria de vuelo de referencia y la velocidad aerodinámica de referencia V_r de la aeronave.

Nota 3.— En el Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *se proporciona orientación adicional sobre un método para realizar el procedimiento integrado, incluyendo la determinación de las duraciones efectivas del $\delta t_r(k)$, para cada punto de datos individual del historial de tiempo de referencia.*

8.4.4 Cálculo de la condición de referencia integrada de EPNL

8.4.4.1 La ecuación para calcular la condición de referencia EPNL utilizando el método integrado, $EPNL_r$, es similar a la ecuación para el EPNL de día del ensayo proporcionada en 4.6. No obstante, la constante numérica relativa a los intervalos de medio segundo se elimina y se introduce un multiplicador dentro del logaritmo para tener en cuenta la duración efectiva de cada valor de $PNLT_r(k)$, $\delta t_r(k)$:

$$\mathrm{EPNL}_r = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_{\mathrm{F}r}}^{k_{Lr}} 10^{0{,}1\mathrm{PNLT}_\mathrm{r}(k)} \delta \mathrm{t}_r(k)$$

donde:

el tiempo de referencia T_0, es 10 segundos;

k_{Fr} y k_{Lr} son el primero y el ultimo puntos a menos de 10 dB según se definen en 8.4.3.1; y

$\delta t_r(k)$ es la duración efectiva definida en 8.4.3.3 de cada valor de referencia $PNLT_r(k)$.

8.4.5 Ajuste del ruido en la fuente

8.4.5.1 Finalmente, un ajuste del ruido en la fuente se determinará mediante los métodos de 8.3.5, y se sumará al $EPNL_r$ determinado en 8.4.4.1.

8.4.5.2 Para los aviones de reacción, los datos de ruido adquiridos a partir de las mediciones realizadas en los lugares de ensayo a 366 m (1 200 ft) o más, sobre el nivel medio del mar (MSL) se ajustarán, además, para tener en cuenta los efectos del ruido en la fuente de los reactores.

Nota.— En la sección del Manual técnico-ambiental *(Doc 9501), Volumen I —* Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves *relativa a los ajustes de datos de ruido para lugares de ensayo a altitudes elevadas, figura un procedimiento para determinar el ajuste por los efectos del ruido en la fuente de los reactores.*

APÉNDICE 3. 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 presentada antes del 17 de noviembre de 1988

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 6.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— Este método de evaluación del ruido comprende:

a) condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica;

b) medición del ruido de aviones percibido en tierra; y

c) notificación de los datos a la autoridad encargada de la homologación y corrección de los datos medidos.

Nota 2.— Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación, y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos, en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en las cláusulas de aplicación de la Parte II, Capítulo 6.

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación acústica, así como también los procedimientos que corresponderá usar para medir el ruido producido por el avión sometido a ensayo.

2.2 Condiciones generales de ensayo

2.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por los aviones en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazada, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico cuyo vértice coincida con el punto de medición, no habrá obstáculo que pueda influir de manera significativa en el campo sonoro procedente del avión. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo a 75° de ese eje.

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

a) ausencia de precipitación;

b) humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% y temperatura ambiente no superior a 35°C ni inferior a 2°C a 1,2 m (4 ft) sobre el suelo, salvo que, en un diagrama de temperaturas en función de la humedad relativa se omitirán las combinaciones de temperatura y humedad relativa correspondientes a puntos que se encuentren por debajo de la recta determinada por 2°C y 60% y 35°C y 20%;

c) a 1,2 m (4 ft) por encima del terreno, la velocidad del viento instantánea no excederá de 5 m/s (10 kt) y la velocidad del viento instantánea de costado no excederá de 2,5 m/s (5 kt). Se efectuará el mismo número de vuelos con componente de viento de cola que con componente de viento de frente; y

d) ausencia de inversiones de temperatura y de condiciones anómalas del viento que influirían notablemente en el nivel de ruido del avión, en el momento de registrarlo en los puntos de medición especificados por la autoridad encargada de la homologación.

2.3 Procedimientos de ensayo del avión

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

2.3.2 La altura del avión y su posición lateral con relación al micrófono se determinarán según un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, p. ej., por seguimiento radar, triangulación con teodolito, técnicas fotográficas de medición a escala u otros métodos aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

3. MEDICIÓN DEL RUIDO DE LOS AVIONES PERCIBIDO EN TIERRA

3.1 Generalidades

3.1.1 Todo el equipo de medición será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

3.1.2 Los datos referentes al nivel de presión acústica para fines de evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y métodos de medición que se ajusten a las especificaciones que se dan a continuación en 3.2.

3.2 Sistemas de medición

El sistema de medición acústica constará de equipo aprobado, equivalente al que se indica a continuación:

a) un sistema microfónico que tenga una respuesta de frecuencia compatible con la precisión especificada en 3.3 para el sistema de medición y análisis;

b) trípodes o soportes similares para los micrófonos, que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se esté midiendo;

c) equipo de registro y reproducción cuyas características, respuesta de frecuencia y gama dinámica sean compatibles con los requisitos de respuesta y precisión establecidos en 3.3; y

d) calibradores acústicos para ruido de onda sinusoidal o de banda ancha con nivel conocido de presión acústica. Si se utiliza el ruido de banda ancha, se describirá la señal en términos de su valor de media cuadrática (rms) medio y máximo correspondiente a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

3.3 Equipo de captación, registro y reproducción

3.3.1 Cuando lo determine la autoridad encargada de la homologación, el sonido producido por el avión se regis-trará de tal manera que se retenga la información completa, incluso la evolución en función del tiempo. Para ello es aceptable un registrador de cinta magnética.

3.3.2 Las características del sistema completo satisfarán las recomendaciones que figuran en la Publicación núm. 179[1] de la Comisión Electrotécnica Internacional (CEI), en las secciones que tratan de las características de micrófonos, ampli-ficadores e instrumentos indicadores. El texto y las especificaciones de dicha publicación titulada "Medidores de precisión de nivel sonoro", se incorporan a título de referencia en esta sección y pasan a formar parte de ella.

Nota.— Cuando se utilice un registrador de cinta magnética, el mismo formará parte del sistema de conformidad con la Recomendación CEI 561[1].

3.3.3 En toda la gama de frecuencias de 45 a 11 200 Hz, la respuesta total del sistema a una onda sinusoidal progresiva, sensiblemente plana y de amplitud constante, estará dentro de los límites de tolerancia especificados en la Tabla IV y en la Tabla V para instrumentos de Tipo I de la Publicación núm. 179[1] de la CEI para la curva de ponderación "A".

3.3.4 La señal de ruido registrada deberá leerse a través de un filtro "A" tal como está definido en la Publicación núm. 179[1] de la CEI y con característica dinámica "lenta".

Nota.— Durante los ensayos de vuelo a alta velocidad, puede ser necesaria la característica dinámica calificada de "rápida" para obtener el nivel verdadero.

3.3.5 El equipo se calibrará acústicamente, utilizando para ello medios que proporcionen condiciones de campo libre. Se verificará la sensibilidad general del sistema de medición antes y después de medir el nivel del ruido para una sucesión de operaciones del avión, utilizando un calibrador acústico que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida.

Nota.— Para este fin se utiliza por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 124 dB y 250 Hz.

3.3.6 Cuando se hagan mediciones de ruido de aviones con velocidad de viento superiores a 3 m/s (6 kt) se protegerá el micrófono con una pantalla. Las características del conjunto del equipo, inclusive la pantalla, cumplirán con las especificaciones anteriores. Se medirá también la pérdida por inserción, a la frecuencia del calibrador acústico, y su valor se incluirá en la disposición de un nivel de referencia acústico para el análisis de las mediciones.

3.4 Procedimientos de medición del ruido

3.4.1 Los micrófonos se orientarán en una dirección conocida, de modo que el sonido máximo recibido llegue lo más exactamente posible de la dirección para la cual están calibrados. Los micrófonos se colocarán de modo que se encuentren aproximadamente a 1,2 m (4 ft) por encima del suelo.

3.4.2 Inmediatamente antes y después de cada ensayo, se efectuará un registro de calibración acústica del sistema (en el lugar de su utilización) mediante un calibrador acústico, con el doble objeto de verificar la sensibilidad del sistema y de proporcionar un nivel de referencia para analizar los datos de niveles acústicos.

1. Enmendada. Puede obtenerse en la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

3.4.3 Se registrará y determinará el ruido de fondo en la zona de ensayo, que comprende el ruido de ambiente y el ruido eléctrico de los sistemas de medición, ajustando la ganancia del sistema a los niveles que se usan al medir el ruido producido por los aviones. Si los niveles de presión acústica de los aviones no excedieran de los niveles de presión acústica de fondo en por lo menos 10 dB(A), se aplicarán correcciones aprobadas para tener en cuenta la contribución del nivel de presión acústica de fondo al nivel de presión acústica observado.

4. NOTIFICACIÓN DE DATOS A LA AUTORIDAD ENCARGADA DE LA HOMOLOGACIÓN Y CORRECCIÓN DE LOS DATOS MEDIDOS

4.1 Notificación de datos

4.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la Sección 3 de este apéndice.

4.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos en función de la performance del avión, así como los datos meteorológicos.

4.1.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 2 de este apéndice:

a) la temperatura y la humedad relativa del aire; y

b) las velocidades máxima, mínima y media del viento.

4.1.4 Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

4.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del avión:

a) tipo, modelo y números de serie del avión, motores y hélices;

b) las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del avión;

c) masa máxima certificada de despegue;

d) para cada vuelo, velocidad aerodinámica y temperatura del aire a la altitud de sobrevuelo determinada con instrumentos debidamente calibrados;

e) para cada sobrevuelo, la performance de los motores en función de la presión de admisión o de la potencia, velocidad de giro de la hélice en revoluciones por minuto y otros parámetros pertinentes determinados mediante instrumentos debidamente calibrados;

f) la altura del avión por encima del suelo (véase 2.3.2);

g) los datos correspondientes de los fabricantes en relación con las condiciones de referencia pertinentes a 4.1.5 d) y e).

4.2 Correcciones de datos

4.2.1 Corrección del ruido en la fuente

4.2.1.1 Cuando así lo especifique la autoridad encargada de la homologación, se aplicarán, según métodos aprobados, las correcciones pertinentes relativas a las diferencias entre la potencia del motor obtenida durante los ensayos y la potencia

que se obtendría con el reglaje correspondiente a la potencia máxima en la gama de potencias normales de utilización con un motor medio del mismo tipo y en las condiciones de referencia.

4.2.1.2 No se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach en el extremo de las palas de la hélice iguales o inferiores a 0,70 si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0,014 del de referencia. Tampoco se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach superiores a 0,70, y que no exceden de 0,80, si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0,007 del de referencia. Tampoco se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach superiores a 0,80 si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0,005 del de referencia. No se necesita ninguna corrección por variaciones del ruido en la fuente en función de la potencia, si la potencia de ensayo difiere en menos del 10% de la potencia de referencia para cualquier número de Mach en el extremo de las palas de la hélice. En el caso de aviones propulsados por hélice de paso fijo no se introducirán correcciones por cambios de potencia. Si el número de Mach en el extremo de las palas de la hélice y las variaciones de potencia con respecto a las condiciones de referencia se salen de los límites especificados, se introducirán correcciones basándose en los datos obtenidos con los aviones reales de ensayo o con aviones de configuración análoga que funcionen con motor y hélice iguales a los del avión que se esté homologando, tal cual se describe en la sección del *Manual técnico-ambiental* (Doc 9501), Volumen I — *Procedimientos de homologación acústica de las aeronaves*, relativa a los ajustes del ruido en la fuente para los aviones evaluados con arreglo a este apéndice.

4.2.2 Corrección del ruido percibido en tierra

Las mediciones efectuadas a alturas que sean diferentes de 300 m (985 ft), se ajustarán a 300 m (985 ft) por la ley de la inversa de los cuadrados.

4.2.3 Corrección en función de la performance

Nota.— Esta corrección tiene por objeto favorecer a los aviones de mayor performance, que puedan ascender con un ángulo más abrupto y volar en el circuito de tránsito con menor potencia. Al propio tiempo, esta corrección perjudica a los aviones con una performance limitada, que tiene como consecuencia una velocidad vertical de ascenso inferior y el empleo de potencias mayores en el circuito de tránsito.

4.2.3.1 Una corrección por performance, determinada para el nivel del mar, para una temperatura de 15°C y limitada a un máximo de 5 dB(A), se aplicará utilizando el método que se describe en 4.2.3.2 y se sumará algebraicamente al valor medido.

4.2.3.2 La corrección por performance se calculará utilizando la siguiente fórmula:

$$\Delta dB = 49{,}6 - 20 \log_{10}\left[(3\,500 - D_{15})\frac{\mathrm{R/C}}{\mathrm{V_y}} + 15\right]$$

en la cual D_{15} = Distancia de despegue para elevarse a 15 m, con la masa máxima certificada de despegue a la potencia máxima de despegue (pista pavimentada)

R/C = Mejor velocidad vertical de ascenso con la masa máxima certificada de despegue a la potencia máxima de despegue

$\mathrm{V_y}$ = Velocidad de ascenso correspondiente a R/C, a la potencia máxima de despegue y expresada en las mismas unidades.

Nota.— Cuando la distancia de despegue no está certificada, se utiliza la cifra de 610 m para aviones monomotores y 825 m para aviones multimotores.

4.3 Validez de los resultados

4.3.1 El punto de medición se sobrevolará al menos cuatro veces. Los resultados del ensayo deberán proporcionar un valor medio en dB(A) y límites de confianza del 90%, siendo el nivel de ruido la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas referentes a todas las pasadas válidas de los ensayos en el punto de medición.

4.3.2 Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de ±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 se proporcionan métodos de cálculo del intervalo de confianza del 90%.*

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

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 11.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— Este método de evaluación del ruido comprende:

a) condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica;

b) definición del nivel de exposición al ruido utilizando datos de ruido medido;

c) medición del ruido de los helicópteros percibido en tierra;

d) ajuste de los resultados de los ensayos de vuelo; y

e) notificación de los datos a la autoridad encargada de la homologación.

Nota 2.— Las instrucciones y procedimientos de este método tienen por objeto asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación efectuados con helicópteros de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los helicópteros que cumplen con las cláusulas de aplicación de la Parte II, Capítulo 11, de este Anexo.

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación acústica y asimismo los procedimientos meteorológicos y de medición de la trayectoria de vuelo que han de utilizarse.

2.2 Medio ambiente del ensayo

2.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por los helicópteros en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazada, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico cuyo vértice coincida con el punto de medición, no habrá obstáculos que puedan influir de manera significativa en el campo sonoro procedente del helicóptero. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo a 80° de ese eje.

Nota.— Las personas que efectúan las mediciones pueden constituir ellas mismas obstáculos.

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

a) ausencia de precipitación;

b) humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% y temperatura ambiente no superior a 35ºC ni inferior a 2ºC a una altura comprendida entre 1,2 m (4 ft) y 10 m (33 ft) sobre el terreno; se evitarán las combinaciones de temperatura y humedad que hacen que el coeficiente de absorción en la banda de tercio de octava de 8 kHz sea mayor que 10 dB/100 m;

Nota.— Los coeficientes de absorción como función de la temperatura y la humedad relativa figuran en la Sección 7 del Apéndice 2 o en SAE ARP 866A.

c) a una altura de entre 1,2 m (4 ft) y 10 m (33 ft) por encima del terreno, la velocidad media del viento no excederá de 5 m/s (10 kt) y el componente de viento de costado medio no excederá de 2,5 m/s (5 kt); y

d) ausencia de cualquier otra condición meteorológica anómala que influya notablemente en el nivel del ruido, en el momento de registrarlo en los puntos de medición especificados por la autoridad encargada de la homologación.

Nota.— Las especificaciones meteorológicas se indican en la Sección 2.2.2.1 del Apéndice 2.

2.2.3 Las condiciones atmosféricas se medirán a una distancia de 2 000 m (6 562 ft) como máximo de los lugares en que estén ubicados los micrófonos, y serán representativas de las condiciones existentes en la región geográfica en la que se efectúen las mediciones del ruido.

2.3 Medición de la trayectoria de vuelo

2.3.1 La posición del helicóptero con relación al punto de referencia de la trayectoria de vuelo se determinará según un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o técnicas fotográficas de medición a escala, aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

2.3.2 Los datos de posición y de performance que se necesitan para hacer los ajustes mencionados en la Sección 5 de este apéndice se registrarán a un ritmo de muestreo aprobado. El equipo de medición será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

2.4 Condiciones de ensayo en vuelo

2.4.1 El helicóptero volará en condiciones de vuelo estabilizado cubriendo una distancia suficiente para asegurar que el nivel de ruido que varía en función del tiempo se mida durante todo el período en que el nivel de ruido está a menos de 10 dB(A) del $L_{Amáx}$.

Nota.— $L_{Amáx}$ se define como el valor máximo del nivel de ruido con ponderación de frecuencia A y ponderación de tiempo S durante la prueba.

2.4.2 El ensayo para el ruido de sobrevuelo de helicópteros se efectuará a la velocidad aerodinámica que se indica en la Parte II, Capítulo 11, 11.5.2, ajustando dicha velocidad según sea necesario, para producir el mismo número de Mach en el extremo de la pala que avanza del correspondiente a las condiciones de referencia.

2.4.3 El número de Mach de referencia en el extremo de la pala que avanza (M_R) se define como la razón de la suma aritmética de la velocidad de rotación (V_T) del extremo de la pala y la velocidad aerodinámica verdadera de referencia del helicóptero (V_r) dividida por la velocidad del sonido (c_R) a 25ºC de la manera siguiente:

$$M_R = \frac{(V_T + V_r)}{c_R}$$

3. DEFINICIÓN DE LA UNIDAD DE MEDICIÓN DEL RUIDO

3.1 El nivel de exposición al ruido L_{AE} se define como el nivel, en decibeles, de la integral con respecto al tiempo de la presión acústica de ponderación "A" (P_A) al cuadrado durante un período de tiempo o un suceso determinados, por referencia al cuadrado de la presión acústica normal de referencia (P_0) de 20 µPa y una duración de referencia de un segundo.

3.2 Esta unidad se define mediante la expresión:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t1}^{t2} \left(\frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt$$

en la que T_0 es el tiempo de referencia para la integración de un segundo y ($t2 - t1$) es el intervalo de integración.

3.3 Esta integral puede aproximarse a partir de mediciones tomadas periódicamente como muestra de la manera siguiente:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1 L_A(k)} \Delta t$$

en la que $L_A(k)$ es el nivel del ruido con ponderación de frecuencia "A" y ponderación de tiempo "S" que varía en función del tiempo medido en el k-ésimo instante de tiempo, k_F y k_L son el primero y último incrementos de k, y Δt es el incremento de tiempo entre muestras.

3.4 En la práctica, el tiempo de integración ($t2 - t1$) no será inferior al intervalo de tiempo de 10 dB de atenuación comprendido entre el instante en que $L_A(t)$ 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

4.1 Generalidades

4.1.1 El equipo de medición será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

4.1.2 Los datos referentes al nivel de presión acústica para fines de evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y métodos de medición que se ajusten a las especificaciones indicadas en 4.2.

4.2 Sistema de medición

El sistema de medición acústica constará de equipo aprobado, equivalente al que se indica a continuación:

a) un sistema microfónico con características de actuación que satisfagan los requisitos de 4.3;

b) trípodes o soportes similares para los micrófonos, que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se esté midiendo;

c) equipo de registro y reproducción con características de actuación que satisfagan los requisitos de 4.3; y

d) calibradores de sonido que utilicen señales de onda sinusoidal con nivel conocido de presión acústica que satisfagan los requisitos de 4.3.

4.3 Equipo de captación, registro y reproducción

4.3.1 El micrófono será del tipo sensible a la presión o de sensibilidad de campo difuso con respuesta de frecuencia casi uniforme en caso de incidencia tangencial.

4.3.2 El SEL 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 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. 61672-1[1] de la CEI.

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

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 SEL 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.

4.3.4 La sensibilidad general del sistema de medición se verificará antes del inicio de los ensayos, después de que hayan terminado, y a intervalos durante los ensayos utilizando un calibrador de sonido que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida. El calibrador de sonido debería ajustarse a los requisitos de clase 1 de CEI 60942[2]. Las lecturas del calibrador de sonido serán verificadas por un laboratorio normativo en los seis meses anteriores a la serie de pruebas; las variaciones tolerables en la lectura no excederán de 0,2 dB. Se considerará que el equipo es satisfactorio si la variación en el período inmediatamente anterior, o inmediatamente siguiente, a cada una de las series de pruebas en un día de ensayo determinado no es superior a 0,5 dB.

Nota.— La autoridad encargada de la homologación podrá aprobar el uso de calibradores que se ajusten a la clase 2 de la norma CEI vigente, o el uso de calibradores que cumplan las especificaciones de clase 1 de una norma anterior, si el postulante puede demostrar que el calibrador había sido anteriormente aprobado por la autoridad encargada de la homologación para uso en homologación acústica.

4.3.5 Cuando se registran las señales de presión acústica del helicóptero, el SEL 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 61672-1[1]. 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.

1. 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 Varembé, Ginebra, Suiza.
2. CEI 60942: 2003 titulada “Electroacústica — Calibradores de sonido”. Esta publicación de la CEI puede obtenerse de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

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.

4.4 Procedimientos de medición del ruido

4.4.1 El micrófono se montará de modo que el centro del elemento sensible se encuentre a 1,2 m (4 ft) por encima del nivel del suelo en la localidad y estará orientado para captar la incidencia tangencial, es decir, con el elemento sensible netamente situado en el plano determinado por la trayectoria nominal de vuelo del helicóptero y el lugar de medición. La disposición en que se haya montado el micrófono eliminará en lo posible las perturbaciones que su soporte podría introducir en los sonidos que hayan de medirse.

4.4.2 Si la señal de presión acústica del helicóptero se registra, la respuesta de frecuencia del sistema eléctrico se determinará durante cada serie de ensayos a un nivel que difiera como máximo en 10 dB de la lectura correspondiente a la deflexión máxima de la escala durante los ensayos, utilizándose un ruido rosa aleatorio o seudoaleatorio. La salida del generador de ruido habrá sido verificada en un laboratorio aprobado de normas, en los seis meses anteriores a la serie de ensayos; las variaciones admisibles de la salida relativa del generador en cada banda de un tercio de octava, no excederán de 0,2 dB. Se efectuará un número suficiente de mediciones para garantizar que la calibración global del sistema sea conocida en cada ensayo.

4.4.3 Cuando un magnetófono analógico forme parte de la cadena de medición, cada carrete de cinta magnetofónica llevará para este fin, al comienzo y al final, 30 s de esta señal eléctrica de calibración. Por otro lado, los datos obtenidos a partir de señales registradas en cinta sólo se considerarán aceptables si la diferencia entre los niveles filtrados de las dos señales en la banda de un tercio de octava de 10 kHz no excede de 0,75 dB.

Nota.— Las grabadoras de audio digitales generalmente no presentan variación importante en la respuesta de frecuencia o sensibilidad de nivel, por lo tanto el ensayo de ruido rosa descrito en 4.4.2 no es necesario para las grabadoras de audio digitales.

4.4.4 El nivel de ruido con ponderación de frecuencia A del ruido de fondo, que comprende el ruido ambiente y el ruido eléctrico de los sistemas de medición, se determinará en la zona de ensayo ajustando la ganancia del sistema a los niveles que se utilizarán para las mediciones del ruido del helicóptero. Si el $L_{Amáx}$ de cada prueba de funcionamiento no excede el nivel de ruido de fondo con ponderación de frecuencia A por lo menos en 15 dB(A), se podrán utilizar sobrevuelos a una altura inferior aprobada y los resultados se ajustarán a la altura de medición de referencia mediante algún procedimiento aprobado.

5. AJUSTE DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

5.1 Cuando las condiciones de ensayo para la homologación difieran de las de referencia, se efectuarán los ajustes apropiados de los datos del ruido medido por los métodos de esta sección.

5.2 Correcciones y ajustes

5.2.1 Los ajustes podrán limitarse a los efectos de las diferencias de propagación esférica entre la trayectoria de vuelo de ensayo y la trayectoria de vuelo de referencia del helicóptero (y entre la velocidad aerodinámica de referencia y la ajustada). No es necesario aplicar ningún ajuste para compensar las diferencias de atenuación atmosférica entre las condiciones meteorológicas de ensayo y de referencia y entre las velocidades de ensayo y de referencia del helicóptero respecto al suelo.

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

$$\Delta_1 = 12{,}5 \log_{10} (H/150) \text{ dB}$$

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

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

$$\Delta_2 = 10 \log_{10} \left(\frac{V_{ar}}{V_r}\right) \text{dB}$$

siendo Δ_2 la cantidad en decibeles que se ha de sumar algebraicamente al nivel de ruido SEL 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 Var 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

6.1 Notificación de datos

6.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la Sección 4 de este apéndice.

6.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos, los datos de performance del helicóptero así como los datos meteorológicos.

6.1.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 2 de este apéndice:

a) temperatura y humedad relativa del aire;

b) velocidades y direcciones del viento; y

c) presión atmosférica.

6.1.4 Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

6.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del helicóptero:

a) el tipo, modelo y números de serie del helicóptero, motores y rotores;

b) las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del helicóptero;

c) la masa máxima certificada de despegue y de aterrizaje;

d) la velocidad aerodinámica en kilómetros por hora (nudos) y la velocidad del rotor en rpm, en cada demostración;

e) los parámetros de performance de los motores en cada demostración; y

f) la altura del helicóptero por encima del suelo en cada demostración.

6.2 Notificación de las condiciones de referencia para la homologación acústica

Los datos sobre la posición y la performance del helicóptero y las mediciones del ruido se corregirán de acuerdo con las condiciones de referencia para la homologación acústica que se especifican en la Parte II, Capítulo 11, 11.5. Se notificarán estas condiciones, comprendidos los parámetros, los procedimientos y las configuraciones de referencia.

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 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 ±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 5. VIGILANCIA DEL RUIDO PRODUCIDO POR LAS AERONAVES EN LOS AERÓDROMOS Y EN SUS PROXIMIDADES

Nota.— Véase la Parte III.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— La implantación de operaciones con aeronaves de reacción, así como el aumento del tránsito aéreo, ha motivado la preocupación internacional acerca del ruido producido por las aeronaves. A fin de facilitar la colaboración internacional en la solución de este problema, es conveniente recomendar un método para vigilar el ruido producido por las aeronaves en los aeródromos y en sus proximidades.

Nota 2.— En este apéndice se entiende por vigilancia la medición regular de los niveles de ruido producidos por las aeronaves que operan en un aeródromo. La vigilancia suele comprender un gran número de mediciones diarias, de las que ha de obtenerse una indicación del nivel de ruido.

Nota 3.— Este apéndice especifica el equipo destinado a medir los niveles de ruido que producen las aeronaves que operan en un aeródromo. Los niveles de ruido medidos de acuerdo con este apéndice, son aproximaciones de los niveles de ruido percibido PNL expresados en PNdB y calculados con arreglo al método descrito en el Apéndice 1, 4.2.

La vigilancia del ruido que producen las aeronaves debería efectuarse ya sea con un equipo móvil, utilizándose a menudo sólo un sonómetro, o bien con equipo instalado permanentemente, consistente en uno o más micrófonos con amplificadores situados en diferentes lugares del aeródromo, con un sistema de transmisión de datos que una los micrófonos a una instalación registradora central. Este apéndice describe principalmente el segundo método, pero cuando se emplee equipo móvil deberían adoptarse también sus especificaciones, en la medida en que sean pertinentes.

2. DEFINICIÓN

Se define la vigilancia del ruido de las aeronaves como la medición habitual de los niveles de ruido que producen las aeronaves en los aeródromos y en sus proximidades, con el fin de vigilar el cumplimiento y verificar la eficacia de los requisitos de atenuación del ruido.

3. EQUIPO DE MEDICIÓN

3.1 El equipo de medición debería consistir en aparatos registradores portátiles de lectura directa, o en aparatos situados en una o más posiciones fijas en el aeródromo y enlazados por transmisiones de radio o por un sistema de cables (por ejemplo, línea telefónica) con un dispositivo registrador situado en un punto central.

3.2 Las características del equipo instalado en el terreno, incluso el sistema de transmisión, debería ajustarse a la Publicación CEI núm. 179[1], sobre “Sonómetros de precisión”, con la excepción de que la ponderación de frecuencia debe ser igual

1. Este documento se publicó por primera vez en 1965 por la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.

a la inversa de la curva de 40 noys (véase la Figura A5-1). En la Tabla A5-1 se da una aproximación, al decibelio más próximo, de la inversa de la curva de 40 noys relativa al valor de 1 000 Hz. La respuesta relativa de frecuencia del elemento de ponderación del equipo debería mantenerse con una tolerancia de ±0,5 dB. Cuando se incorpore tal red de ponderación a un instrumento de lectura directa, la relación entre la energía acústica de entrada al micrófono y la lectura del sonómetro debería seguir la inversa de la curva de 40 noys con las mismas tolerancias que las especificadas para la curva de ponderación C en la Publicación CEI núm. 179[2]. Las mediciones obtenidas mediante los instrumentos descritos antes, proporcionan, después de sumarles 7 dB, valores que constituyen aproximaciones de los niveles de ruido percibido en PNdB.

3.3 Puede obtenerse otro método de determinación de aproximaciones de los niveles de ruido percibido, mediante la medición del ruido utilizando un sonómetro que incorpore la red de ponderación A[3], sumándose una corrección K, que normalmente oscila entre 9 y 14 dB, según el espectro de frecuencias del ruido. Al comunicar los resultados, debería especificarse el valor de K y el método utilizado por las autoridades encargadas de las mediciones.

3.4 La instalación sobre el terreno de micrófonos para vigilar el ruido producido por las aeronaves debería prever que los micrófonos estén convenientemente protegidos de la lluvia, nieve y otros fenómenos meteorológicos perjudiciales. Debería aplicarse a los datos obtenidos en la medición, la corrección adecuada por cualquier pérdida de inserción, en función de la frecuencia y de las condiciones meteorológicas, producida por pantallas u otras cercas de protección.

Nota.— En los casos en que se requiera un registro del ruido en función del tiempo, éste puede efectuarse mediante la grabación de la señal del ruido en cinta magnetofónica, en un registrador gráfico de nivel o en otros aparatos adecuados.

3.5 El equipo registrador e indicador debería ajustarse a la Publicación CEI núm. 179[2], con respecto a la característica dinámica del instrumento indicador denominada “lenta”.

Nota.— Si la duración anticipada de la señal de ruido es inferior a 5 s, podrá emplearse la característica dinámica denominada “rápida”.

A los fines de esta nota, se describe la duración como el lapso significativo en función del tiempo, durante el cual la señal registrada, después de pasar por una red de ponderación que tenga una característica de amplitud equivalente a la inversa de la curva de 40 noys, no difiera en más de 10 dB de su valor máximo.

3.6 El sistema microfónico debería calibrarse originalmente en un laboratorio provisto de equipo para calibración en campo libre y su calibración debería verificarse por lo menos cada seis meses.

Tabla A5-1. Aproximación, redondeada al decibelio más próximo de la inversa de la curva de 40 noys correspondientes a una frecuencia de 1 000 Hz

Hz	40	50	63	80	100	125	160
dB	−14	−12	−11	−9	−7	−6	−5
Hz	200	250	315	400	500	630	800
dB	−3	−2	−1	0	0	0	0
Hz	1 000	1 250	1 600	2 000	2 500	3 150	4 000
dB	0	+2	+6	+8	+10	+11	+11
Hz	5 000	6 300	8 000	10 000	12 500		
dB	+10	+9	+6	+3	0		

2. Este documento se publicó por primera vez en 1965 por la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.
3. En la publicación CEI núm. 179 se describe la red de ponderación A.

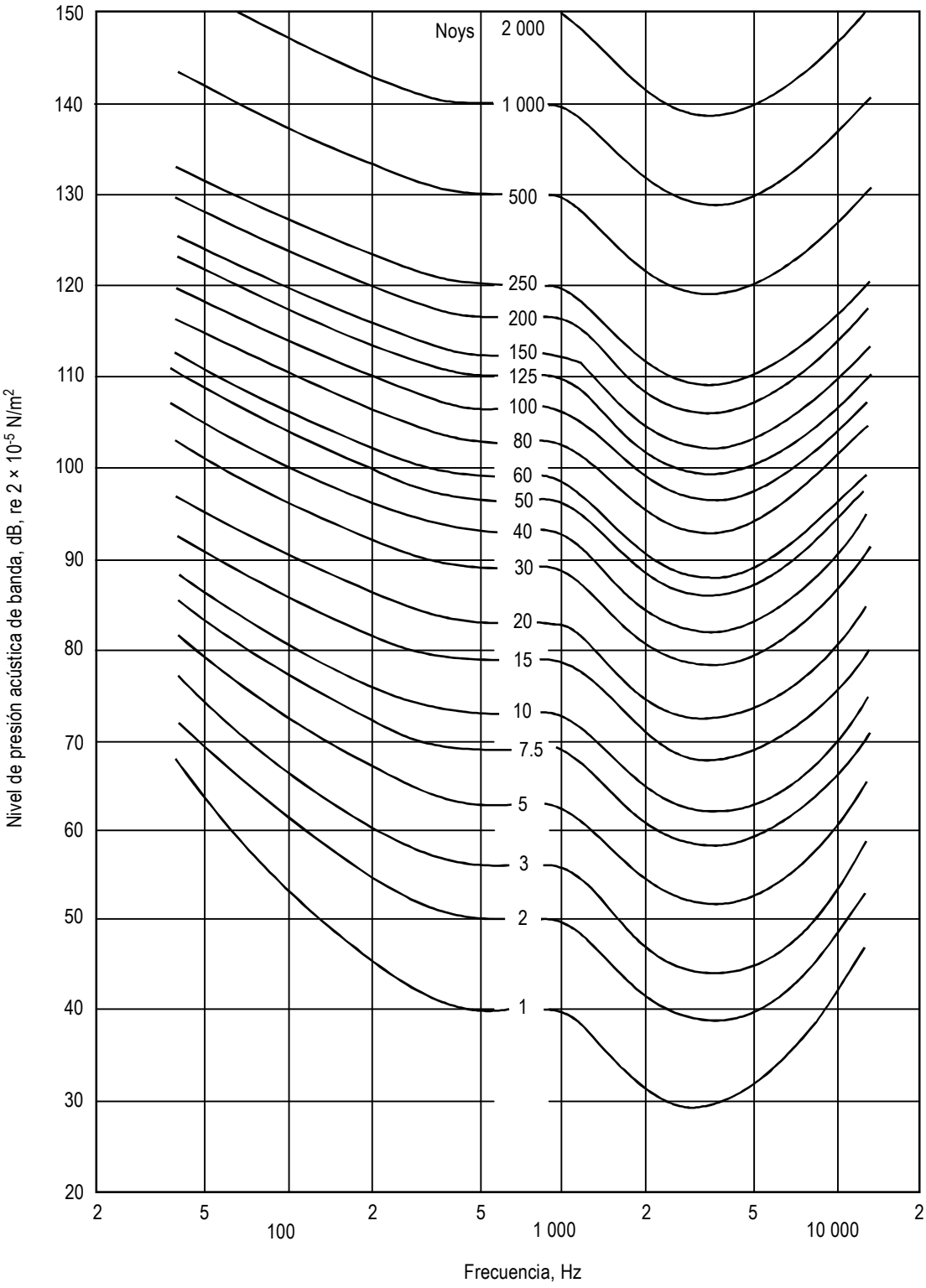


Figura A5-1. Curvas de ruidosidad percibida

3.7 El sistema de medición completo debería calibrarse en un laboratorio antes de su instalación en el terreno y, posteriormente, a intervalos periódicos, a fin de cerciorarse de que la respuesta de frecuencia y los requisitos relativos a la gama dinámica del sistema reúnen las especificaciones descritas en este documento.

Nota.— Para la vigilancia, no se tiene la intención de excluir el empleo de dispositivos de medición de lectura directa que difieran de los anteriormente definidos, pero que den valores aproximados de los niveles de ruido percibido.

4. INSTALACIÓN DEL EQUIPO EN EL TERRENO

4.1 Los micrófonos utilizados para vigilar los niveles de ruido producido por las aeronaves, deberían instalarse en lugares apropiados, con el eje de sensibilidad de cada micrófono orientado en una dirección tal que se logre la sensibilidad máxima a las ondas sonoras. La posición del micrófono debería elegirse de modo que no haya ningún obstáculo por encima del plano horizontal que pase por el centro activo del micrófono, que pueda influir en el campo sonoro producido por una aeronave.

Nota 1.— Puede que sea necesario emplazar los micrófonos de vigilancia en lugares donde hay considerable ruido de fondo, causado por el tránsito de vehículos motorizados, niños que juegan, etc. En estos casos, resulta a menudo indicado colocar el micrófono sobre un tejado, en un poste telefónico o en cualquier otra estructura elevada. En consecuencia, es necesario determinar el nivel de ruido de fondo y llevar a cabo una comprobación sobre el terreno, en una o más frecuencias, de la sensibilidad global del sistema de medición antes o después de medir el nivel de ruido correspondiente a una serie de vuelos.

Nota 2.— Si, a causa de que el micrófono se ha emplazado en una estructura elevada, al personal de servicio le es imposible calibrarlo directamente debido a su inaccesibilidad, podría ser útil disponer una fuente sonora calibrada en el emplazamiento del micrófono. Esta fuente puede consistir en un pequeño altavoz, un actuador electrostático o un dispositivo similar.

4.2 La vigilancia se refiere al ruido producido por el vuelo de una sola aeronave, por una serie de vuelos, por un tipo determinado de aeronave o por un gran número de operaciones de aeronaves diferentes. Estos niveles varían, en un punto de vigilancia determinado, de acuerdo con los procedimientos de vuelo o las condiciones meteorológicas. Por lo tanto, al interpretar los resultados de un procedimiento de vigilancia, debería tomarse en consideración la distribución estadística de los niveles de ruido medidos. Cuando se informe de estos resultados, debería facilitarse una descripción adecuada de la distribución de los niveles de ruido observados.

———————

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 1988o después de esa fecha

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 10.

1. INTRODUCCIÓN

Nota 1.— Este método de evaluación del ruido comprende:

a) condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica;

b) unidad de medición del ruido;

c) medición del ruido de aviones percibido en tierra;

d) ajuste de los datos de ensayos; y

e) notificación de los datos a la autoridad encargada de la homologación y validez de los resultados.

Nota 2.— Las instrucciones y procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en las cláusulas de aplicación de la Parte II, Capítulo 10.

2. CONDICIONES DE ENSAYO Y MEDICIÓN PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Generalidades

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación en cuanto al ruido, así como también los procedimientos que corresponderá usar para medir el ruido producido por el avión objeto de ensayo.

2.2 Condiciones generales de los ensayos

2.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por los aviones en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazada, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico, cuyo vértice coincida con el punto de medición, no habrá ningún obstáculo que pueda influir de una forma significativa en el campo sonoro procedente del avión. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo de 75° respecto a ese eje.

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

a) ausencia de precipitación;

b) humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% y temperatura ambiente no superior a 35ºC ni inferior a 2ºC;

c) la velocidad media del viento no excederá de 5 m/s (10 kt) y la velocidad media del viento de costado no excederá de 2,5 m/s (5 kt);

Nota.— Las especificaciones meteorológicas se definen en la Sección 2.2.2.1 del Apéndice 2.

d) ausencia de cualquier otra condición meteorológica anómala que influya notablemente sobre el nivel de ruido del avión, cuando se registra en los puntos de medición especificados por la autoridad encargada de la homologación; y

e) las mediciones meteorológicas deben llevarse 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.

2.2.3 Las condiciones atmosféricas se medirán dentro de una distancia de 2 000 m (6 562 ft) de los emplazamientos del micrófono, y serán representativas de las condiciones existentes en la región geográfica en la que se ejecuten las mediciones del ruido.

2.3 Procedimientos de ensayo del avión

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

2.3.2 El programa de ensayo en vuelo se iniciará con la masa máxima de despegue del avión, y dicha masa se ajustará a este valor máximo después de cada hora de vuelo.

2.3.3 Los ensayos en vuelo se realizarán a la velocidad aerodinámica indicada V_y ±9 km/h (5 kt).

2.3.4 La posición del avión con respecto al punto de referencia de la trayectoria de vuelo se determinará por un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría, aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

2.3.5 La altura del avión al volar directamente por encima del micrófono se medirá por un método aprobado. El avión sobrevolará el micrófono con un margen de ±10° con respecto a la vertical y a una altura que no difiera en más del ±20% de la altura de referencia (véase la Figura A6-1).

2.3.6 La velocidad, posición y datos de performance del avión necesarios para hacer las correcciones mencionadas en la Sección 5 de este apéndice, se registrarán en el momento en que el avión vuele directamente por encima del emplazamiento de medición. El equipo de medición será aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

2.3.7 Se utilizará un dispositivo independiente, de una precisión de ±1%, para medir la velocidad de rotación de la hélice, a fin de evitar errores de orientación e instalación cuando el avión de ensayo esté equipado con taquímetros mecánicos.

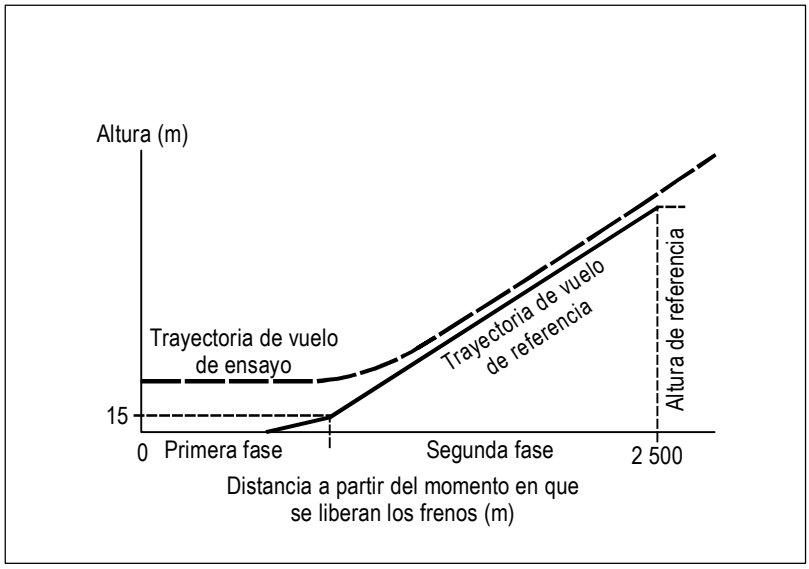


Figura A6-1. Perfiles de ensayo y de referencia típicos

3. DEFINICIÓN DE LA UNIDAD DE MEDICIÓN DEL RUIDO

El $L_{Amáx}$ se define como el nivel máximo, en decibeles, de la presión acústica de ponderación "A" (respuesta lenta) respecto al cuadrado de la presión acústica normal de referencia (P_0) de 20 micropascales (μPa).

4. MEDICIÓN DEL RUIDO DEL AVIÓN PERCIBIDO EN TIERRA

4.1 Generalidades

4.1.1 Todo equipo de medición estará aprobado por la autoridad encargada de la homologación.

4.1.2 Los datos referentes al nivel de presión acústica para la evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y métodos de medición que se ajusten a las especificaciones indicadas en 4.2.

4.2 Sistema de medición

El sistema de medición acústica constará de equipo aprobado equivalente al que se indica a continuación:

a) un sistema microfónico diseñado para que tenga una respuesta de frecuencia mayormente uniforme para el sonido que incida en el diafragma desde direcciones aleatorias, o en el campo de presión de una cavidad cerrada, con características de actuación que cumplan con los requisitos especificados en 4.3;

b) equipos de instalación y soporte para los micrófonos que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se está midiendo, en la configuración especificada en 4.4;

c) equipo de registro y reproducción cuyas características de actuación cumplan con los requisitos establecidos en 4.3; y

d) calibradores de sonido que utilicen señales de onda sinusoidal con nivel conocido de presión acústica que cumplan con los requisitos establecidos en 4.3.

4.3 Equipo de captación, registro y producción

4.3.1 Se registrará el nivel de ruido producido por el avión. La autoridad encargada de la homologación podrá optar por los siguientes equipos, igualmente aceptables: magnetófonos, registradores gráficos de niveles de ruido o sonómetros.

4.3.2 Las características del sistema completo con respecto a respuesta direccional, ponderación de frecuencia A, ponderación de tiempo S (lento), linearidad del nivel y respuesta a las señales de corta duración se ajustarán a las especificaciones de clase 1 especificadas en la Publicación núm. 61672-1[1] de la CEI. El sistema completo podrá incluir magnetófonos de acuerdo con la CEI 61672-1.

Nota.— La autoridad encargada de la homologación podrá aprobar el uso de equipos que cumplan con la clase 2 de la norma CEI actual, o el uso de equipos que cumplan con las especificaciones de clase 1 o Tipo 1 de normas anteriores, como alternativa a los equipos que cumplan con las especificaciones de clase 1 de la norma CEI actual, si el solicitante puede demostrar que el equipo había sido aprobado previamente por una autoridad encargada de la homologación para su uso en la homologación acústica. La autoridad encargada de la homologación también podrá aprobar el uso de magnetófonos que cumplan con las especificaciones de la norma CEI 561, más antigua, si el solicitante puede demostrar que ese uso había sido aprobado previamente para homologación acústica por una autoridad encargada de la homologación.

4.3.3 Se verificará la sensibilidad total del sistema de medición antes y después de los ensayos y a intervalos, durante el transcurso de los ensayos, utilizando un calibrador de sonido que genere un nivel de presión acústica conocido a una frecuencia conocida. El calibrador de sonido debería ser acorde con los requisitos de clase 1 de la CEI 60942[2].

Nota.— La autoridad encargada de la homologación podrá aprobar el uso de calibradores que cumplan con las especificaciones de la clase 2 de la norma CEI actual, o el uso de calibradores que cumplan con la clase 1 de una norma anterior, si el solicitante puede demostrar que el calibrador había sido aprobado previamente por una autoridad encargada de la homologación para su uso en la homologación acústica.

4.3.4 Cuando el sonido del avión se registra por medio de un magnetófono, el nivel máximo de ruido con ponderación de frecuencia A y ponderación de tiempo S podrá determinarse reproduciendo las señales registradas en la instalación eléctrica de entrada de un sonómetro aprobado que cumpla con los requisitos de performance de la clase 1 de la CEI 61672-1[3]. La sensibilidad acústica del sonómetro se determinará basándose en la reproducción del registro conexo de la señal que arroje el calibrador de sonido y en el conocimiento del nivel de presión acústica producido en el acoplador del calibrador de sonido en las condiciones ambientales reinantes en el momento en que se efectuó la grabación del sonido del avión.

4.4 Procedimiento de medición del ruido

4.4.1 El micrófono será del tipo de presión de 12,7 mm de diámetro, con su parrilla de protección, montado en posición invertida de manera que el diafragma del micrófono se coloque paralelo y a 7 mm por encima de una placa metálica circular. Esa placa, pintada de blanco, tendrá un diámetro de 40 cm y un espesor de por lo menos 2,5 mm, y se colocará horizontalmente a ras del suelo circundante, sin que haya cavidades debajo de ella. El micrófono se colocará a tres cuartos de la distancia que haya entre el centro y el borde, a lo largo de un radio perpendicular a la línea de vuelo del avión de ensayo.

1. 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 Varembé, Ginebra, Suiza.
2. CEI 60942: 2003 titulada “Electroacústica — Calibradores de sonido”. Esta publicación de la CEI puede obtenerse de la oficina central de la Comisión Electrotécnica Internacional, 3 rue de Varembé, Ginebra, Suiza.
3. 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 Varembé, Ginebra, Suiza.

4.4.2 Si la señal de ruido se registra en cinta magnetofónica, la respuesta de frecuencia del sistema eléctrico se determinará durante cada serie de ensayos a un nivel que difiera como máximo en 10 dB de la lectura correspondiente a la deflexión máxima de la escala utilizada durante los ensayos, utilizándose un ruido rosa aleatorio o seudoaleatorio. La salida del generador de ruido habrá sido verificada en un laboratorio de Normas aprobado, en los seis meses anteriores a la serie de ensayos; las variaciones admisibles de la salida relativa del generador en cada banda de un tercio de octava, no excederán de 0,2 dB. Se efectuará un número suficiente de mediciones para garantizar que la calibración global del sistema sea conocida en cada ensayo.

4.4.3 Cuando un magnetófono forme parte de la cadena de medición, cada carrete de cinta magnetofónica llevará para este fin, al comienzo y al final, 30 s de esta señal eléctrica de calibración. Por otro lado, los datos obtenidos a partir de señales registradas en cinta sólo se considerarán aceptables si la diferencia entre los niveles filtrados de las dos señales en la banda de tercio de octava de 10 kHz no excede de 0,75 dB.

Nota.— Las grabadoras de audio digitales normalmente no presentan una variación sustancial en la respuesta de frecuencia o sensibilidad de nivel; por consiguiente, el ensayo de ruido rosa descrito en 4.4.3 no es necesario para las grabadoras de audio digitales. Las características de diseño para las grabadoras de audio digitales deberían cumplir con las especificaciones de performance de clase 1 de la norma CEI 61672-1[4].

4.4.4 El nivel de ruido con ponderación de frecuencia A del ruido de fondo, que incluye el ruido ambiente y el ruido eléctrico de los sistemas de medición, se determinará en la zona de ensayo ajustando la ganancia del sistema a los niveles que se utilizarán para las mediciones del ruido del avión. Si el nivel máximo de ruido con ponderación de frecuencia A y ponderación de tiempo S del avión no excede el nivel de ruido de la frecuencia A ponderada del ruido de fondo en 10 dB como mínimo, se utilizará un punto de medición del ruido de despegue más cercano al inicio del recorrido de despegue y los resultados se ajustarán al punto de medición de referencia mediante algún procedimiento aprobado.

5. AJUSTE DE LOS RESULTADOS DE LOS ENSAYOS

5.1 Cuando las condiciones de ensayo para la homologación difieran de las de referencia, se efectuarán ajustes apropiados de los datos del ruido medido, por los métodos de esta sección.

5.2 Correcciones y ajustes

5.2.1 Los ajustes se aplican para tener en cuenta lo siguiente:

a) diferencias de absorción atmosférica entre las condiciones meteorológicas del ensayo y las de referencia;

b) diferencias de longitud de la trayectoria de ruido entre la trayectoria de vuelo real del avión y la de referencia;

c) variación del número de Mach en el extremo de la hélice entre las condiciones de ensayo y las de referencia; y

d) variación de la potencia de los motores entre las condiciones de ensayo y las de referencia.

5.2.2 El nivel de ruido en las condiciones de referencia ($L_{Amáx}$) REF se obtiene añadiendo al nivel del ruido del día del ensayo ($L_{Amáx}$) TEST los incrementos correspondientes a cada uno de los efectos indicados.

$$(L_{Amáx})\ \text{REF} = (L_{Amáx})\ \text{TEST} + \Delta(\text{M}) + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3$$

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 Varembé, Ginebra, Suiza.

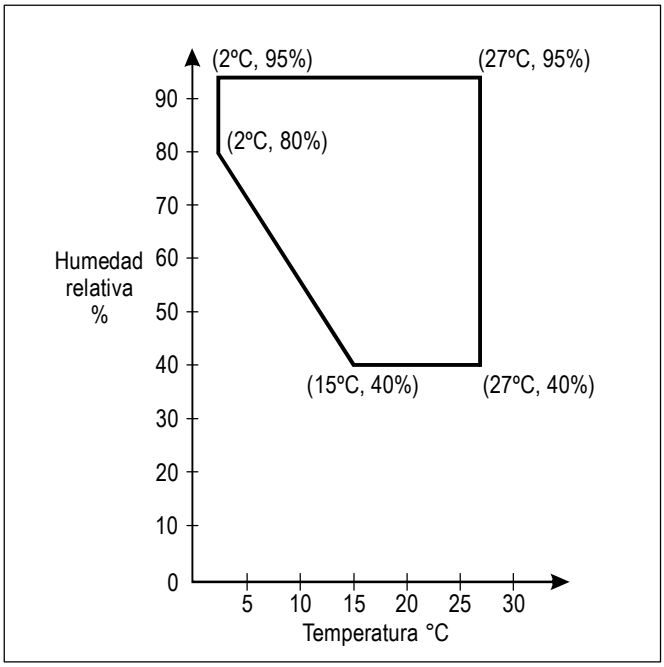


Figura A6-2. Ventana de medición sin ninguna corrección por absorción

en la cual

Δ (M) es el ajuste por diferencia de la absorción atmosférica entre las condiciones de ensayo y las de referencia;
Δ_1 es el ajuste correspondiente a la longitud de las trayectorias de ruido;
Δ_2 es el ajuste correspondiente al número de Mach en el extremo de la hélice, y
Δ_3 es el ajuste correspondiente a la potencia del motor.

a) Si las condiciones de ensayo están dentro de los límites especificados en la Figura A6-2, no es necesario aplicar ajustes por diferencias de absorción atmosférica, es decir, $\Delta(M) = 0$. Si las condiciones se salen de los límites especificados en la Figura A6-2, entonces deben aplicarse ajustes por algún procedimiento aprobado o añadiendo un incremento $\Delta(M)$ a los niveles de ruido del día de ensayo siendo:

$$\Delta(M) = 0{,}01\ (H_T\alpha - 0{,}2\ H_R)$$

y H_T la altura en metros del avión de ensayo al sobrevolar directamente el punto de medición del ruido, H_R la altura de referencia del avión por encima del punto de medición del ruido y α es el régimen de absorción a 500 Hz especificado en las Tablas A1-5 a A1-16 del Apéndice 1.

b) Los niveles del ruido medidos deberían ajustarse en función de la altura del avión por encima del punto de medición del ruido el día de referencia, añadiendo algebraicamente un incremento igual a Δ_1. Si las condiciones del día de ensayo están dentro de los límites especificados en la Figura A6-2:

$$\Delta_1 = 22 \log (H_T/H_R)$$

Si las condiciones del día de ensayo se salen de los límites especificados en la Figura A6-2:

$$\Delta_1 = 20 \log (H_T/H_R)$$

siendo H_T la altura del avión directamente sobre el punto de medición del ruido y H_R la altura de referencia del avión por encima del punto de medición.

c) No son necesarios 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 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 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 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:

$$\Delta_2 = K_2 \log (M_R/M_T)$$

siendo M_T y M_R 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_T es inferior a M_R, pero, si M_T es superior o igual a M_R, no se aplica ninguna corrección.

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

siendo:

$$M_R = \frac{\left[\left(\frac{D\pi N}{60}\right)^2 + V_T^2\right]^{1/2}}{c}$$

D *es el diámetro de la hélice en metros.*

V_T *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 *es la velocidad del sonido en el día de referencia, a la altitud del avión, en metros por segundo, basándose en la temperatura a la altura de referencia suponiendo un gradiente vertical de temperatura ISA con altura.*

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

$$\Delta_3 = K_3 \log (P_R/P_T)$$

P_T y P_R 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_R será la que se obtiene a la presión y temperatura de la altura de referencia suponiendo un gradiente vertical de temperatura ISA con altura.

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

6.1 Notificación de datos

6.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la Sección 4 de este apéndice.

6.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos, los datos de performance del avión así como los datos meteorológicos.

6.1.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 2 de este apéndice:

a) temperatura y humedad relativa del aire;

b) velocidades y direcciones del viento; y

c) presión atmosférica.

6.1.4 Se describirá la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

6.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del avión:

a) tipo, modelo y números de serie del avión, motores y hélices;

b) las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del avión;

c) la masa máxima certificada de despegue;

d) para cada sobrevuelo, la velocidad aerodinámica y temperatura del aire a la altitud de sobrevuelo determinadas con instrumentos debidamente calibrados;

e) para cada sobrevuelo, la performance de los motores en función de la presión de admisión o de la potencia, velocidad de giro de la hélice en revoluciones por minuto y otros parámetros pertinentes determinados mediante instrumentos debidamente calibrados;

f) la altura del avión por encima del punto de medición; y

g) los datos correspondientes del fabricante, en relación con las condiciones de referencia pertinentes a 6.1.5 d), e) y f).

6.2 Validez de los resultados

6.2.1 Se sobrevolará el punto de medición por lo menos seis veces. Los resultados de los ensayos proporcionarán un valor nivel medio de ruido ($L_{Amáx}$) 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.

6.2.2 Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de ±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.

———————

ADJUNTOS AL ANEXO 16, VOLUMEN I

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

Nota.—Véase la Parte II, 2.4.1, 2.4.2, 3.4.1, 4.4, 5.4, 6.3, 8.4.1, 8.4.2, 10.4, 11.4.1 y 11.4.2.

1. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 2, 2.4.1

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	34	272	
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	102	91,83 + 6,64 log M		108
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	102	91,83 + 6,64 log M		108
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	93	67,56 + 16,61 log M		108

2. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 2, 2.4.2

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg		0	34	35	48,3	66,72	133,45	280	325	400
Nivel de ruido lateral (EPNdB) Todos los aviones		97		83,87 + 8,51 log M						106
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todos los aviones		101		89,03 + 7,75 log M					108	
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	2 motores	93				70,62 + 13,29 log M				104
	3 motores	93		67,56 + 16,61 log M			73,62 + 13,29 log M			107
	4 motores	93		67,56 + 16,61 log M				74,62 + 13,29 log M		108

3. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 3, 3.4.1

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg		0	20,2	28,6	35	48,1	280	385	400
Nivel de ruido lateral a plena potencia (EPNdB) Todos los aviones		94			80,87 + 8,51 log M				103
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todos los aviones		98			86,03 + 7,75 log M			105	
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	1 ó 2 motores	89				66,65 + 13,29 log M			101
	3 motores	89			69,65 + 13,29 log M				104
	4 motores o más	89		71,65 + 13,29 log M					106

4. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 4, 4.4

Se aplicará cada una de las condiciones siguientes:

$EPNL_L \leq L\text{ÍMITE}_L$; $EPNL_A \leq L\text{ÍMITE}_A$; $\leq EPNL_F \leq L\text{ÍMITE}_F$;

$[(L\text{ÍMITE}_L - EPNL_L) + (L\text{ÍMITE}_A - EPNL_A) + (L\text{ÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 10$

$[(L\text{ÍMITE}_L - EPNL_L) + (L\text{ÍMITE}_A - EPNL_A)] \geq 2$; $[(L\text{ÍMITE}_L - EPNL_L) + (L\text{ÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 2$; y

$[(L\text{ÍMITE}_A - EPNL_A) + (L\text{ÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 2$

donde

$EPNL_L$, $EPNL_A$ y $EPNL_F$ son, respectivamente, los niveles de ruido en los puntos de referencia para la medición del ruido lateral, de aproximación y de sobrevuelo cuando se determinan, con un decimal, de acuerdo con el método de evaluación del ruido del Apéndice 2; y

$L\text{ÍMITE}_L$, $L\text{ÍMITE}_A$, y $L\text{ÍMITE}_F$ son, respectivamente, los niveles máximos de ruido permitido en los puntos de referencia para la medición del ruido lateral, de aproximación y de sobrevuelo determinados, con un decimal, de acuerdo con las ecuaciones para las condiciones que se describen en el Capítulo 3, 3.4.1 (Condición 3).

5. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 5, 5.4

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	5,7	34,0	358,9	384,7
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	96	85,83 + 6,64 log M		103
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	98	87,83 + 6,64 log M		105
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	89	63.56 + 16.61 log M	106	

6. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 6, 6.3

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	0,6	1,5	8,618
Nivel de ruido en dB(A)	68	60 + 13,33 M	80	

7. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 8, 8.4.1

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	0,788	80,0
Nivel de ruido de despegue (EPNdB)	89	90,03 + 9,97 log M	109
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	90	91,03 + 9,97 log M	110
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	88	89,03 + 9,97 log M	108

8. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 8, 8.4.2

M = Masa máxima de despegue en 1 000 kg	0	0,788	80,0
Nivel de ruido de despegue (EPNdB)	86	87,03 + 9,97 log M	106
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	89	90,03 + 9,97 log M	109
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	84	85,03 + 9,97 log M	104

9. CONDICIONES DESCRITAS EN EL CAPÍTULO 10, 10.4 a) y 10.4 b)

10.4 a):

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	0, 6	1,4	8,618
Nivel de ruido en dB(A)	76	83,23 + 32,67 log M	88	

10.4 b):

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg	0	0,57	1,5	8,618
Nivel de ruido en dB(A)	70	78,71 + 35,70 log M	85	

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 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 SEL	82	80,49 + 9,97 log M	

———————————

ADJUNTO B. DIRECTRICES PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE AVIONES STOL PROPULSADOS POR HÉLICE

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 7.

Nota 1.— A los efectos de estas directrices, son aviones STOL los que en operaciones de despegue y aterrizaje cortos, de conformidad con las especificaciones de aeronavegabilidad aplicables, sólo necesitan pistas (sin zona de parada ni zona libre de obstáculos) de 610 m de longitud, o menos, con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad.

Nota 2.— Estas directrices no se aplican a las aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente.

1. APLICACIÓN

Las siguientes directrices deberían aplicarse a todos los aviones propulsados por hélice, de masa máxima certificada de despegue superior a 5 700 kg, previstos para operaciones de despegue y aterrizaje cortos (STOL), que sólo necesiten pistas[1], en armonía con los requisitos pertinentes de distancias de despegue y aterrizaje, de 610 m de longitud, o menos, con la masa máxima certificada para fines de aeronavegabilidad y respecto a los cuales se hubiese expedido al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.

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.

3. PUNTOS DE REFERENCIA PARA LA MEDICIÓN DEL RUIDO

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en la Sección 6, el avión no debería exceder de los niveles de ruido especificados en la Sección 4, en los puntos siguientes:

a) *punto de referencia de ruido lateral:* punto en una paralela al eje de pista, a 300 m de este eje o de su prolongación, en el que el nivel de ruido de despegue o de aterrizaje es máximo, en operaciones STOL del avión;

b) *punto de referencia de ruido de sobrevuelo:* punto en la prolongación del eje de pista a una distancia de 1 500 m del comienzo del recorrido de despegue; y

c) *punto de referencia del ruido de aproximación:* punto en la prolongación del eje de pista, a 900 m del umbral.

1. Sin zona de parada o zona libre de obstáculos.

4. NIVELES MÁXIMOS DE RUIDO

Los niveles máximos de ruido en cualquiera de los puntos de referencia, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2, no deberían exceder de 96 EPNdB para los aviones cuya masa máxima certificada sea inferior o igual a 17 000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo de la masa a razón de 2 EPNdB por duplicación de la masa para los aviones cuya masa máxima certificada sea superior a 17 000 kg.

5. COMPENSACIONES

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no debería ser superior a 4 EPNdB;

b) todo exceso en un solo punto no debería ser superior a 3 EPNdB; y

c) los excesos deberían compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

6. PROCEDIMIENTOS DE ENSAYO

6.1 El procedimiento de referencia para el despegue debería ser el siguiente:

a) el avión debería tener la masa máxima de despegue respecto a la cual se solicita la homologación acústica;

b) debería utilizarse la velocidad de rotación (rpm) de la hélice o del motor y el régimen de potencia del motor anotados para despegues STOL; y

c) durante todo el ensayo de demostración para la homologación acústica de despegue, la velocidad aerodinámica, la pendiente ascensional, la actitud y configuración del avión, deberían ser las especificadas en el manual de vuelo para despegues STOL.

6.2 El procedimiento de referencia para la aproximación debería ser el siguiente:

a) el avión debería tener la masa máxima de aterrizaje respecto a la cual se solicita la homologación acústica;

b) durante todo el ensayo de demostración para la homologación acústica de aproximación, la velocidad de rotación (rpm) de la hélice o del motor y el régimen de potencia del motor, la velocidad aerodinámica, la pendiente de descenso, la actitud y configuración del avión, deberían ser los especificados en el manual de vuelo para aterrizajes STOL; y

c) el empuje negativo después del aterrizaje debería ser el máximo especificado en el manual de vuelo.

7. OTROS DATOS DE RUIDO

Cuando la autoridad encargada de la homologación lo especifique, deberían suministrarse datos que permitan evaluar los niveles medidos del ruido mediante niveles generales de presión acústica de ponderación “A” [dB(A)].

ADJUNTO C. DIRECTRICES PARA LA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DE GRUPOS AUXILIARES DE ENERGÍA (APU) INSTALADOS A BORDO Y SISTEMAS ASOCIADOS DE AERONAVE DURANTE OPERACIONES EN TIERRA

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 9.

1. INTRODUCCIÓN

1.1 El texto de orientación siguiente se ha preparado para información de los Estados que establecen especificaciones de homologación acústica para los grupos auxiliares de energía (APU) instalados a bordo y los sistemas asociados de aeronave utilizados durante las operaciones normales en tierra.

1.2 Deberían aplicarse a los APU y sistemas asociados de aeronave instalados en aeronaves para las cuales se haya presentado una solicitud de certificado de tipo o para las cuales se haya llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 26 de noviembre de 1981, o después de esa fecha.

1.3 En el caso de aeronaves de un diseño de tipo actual, respecto a las cuales se hubiese solicitado una modificación del diseño de tipo de la instalación básica APU, o se hubiera llevado a cabo un procedimiento prescrito equivalente el 26 de noviembre de 1981, o después de esa fecha, los niveles de ruido de los APU instalados a bordo y sistemas asociados de aeronave no deberían exceder de los niveles anteriores a la modificación, obtenidos de conformidad con las directrices siguientes.

2. PROCEDIMIENTO DE EVALUACIÓN DEL RUIDO

El procedimiento de evaluación del ruido debería estar de acuerdo con los métodos especificados en la Sección 4.

3. NIVELES MÁXIMOS DE RUIDO

Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en la Sección 4, no deberían exceder de los valores siguientes:

a) 85 dB(A) en los puntos indicados en 4.4.2.2 a), b) y c);

b) 90 dB(A) en un punto cualquiera del perímetro del rectángulo que se indica en la Figura C-2.

4. PROCEDIMIENTOS DE EVALUACIÓN DEL RUIDO

4.1 Generalidades

4.1.1 Se describen los procedimientos de ensayo para la medición del ruido en ciertos lugares (puertas de entrada de pasajeros y de carga, y puestos de servicio) y para la evaluación general del ruido alrededor de la aeronave.

4.1.2 Se identifican los requisitos relativos a los instrumentos, la adquisición, la reducción y la presentación de datos acústicos y atmosféricos, y demás información necesaria para notificar los resultados.

4.1.3 Los procedimientos comprenden el registro de datos en cinta magnética para tratamiento posterior. El empleo de un sistema que consta de un magnetófono y de un analizador-integrador en función del tiempo elimina la necesidad de establecer visualmente la media de las diferencias que intervienen en la lectura del sonómetro y del analizador de bandas de octava, lo que permite obtener resultados más precisos.

4.1.4 No se dictan disposiciones para predecir el ruido de los APU a partir de las características básicas de los motores ni para medir el ruido conjunto de varias aeronaves.

4.2 Condiciones generales de los ensayos

4.2.1 Condiciones meteorológicas

Viento: velocidad inferior o igual a 5 m/s (10 kt).

Temperatura: comprendida entre 2°C y 35°C.

Humedad: humedad relativa comprendida entre 30% y 90%.

Precipitación: ninguna.

Presión barométrica: comprendida entre 800 hPa y 1 100 hPa.

4.2.2 Lugar de los ensayos

Entre los micrófonos y la aeronave, el suelo debería estar constituido por una superficie dura y lisa. No debería hallarse obstáculo alguno entre la aeronave y los puntos de medición, ni tampoco superficie reflejante alguna (salvo el suelo y la aeronave) cerca de las trayectorias del sonido de manera que pudiera influir apreciablemente sobre los resultados. La superficie del terreno sobre el cual se encuentra la aeronave debería ser prácticamente plana y nivelada, por lo menos dentro del cuadrilátero que comprende una distancia de 60 m en los puntos de observación periféricos, previstos para el emplazamiento de los micrófonos, según 4.4.2.2 d).

4.2.3 Ruido ambiente

Debería determinarse el ruido ambiente del sistema de medición y de la zona de los ensayos (es decir, que comprenda a la vez el ruido de fondo y el ruido eléctrico de los aparatos de medición).

4.2.4 Instalación de los APU

Deberían ensayarse los APU y los sistemas asociados de aeronave de cada modelo de aeronave respecto a la cual se requieran datos acústicos.

4.2.5 Configuración de la aeronave en tierra

Los mandos de la aeronave deberían estar trabados en configuración “neutra” o “limpia”, o en la configuración indicada para el abastecimiento y servicio en el manual de operaciones aprobado.

4.3 Instrumentos

4.3.1 Aeronave

Los datos operacionales que se enumeran en 4.5.4 deberían determinarse según los instrumentos y mandos normales de la aeronave.

4.3.2 Instrumentos acústicos

4.3.2.1 *Generalidades*

Los instrumentos y métodos de medición deberían estar de acuerdo con las especificaciones de las ediciones más recientes de las normas pertinentes, que se enumeran en las referencias (véase 4.6). La toma de muestras de los datos debería corresponder a un mínimo de 2,5 veces el período de integración para la reducción de los datos, que en ningún caso debería ser inferior a 8 s. Todos los niveles de presión acústica deberían expresarse en decibeles con relación a una presión de referencia de 20 μPa.

4.3.2.2 *Sistema de adquisición de datos*

Los instrumentos de grabación y análisis del ruido, indicados en el diagrama de la Figura C-1, deberían estar de acuerdo con las especificaciones siguientes:

4.3.2.2.1 *Sistema microfónico*

a) en una gama de frecuencias comprendida como mínimo entre 45 Hz y 11 200 Hz, el sistema debería satisfacer los requisitos correspondientes a la última edición del documento de referencia núm. 10 (véase 4.6);

b) los micrófonos deberían ser omnidireccionales, con salida al aire libre para igualar la presión si son del tipo de condensador y sus coeficientes de presión y de temperatura ambiente deberían ser conocidos. Las especificaciones del amplificador deberían ser compatibles con las del micrófono y las del magnetófono; y

c) los micrófonos deberían emplearse con pantalla de protección cuando la velocidad del viento exceda de 3 m/s (6 kt). Para tener en cuenta la presencia de esta pantalla, deberían corregirse los datos medidos en función de la frecuencia.

4.3.2.2.2 *Magnetófono*

El magnetófono podrá grabar directamente o mediante MF y sus características deberían ser las siguientes:

a) gama dinámica de 50 dB como mínimo en las bandas de octava o de tercio de octava;

b) precisión de la velocidad de cinta magnética: ±0,2% de la velocidad nominal;

c) oscilación entre frecuencias altas y bajas (entre crestas) inferior a 0,5% de la velocidad de la cinta; y

d) distorsión máxima del tercer armónico inferior al 2%.

4.3.2.3 *Calibración*

4.3.2.3.1 *Micrófono*

Debería llevarse a cabo una calibración de la respuesta de frecuencia antes de la serie de ensayos. Debería revisarse una segunda calibración después de los ensayos en un plazo de un mes después de la primera calibración, y por último es necesario volver a calibrar el micrófono cuando se suponga que ha sufrido choque o daño. Esta calibración debería abarcar como mínimo la gama de 45 Hz a 11 200 Hz. Las características de respuesta en presión del micrófono deberían corregirse para lograr una calibración de incidencia aleatoria.

4.3.2.3.2 *Sistema de grabación*

a) Debería grabarse una cinta de calibración o una cinta que lleve un ruido de banda ancha o de señales sinusoidales que varíen en una gama mínima de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz, en el terreno o en laboratorio, al comienzo y al final de cada ensayo. La cinta debería llevar igualmente señales a las frecuencias utilizadas durante las verificaciones de sensibilidad a la presión acústica descritas más adelante.

b) La señal de calibración, tensión de inserción, debería aplicarse a la entrada, y debería comprender todos los preamplificadores de acondicionamiento de las señales, redes y circuitos electrónicos del magnetófono que sirven para grabar los datos acústicos. Por otro lado, debería grabarse por lo menos durante 20 s, una “entrada en corto circuito” (es decir, después de haber remplazado el elemento sensible a la presión del micrófono por una impedancia eléctrica equivalente) con el fin de verificar la gama dinámica del sistema y el ruido residual.

c) La calibración de la sensibilidad de los micrófonos a la presión acústica, de conformidad con el diagrama de la Figura C-1, debería llevarse a cabo diariamente sobre el terreno, antes de efectuar las mediciones. Esta calibración debería efectuarse con un calibrador que produzca un nivel de presión acústica de amplitud constante conocida, en una o varias de las frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava que se indican en el documento de referencia núm. 11, en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz. Debería introducirse la corrección barométrica necesaria. Los aparatos de calibración utilizados deberían tener una precisión del orden de ±0,5 dB y su calibración debería estar de acuerdo con los documentos de referencia núms. 6 a 9 (véase 4.6).

d) Cada cinta magnética debería tener una respuesta y un ruido de fondo comparables a los de la cinta de calibración. Al comienzo de cada cinta debería grabarse una onda sinusoidal de amplitud constante, con el fin de poder comparar la sensibilidad a la presión acústica de las diferentes cintas. La frecuencia de esta onda sinusoidal debería corresponder a la gama de frecuencias que se utiliza para verificar la sensibilidad a la presión acústica. A este fin se puede utilizar un dispositivo aparte, que produzca una tensión de inserción, o un calibrador acústico. En caso de utilizar este último instrumento, debería “asentarse” cuidadosamente y debería ajustarse a la presión ambiente con el fin de eliminar los efectos de la presión en la respuesta del calibrador y del micrófono.

e) Deberían verificarse a cortos intervalos durante un ensayo los magnetófonos alimentados por pilas o acumuladores, para asegurarse de que estos últimos están en buen estado. Los magnetófonos no deberían desplazarse durante el proceso de grabación, a menos que se haya demostrado que estos desplazamientos no ejercen influencia alguna sobre sus características.

4.3.2.3.3 *Equipo de reducción de datos*

El equipo de reducción de datos debería calibrarse mediante señales eléctricas de amplitud conocida, emitidas a frecuencias discretas o de banda ancha que abarquen la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz.

4.3.2.4 *Reducción de datos*

4.3.2.4.1 El sistema de reducción de datos de la Figura C-1 debería proporcionar niveles de presión acústica para las bandas de tercio de octava o de octava. Los filtros de los analizadores deberían estar de acuerdo con las especificaciones del documento de referencia núm. 12 (Clase II para los filtros de banda de octava y de Clase III para los filtros de banda de tercio de octava). La resolución de amplitud del analizador no debería ser inferior a 0,5 dB; la gama dinámica debería ser por lo menos de 50 dB entre la desviación máxima del analizador y la media cuadrática (rms) del ruido residual de este dispositivo en la banda de octava con el ruido residual más elevado. La respuesta de amplitud en la gama superior de 40 dB debería ser lineal con un margen de ±0,5 dB.

4.3.2.4.2 La media cuadrática de las presiones debería promediarse en función del tiempo, integrando el cuadrado de los datos de salida de los filtros de bandas de frecuencia, con un intervalo de integración no inferior a 8 s. Deberían tratarse todos los datos en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz. Estos datos deberían corregirse para tener en cuenta todos los errores conocidos o previsibles, por ejemplo, si la respuesta de frecuencias del sistema no fuera uniforme.

4.3.2.5 *Sistema conjunto*

4.3.2.5.1 Aparte de las especificaciones relativas a los sistemas componentes, la respuesta de frecuencia del sistema conjunto de adquisición y de reducción de datos debería ser uniforme con un margen de ±3 dB en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz. Dentro de esta gama, el gradiente de respuesta de frecuencia no debería ser superior a 5 dB por octava.

4.3.2.5.2 La resolución de amplitud debería ser de 1,0 dB como mínimo. La gama dinámica debería ser de 45 dB como mínimo entre la lectura máxima de la escala y la media cuadrática del ruido residual del sistema en la banda de frecuencias con el ruido residual más elevado. La respuesta de amplitud debería ser lineal con un margen de ±0,5 dB en los 35 dB superiores de cada banda de frecuencias.

4.3.3 Datos meteorológicos

La velocidad del viento debería medirse con un anemómetro cuya escala abarque como mínimo de 0 a 7,5 m/s (0 a 15 kt), con una precisión de 0,5 m/s (±1 kt). La medición de la temperatura debería efectuarse con un termómetro cuya escala abarque como mínimo de 0°C a 40°C con una precisión de ±0,5°C. La humedad relativa debería medirse con un higrómetro cuya escala abarque de 0 a 100% y cuya precisión mínima sea de ±5%. Para la presión atmosférica, debería utilizarse un barómetro cuya escala abarque como mínimo de 800 a 1 100 hPa con una precisión de ±3 hPa.

4.4 Procedimiento de ensayo

4.4.1 Condiciones de ensayo

4.4.1.1 Debería efectuarse un número suficiente de mediciones del ruido ambiental que sean representativas de todas las estaciones de medición acústica y para aportar datos de corrección que hayan de aplicarse, llegado el caso, al ruido medido del APU (véase 4.4.4).

4.4.1.2 El APU instalado debería atenerse a los niveles de ruido indicados en 3.1 en los puntos especificados bajo cargas tipo inferiores o iguales a las cargas impuestas por el generador eléctrico y los aparatos de aire acondicionado y asimismo por los sistemas asociados en condiciones normales de funcionamiento a la potencia máxima continua en tierra.

Nota.— La medición del ruido de un modelo particular de grupo auxiliar de energía instalado en un tipo determinado de aeronave no debe considerarse como representativa de las características de este mismo equipo instalado en aeronaves de otros tipos, ni tampoco de otros modelos de APU instalados en aeronaves del mismo tipo.

4.4.2 Lugares de medición acústica

4.4.2.1 A no ser que se especifique de otro modo, las mediciones del ruido deberían efectuarse con los micrófonos colocados a 1,6 m ±0,025 m (5,25 ft ±1,0 in) por encima del suelo o de la superficie en que podrían encontrarse los pasajeros o el personal de abastecimiento y servicios, con el diafragma de los micrófonos paralelo al suelo y hacia arriba.

4.4.2.2 Los lugares de medición del ruido deberían ser los siguientes:

a) *puertas de entrada de carga:* deberían efectuarse mediciones en cada puerta de entrada de carga con la puerta abierta y la aeronave en la configuración normal para servicios en tierra. Estas mediciones deberían efectuarse en el centro del vano, en el plano del revestimiento del fuselaje;

b) *puertas de entrada de pasajeros:* deberían efectuarse mediciones en cada puerta de entrada de pasajeros con la puerta abierta, sobre el eje vertical del vano, en el plano del revestimiento del fuselaje;

c) *puestos de servicio en tierra:* deberían efectuarse mediciones en todos los puntos de servicio en tierra en que se encuentren normalmente las personas que se ocupan de estas operaciones. Estos puestos deberían determinarse por referencia a los manuales aprobados de operaciones y de servicios;

d) *puntos de observación:* deberían seleccionarse puntos de medición adecuados a lo largo de los lados de un rectángulo en cuyo centro esté situada la aeronave objeto de ensayo según se ilustra en la Figura C-2. La distancia entre los puntos de medición no debería ser mayor de 10 m para aeronaves grandes. Esta distancia podría ser menor para aviones pequeños o para tener en cuenta condiciones particulares.

4.4.3 Lugares de medición meteorológica

Los datos meteorológicos deberían medirse en un lugar del terreno de ensayo situado dentro del sistema de micrófonos de la Figura C-2, pero en contra de viento con relación a la aeronave y a 1,6 m (5,25 ft) por encima del suelo.

4.4.4 Presentación de los datos

4.4.4.1 Los niveles acústicos de ponderación “A” deberían calcularse aplicando correcciones de ponderación de las frecuencias extraídas de las normas para sonómetros de precisión (referencia núm. 10) a los niveles de presión acústica de banda de octava o de tercio de octava. Los niveles de presión acústica de banda de octava pueden calcularse sumando las medias cuadráticas de las presiones acústicas de las bandas de tercio de octava pertinentes. Los niveles globales de presión acústica deberían calcularse sumando las medias cuadráticas de las presiones acústicas en las 24 bandas de tercio de octava o las ocho bandas de octava, comprendidas en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz.

4.4.4.2 Los niveles globales de presión acústica, los niveles acústicos de ponderación “A” y los datos de banda de tercio de octava o de octava deberían presentarse redondeados al decibel más próximo (dB), en forma de tabla, con representaciones gráficas complementarias, si fuera necesario. Los niveles de presión acústica deberían corregirse en caso necesario para tener en cuenta el elevado ruido ambiente. No es necesario efectuar correcciones si el nivel de presión acústica excede por lo menos en 10 dB del ruido ambiente. En el caso de niveles de presión acústica comprendidos entre 3 y 10 dB por encima del ruido ambiente, los valores medidos deberían corregirse para tener en cuenta el ruido ambiente mediante la sustracción logarítmica de los niveles. Si los niveles de presión acústica no exceden en más de 3 dB del ruido ambiente, se pueden ajustar los valores medidos mediante un método convenido por la autoridad encargada de la homologación.

4.4.4.3 No es necesario normalizar los datos acústicos para tener en cuenta las pérdidas debidas a la absorción atmosférica. Los resultados de los ensayos deberían notificarse en relación con las condiciones meteorológicas reinantes el día del ensayo.

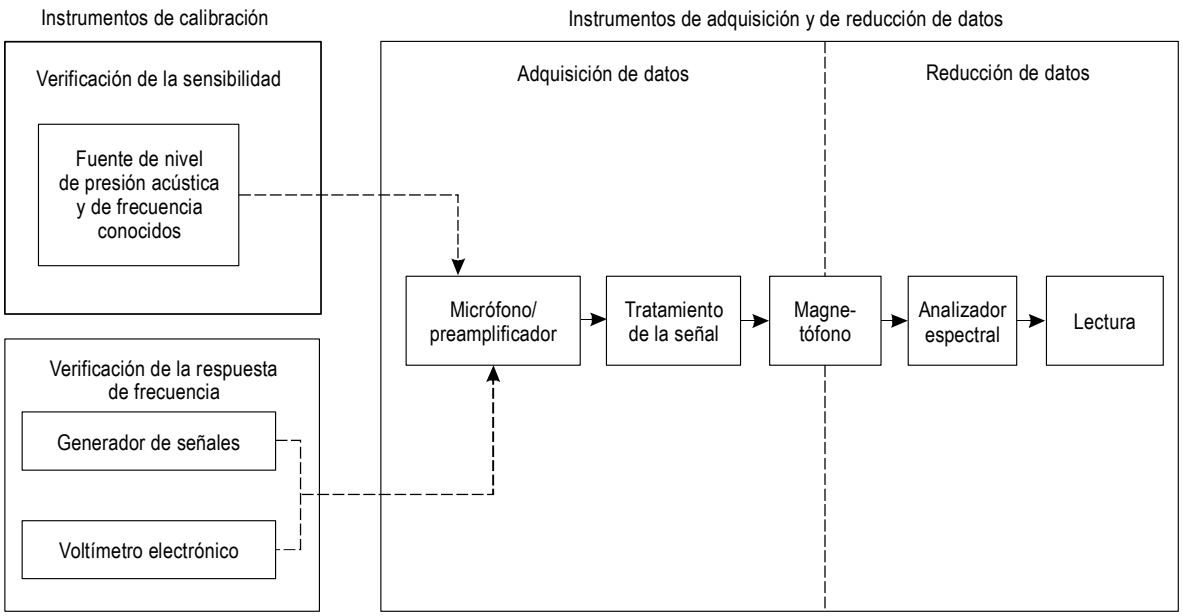


Figura C-1. Sistemas de medición del ruido

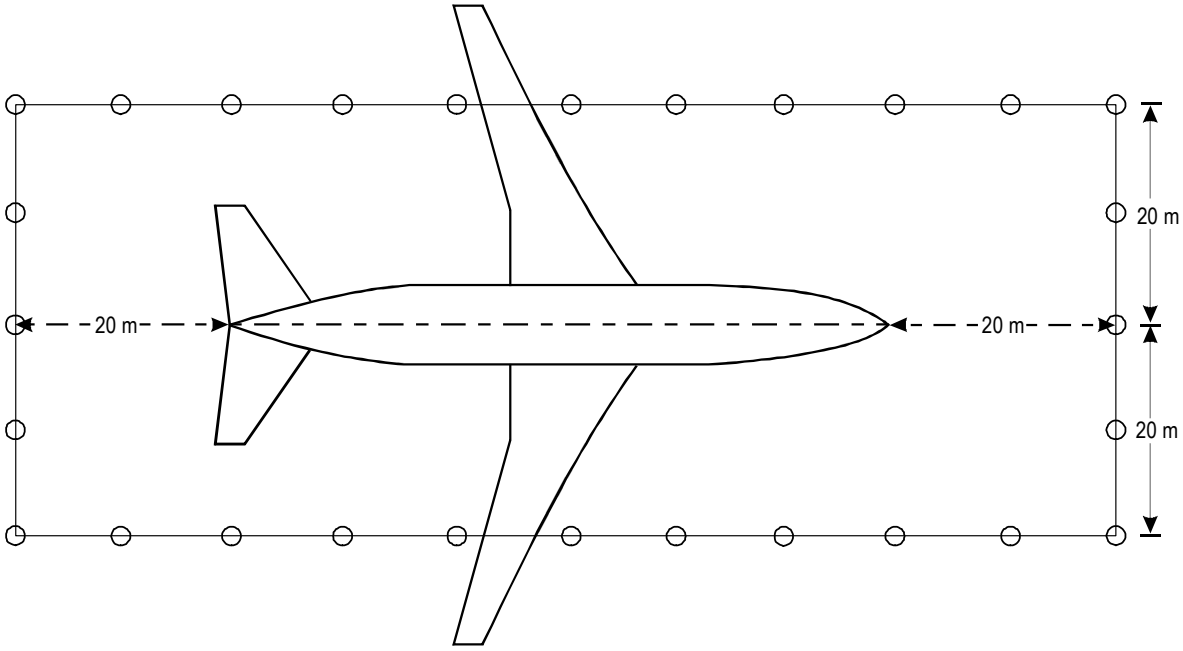


Figura C-2. Rectángulo de puntos de medición del ruido

4.5 Notificación de los datos

4.5.1 Datos de identificación

a) Emplazamiento, fecha y hora del ensayo.

b) Nombre del fabricante y modelo del APU y de los correspondientes sistemas asociados.

c) Tipo, fabricante, modelo y número de matrícula de la aeronave.

d) Vistas en planta y de perfil, según el caso, del contorno de la aeronave, indicando el emplazamiento del APU (incluso los orificios de entrada y de salida) de los equipos asociados y de todas las estaciones de medición acústica.

4.5.2 Descripción del emplazamiento de ensayo

a) Tipo y emplazamiento de las superficies en tierra.

b) Emplazamiento y número de todas las superficies reflejantes por encima del nivel del suelo, por ejemplo, edificios u otras aeronaves que haya que tener en cuenta a pesar de las precauciones indicadas en 4.2.2.

4.5.3 Datos meteorológicos *(para cada condición de ensayo)*

a) Velocidad del viento, en m/s (kt) y dirección, en grados, con relación al eje de la aeronave (0° en adelante).

b) Temperatura ambiente en °C.

c) Humedad relativa, en porcentaje.

d) Presión barométrica en hPa.

4.5.4 Datos operacionales *(para cada condición de ensayo)*

a) Número y emplazamiento de los sistemas de aire acondicionado en funcionamiento.

b) Velocidades de rotación del árbol del APU, en rpm o en porcentaje de la velocidad nominal.

c) Velocidad nominal de rotación del árbol del APU en rpm.

d) Carga sobre el árbol del APU en hp, (kW), o potencia eléctrica de salida en kVA.

e) Carga neumática en kg/min proporcionada por los APU a todos los dispositivos neumáticos de la aeronave en ensayo (calculada si fuera necesario).

f) Temperatura de los gases de escape del APU, en °C en el emplazamiento indicado en el manual de operaciones aprobado de la aeronave.

g) Modo de funcionamiento del sistema de climatización, enfriamiento o calefacción.

h) Temperatura de los conductos distribuidores de aire acondicionado, en °C.

i) Sucesos acaecidos durante el ensayo que podrían influir sobre las mediciones.

4.5.5 Instrumentos

a) Descripción somera (incluso el nombre del fabricante, el tipo o el número de modelo) de los instrumentos de medición acústica y meteorológica.

b) Descripción somera (incluso el nombre del fabricante, el tipo o el número de modelo) de los sistemas de adquisición y de tratamiento de datos.

4.5.6 Datos acústicos

a) Ruido ambiente.

b) Datos acústicos especificados en 4.4.4, con descripción del emplazamiento de los micrófonos correspondientes.

c) Lista de las normas aplicadas, descripción y justificación de cualquier diferencia con relación a estas normas.

4.6 Referencias

Normas afines para los instrumentos y los métodos de medición

1. *International Electrotechnical Vocabulary,* 2a. edición, IEC-50(08) (1960).

2. *Acoustic Standard Tuning Frequency,* ISO-16.

3. *Expression of the Physical and Subjective Magnitudes of Sound or Noise,* ISO-131 (1959).

4. *Acoustics — Preferred Reference Quantities for Acoustic Levels,* ISO DIS 1638.2.

5. *Guide to the Measurement of Acoustical Noise and Evaluation of its Effects on Man,* ISO-2204 (1973).

6. *Precision Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique,* IEC-327 (1971).

7. *Precision Method for Free Field Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique,* IEC-486 (1974).

8. *Values for the Difference between Free Field and Pressure Sensitivity Levels for One-inch Standard Condenser Microphone,* IEC-655 (1979).

9. *Simplified Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique,* IEC-402 (1972).

10. *IEC Recommendations for Sound Level Meters, International Electrotechnical Commission,* IEC 651 (1979).

11. *ISO Recommendations for Preferred Frequencies for Acoustical Measurements, International Organization for Standardization,* ISO/R266-1962(E).

12. *IEC Recommendations for Octave, Half-Octave and Third-Octave Band Filters Intended for the Analysis of Sounds and Vibrations, International Electrotechnical Commission,* IEC 225 (1966).

Nota.— Los textos y las especificaciones de estas publicaciones, en su forma enmendada, se incorporan como referencia en este adjunto.

Las publicaciones de la CEI pueden adquirirse en la dirección siguiente:

Central Office of the International
Electrotechnical Commission
3 rue de Varembé
Geneva, Switzerland

Las publicaciones de la ISO pueden adquirirse en la dirección siguiente:

International Organization for Standardization
1 rue de Varembé
Geneva, Switzerland

o en los organismos nacionales miembros de la ISO.

ADJUNTO D. DIRECTRICES PARA EVALUAR OTRO MÉTODO DE MEDICIÓN DEL RUIDO DE APROXIMACIÓN DE LOS HELICÓPTEROS

Nota.— En el procedimiento de referencia para la aproximación de la Parte II, Capítulo 8, 8.6.4 se especifica un solo ángulo de trayectoria de aproximación. Éste puede coincidir con el régimen de ruido de impetuosidad de algunos helicópteros pero no de otros. Para poder evaluar otros métodos de verificación de que se cumplen las normas de ruido, se insta a los Estados a que efectúen además las mediciones indicadas a continuación.

1. INTRODUCCIÓN

El siguiente texto de orientación ha sido preparado para los Estados que deseen obtener nueva información en la que pueda basarse la futura revisión de los procedimientos de ensayo del ruido de aproximación que figuran en el Capítulo 8.

2. PROCEDIMIENTO DE EVALUACIÓN DEL RUIDO DE APROXIMACIÓN

Al realizar estos ensayos, se cumplirán las disposiciones del Capítulo 8, salvo lo siguiente.

2.1 Puntos de referencia para la medición del ruido de aproximación

Un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado en tierra a 120 m (394 ft) verticalmente por debajo de las trayectorias de vuelo definidas en el procedimiento de referencia para la aproximación. En terreno horizontal, este punto corresponde a las posiciones siguientes:

a) 2 290 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de 3° con el plano del terreno;

b) 1 140 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de 6° con el plano del terreno;

c) 760 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de 9° con el plano del terreno.

2.2 Niveles máximos de ruido

En el punto de referencia de la trayectoria de vuelo de aproximación: se calculará el nivel de ruido obteniendo la media aritmética de los niveles de ruido corregidos en las aproximaciones de 3°, 6° y 9°.

2.3 Procedimiento de referencia para la aproximación

El procedimiento de referencia para la aproximación se establecerá como sigue:

a) el helicóptero se estabilizará y seguirá las trayectorias de aproximación de 3°, 6° y 9°;

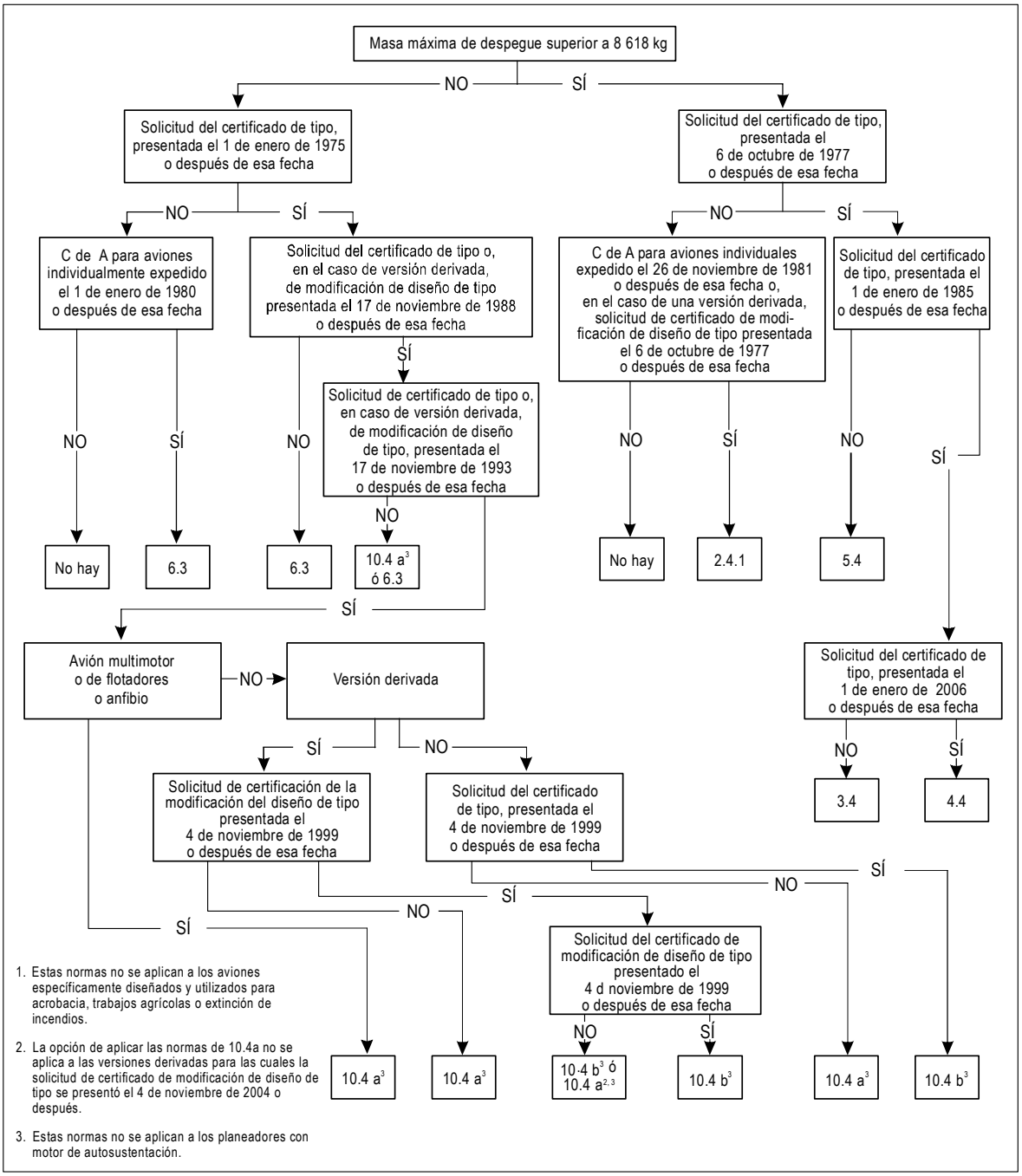
b) la aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica estabilizada que sea igual a la correspondiente al régimen óptimo de ascenso V_y, o a la mínima aprobada para la aproximación, de ambos valores el mayor, con la potencia estabilizada durante la aproximación y sobre el punto de referencia de la trayectoria de vuelo, y se mantendrá hasta la toma normal de contacto;

c) la aproximación se efectuará con la velocidad de giro del rotor estabilizada a las rpm máximas de funcionamiento normal certificadas para la aproximación;

d) se mantendrá la configuración constante de aproximación utilizada en los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad, con el tren de aterrizaje desplegado, durante todo el procedimiento de referencia para la aproximación; y

e) la masa del helicóptero, en el momento de la toma de contacto, será la masa máxima de aterrizaje en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido.

ADJUNTO E. APLICACIÓN DE LAS NORMAS DE HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA DEL ANEXO 16 PARA LOS AVIONES PROPULSADOS POR HÉLICE[1]



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

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 13.

Nota 1.— Estas directrices son aplicables a aeronaves más pesadas que el aire que pueden ser mantenidas en vuelo principalmente por reacciones del aire en dos o más rotores impulsados por motor en los ejes cuya dirección pueda cambiar desde una posición esencialmente vertical hacia la horizontal.

Nota 2.— No se tiene el objetivo de que estas directrices se apliquen a aeronaves de rotor basculante que tengan una o más configuraciones que estén certificadas solamente para aeronavegabilidad de operaciones STOL. En tales casos, probablemente se requerirían directrices distintas o complementarias.

1. APLICACIÓN

Las siguientes directrices deberían aplicarse a todas las aeronaves de rotor basculante, incluidas sus versiones derivadas, respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 13 de mayo de 1998 o después de esa fecha.

Nota.— La certificación de aeronaves de rotor basculante que sean capaces de soportar cargas externas o equipo externo debería realizarse sin tales cargas o equipo.

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 SEL y $L_{Amáx}$ según lo definido en el Apéndice 4, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice 2 correspondiente a $L_{Amáx}$.

3. PUNTOS DE REFERENCIA PARA LA MEDICIÓN DEL RUIDO

En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en la Sección 6 y con los procedimientos de ensayo de la Sección 7, la aeronave de rotor basculante no debería exceder de los niveles de ruido especificados en la Sección 4 en los siguientes puntos de referencia:

a) *Puntos de referencia para medición del ruido de despegue:*

   1) un punto de referencia de trayectoria de vuelo situado en el suelo en la vertical por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue (véase 6.2) y a una distancia de 500 m medida horizontalmente en el sentido del vuelo desde el punto en el que se inicia la transición al vuelo de ascenso en el procedimiento de referencia;

2) otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue y que estén situados en una línea que pasa por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

b) *Puntos de referencia para medición del ruido de sobrevuelo:*

1) un punto de referencia de trayectoria de vuelo situado en tierra a 150 m (492 ft) en la vertical por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (véase 6.3);

2) otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para sobrevuelo y que estén situados en una línea que pasa por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

c) *Puntos de referencia para medición del ruido de aproximación:*

1) un punto de referencia de trayectoria de vuelo situado en tierra a 120 m (394 ft) en la vertical por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación (véase 6.4). En terreno horizontal, esto corresponde a una posición a 1 140 m desde la intersección de la trayectoria de aproximación de 6,0º con el plano del terreno;

2) otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación y que estén situados en una línea que pasa por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

4. NIVELES MÁXIMOS DE RUIDO

Para aeronaves de rotor basculante especificadas en la Sección 1, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice 2 para helicópteros, no debería exceder de los siguientes valores:

a) *En el punto de referencia de la trayectoria de vuelo de despegue:* 109 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuya masa máxima certificada de despegue a la cual se solicita la homologación acústica sea igual o superior a 80 000 kg valor que disminuirá linealmente con el logaritmo de la masa de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble de la masa de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

b) *En el punto de referencia de la trayectoria de sobrevuelo:* 108 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuya masa máxima certificada de despegue a la cual se solicita la homologación acústica sea igual o superior a 80 000 kg valor que disminuirá linealmente con el logaritmo de la masa de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble de la masa de 88 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

Nota 1.— Para las aeronaves de rotor basculante en modo de avión, no se especifica ningún nivel máximo de ruido.

Nota 2.— El modo VTOL/conversión es para todas las configuraciones aprobadas y modos de vuelo en los que la velocidad del rotor de funcionamiento por diseño es la utilizada para operaciones en vuelo estacionario.

c) *En el punto de referencia de la trayectoria de vuelo de aproximación:* 110 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuya masa máxima certificada de despegue a la cual se solicita la homologación acústica sea igual o superior a 80 000 kg valor que disminuirá linealmente con el logaritmo de la masa de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble de la masa de 90 EPNdB después de lo cual el límite se mantendrá constante.

Nota.— Las ecuaciones para el cálculo de los niveles de ruido en función de la masa de despegue presentadas en la Sección 8 del Adjunto A, para las condiciones descritas en el Capítulo 8, están en consonancia con los niveles máximos de ruido definidos en estas directrices.

5. COMPENSACIONES

Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

a) la suma de los excesos no debería ser superior a 4 EPNdB;

b) todo exceso en un solo punto no debería ser superior a 3 EPNdB; y

c) los excesos deberían compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

6. PROCEDIMIENTOS DE REFERENCIA PARA HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

6.1 Condiciones generales

6.1.1 En los procedimientos de referencia deberían cumplirse los requisitos apropiados de aeronavegabilidad.

6.1.2 Los procedimientos de referencia y las trayectorias de vuelo deberían ser aprobados por la autoridad de certificación.

6.1.3 Salvo en las condiciones especificadas en 6.1.4, los procedimientos de referencia para el despegue, el sobrevuelo y la aproximación deberían ser los definidos en 6.2, 6.3 y 6.4, respectivamente.

6.1.4 Cuando el solicitante demuestre que las características de diseño de la aeronave de rotor basculante impedirían que el vuelo se realice de conformidad con 6.2, 6.3 ó 6.4, los procedimientos de referencia deberían:

a) apartarse de los procedimientos de referencia definidos en 6.2, 6.3 ó 6.4 solamente en la amplitud requerida por aquellas características de diseño que imposibilitan el cumplimiento de los procedimientos de referencia; y

b) ser aprobados por la autoridad de certificación.

6.1.5 Deberían establecerse procedimientos de referencia en las siguientes condiciones atmosféricas de referencia:

a) presión atmosférica al nivel del mar de 1 013,25 hPa;

b) temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir ISA + 10°C;

c) humedad relativa del 70%; y

d) sin viento.

6.1.6 En 6.2 d), 6.3 d) y 6.4 c), deberían adoptarse las rpm máximas de funcionamiento normal como velocidad máxima del rotor para cada procedimiento de referencia correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el fabricante y aprobado por la autoridad de certificación. Cuando se especifique un valor de tolerancia para la velocidad máxima del rotor, debería tomarse como velocidad máxima normal del rotor en funcionamiento la velocidad máxima del

rotor respecto a la cual se indica tal tolerancia. Si la velocidad del rotor está automáticamente enlazada a las condiciones de vuelo, debería utilizarse la máxima velocidad del rotor en condiciones normales de funcionamiento correspondiente a la condición de vuelo de referencia durante el procedimiento de homologación acústica. Si puede modificarse por intervención del piloto la velocidad del rotor, debería utilizarse la máxima velocidad normal de funcionamiento del rotor especificada en la sección de limitaciones del manual de vuelo para las condiciones de referencia durante el procedimiento de homologación acústica.

6.2 Procedimiento de referencia para el despegue

El procedimiento de vuelo de referencia para el despegue debería establecerse como sigue:

a) debería mantenerse durante todo el procedimiento de referencia para el despegue una configuración de despegue constante, incluido el ángulo de la barquilla, seleccionados por el solicitante;

b) la aeronave de rotor basculante debería estabilizarse a la potencia máxima de despegue correspondiente a la potencia mínima disponible según la especificación de los motores instalados en las condiciones ambientales de referencia o con límite de torsión en la caja de engranajes de ambos valores el menor, y a lo largo de una trayectoria que empieza en el punto situado a 500 m por delante del punto de referencia de trayectoria de despegue a 20 m (65 ft) por encima del suelo;

c) debería mantenerse durante todo el procedimiento de referencia para el despegue el ángulo de la barquilla y la correspondiente velocidad vertical óptima de ascenso o la ínfima velocidad aprobada para el ascenso después del despegue, de ambos valores el mayor;

d) debería realizarse el ascenso continuo con la velocidad del rotor estabilizada a las rpm de funcionamiento normal máximas certificadas para el despegue;

e) la masa de la aeronave de rotor basculante debería ser la masa máxima de despegue a la cual se solicita la homologación acústica; y

f) se define la trayectoria de referencia para el despegue como un tramo en línea recta inclinado desde el punto inicial [500 m antes del punto de medición del ruido central y a 20 m (65 ft) por encima del nivel del suelo] a un ángulo definido por la velocidad vertical óptima de ascenso (BRC) y la velocidad vertical óptima de ascenso correspondiente al ángulo de la barquilla seleccionado y para rendimiento del motor de especificación mínima.

6.3 Procedimiento de referencia para el sobrevuelo

El procedimiento de vuelo de referencia para el sobrevuelo debería establecerse como sigue:

a) la aeronave de rotor basculante debería estabilizarse en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de trayectoria de vuelo a una altura de 150 m (492 ft);

b) debería mantenerse durante todos los procedimientos de referencia para sobrevuelo la configuración constante seleccionada por el solicitante;

c) la masa de la aeronave de rotor basculante debería ser la masa máxima de despegue a la cual se solicita la homologación acústica; y

d) en el modo VTOL/conversión, deberían mantenerse durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo el ángulo de la barquilla en el punto de funcionamiento fijo autorizado que esté más cerca del ángulo mínimo de la barquilla certificado para velocidad aerodinámica igual a cero, una velocidad de $0{,}9V_{CON}$ y una velocidad estabilizada del rotor a las rpm máximas normales de funcionamiento certificadas para vuelo horizontal;

Nota.— Para fines de homologación acústica, se define V_{CON} como la velocidad máxima autorizada para modo VTOL/conversión a un ángulo especificado de la barquilla.

e) en el modo de avión, deberían mantenerse las barquillas en la posición de descenso-parada durante todo el procedimiento de referencia para sobrevuelo, con:

1) la velocidad de rotor estabilizada a las rpm correspondientes al modo VTOL/conversión y a una velocidad de $0{,}9V_{CON}$; y

2) velocidad del rotor estabilizada a las rpm de crucero normales correspondientes al modo de avión y a la correspondiente $0{,}9V_{MCP}$ o $0{,}9V_{MO}$, de ambos valores el menor, certificadas para vuelo horizontal.

Nota 1.— Para fines de homologación acústica, se define V_{MCP} como la velocidad aerodinámica máxima límite de funcionamiento, para modo de avión correspondiente a la mínima con motor instalado, a la potencia máxima continua (MCP) disponible, a la presión al nivel del mar (1 013,25 hPa), en las condiciones de temperatura ambiente de 25°C a la masa máxima certificada pertinente; y V_{MO} como la velocidad aerodinámica máxima límite de funcionamiento (MO) que no puede ser deliberadamente excedida.

Nota 2.— Deberían indicarse en el manual de vuelo aprobado los valores de V_{CON} y V_{MCP} o V_{MO} utilizados para la homologación acústica.

6.4 Procedimiento de referencia para la aproximación

El procedimiento de vuelo de referencia para la aproximación debería establecerse como sigue:

a) la aeronave de rotor basculante debería estabilizarse y seguir una trayectoria de aproximación de 6,0º;

b) la aproximación debería realizarse en una configuración aprobada para aeronavegabilidad en la cual se produce el ruido máximo a una velocidad aerodinámica estabilizada, igual a la velocidad vertical de ascenso óptima correspondiente al ángulo de barquilla o a la velocidad aerodinámica aprobada mínima para la aproximación, de ambos valores el mayor, y con la potencia estabilizada durante la aproximación y por encima del punto de referencia de trayectoria de despegue y mantenerse hasta la toma de contacto normal;

c) la aproximación debería realizarse con la velocidad del rotor estabilizada a las rpm máximas normales de funcionamiento certificadas para la aproximación;

d) debería mantenerse durante todo el procedimiento de referencia para la aproximación la configuración de aproximación constante utilizada en los ensayos de certificación de la aeronavegabilidad, con el tren de aterrizaje desplegado; y

e) la masa de la aeronave de rotor basculante en el punto de toma de contacto debería ser la masa máxima de aterrizaje a la cual se solicita la homologación acústica.

7. PROCEDIMIENTOS DE ENSAYO

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

7.2 Deberían realizarse los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido y tramitarse de una forma aprobada para obtener la medición de evaluación del ruido designada en la Sección 2.

7.3 Las condiciones de ensayo y los procedimientos deberían ser similares a las condiciones y procedimientos de referencia o deberían ajustarse los datos acústicos mediante los métodos esbozados en el Apéndice 2 para helicópteros, las condiciones de referencia y los procedimientos especificados en este adjunto.

7.4 Los ajustes correspondientes a diferencias entre los procedimientos de ensayo y de vuelo de referencia no deberían exceder:

a) para el despegue en 4,0 EPNdB, de los cuales la suma aritmética de delta 1 y del término $-7{,}5 \log (QK/Q_rK_r)$ de delta 2 no deberían en total exceder de 2,0 EPNdB; y

b) para el sobrevuelo o la aproximación en 2,0 EPNdB.

7.5 Durante el ensayo las rpm del rotor no deberían en promedio variar de las rpm máximas de funcionamiento normal en más de ±1,0% durante el tiempo de disminución de 10 dB.

7.6 La velocidad aerodinámica de la aeronave de rotor basculante no debería apartarse de la velocidad aerodinámica de referencia apropiada a la demostración del vuelo, en más de ±9 km/h (5 kt) durante todo el período de tiempo de disminución de 10 dB.

7.7 El número de sobrevuelos horizontales realizado con el componente del viento de frente debería ser igual al número de sobrevuelos horizontales realizados con el componente de viento de cola.

7.8 La aeronave de rotor basculante debería volar en un entorno de ±10º o ±20 m, de ambos valor el mayor, respecto a la vertical por encima de la derrota de referencia en todo el período de disminución de 10 dB (véase la Figura 8-1 de la Parte II, Capítulo 8).

7.9 La altura de la aeronave de rotor basculante no debería apartarse, durante el sobrevuelo, de la altura de referencia en el punto de sobrevuelo en ±9 m (30 ft).

7.10 Durante la demostración del ruido de aproximación, debería establecerse la aeronave de rotor basculante en una configuración de aproximación a velocidad constante estabilizada dentro del espacio aéreo comprendido entre los ángulos de aproximación de 5,5º y de 6,5º

7.11 Deberían 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, debería completarse por lo menos un ensayo a la masa máxima certificada o a un valor superior.

———————

ADJUNTO G. DIRECTRICES PARA LA ADMINISTRACIÓN DE LA DOCUMENTACIÓN DE HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

Nota.— Véase la Parte II, Capítulo 1.

1. INTRODUCCIÓN

La información que sigue está dirigida a los Estados que desean más orientación sobre la administración de la documentación de homologación acústica. El objetivo perseguido no es aplicar estas directrices retroactivamente, pero los Estados pueden aplicar en forma retroactiva los formatos propuestos, si así lo desean.

2. DOCUMENTACIÓN DE HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA

2.1 Información requerida

2.1.1 En el Capítulo 1, 1.5, se especifica qué información deberá incluirse, como mínimo, en la documentación de homologación acústica. En los párrafos que siguen se proporciona más información sobre estos datos. Cabe señalar que todos los datos deben estar numerados de conformidad con la Parte II, Capítulo 1, 1.5 y 1.6 empleando la numeración arábiga, a fin de facilitar el acceso a la información cuando se expida documentación de homologación acústica en un idioma extranjero para el usuario de la información. Algunos datos corresponden a ciertos capítulos únicamente; en estos casos se indican los capítulos pertinentes.

2.1.2 *Dato 1. Nombre del Estado*

Nombre del Estado que expide la documentación de homologación acústica. Este dato debería corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

2.1.3 *Dato 2. Título del documento de homologación acústica*

Como se explica en la Sección 2.3, pueden expedirse varios tipos diferentes de documentos, dependiendo del sistema administrativo para la utilización de la documentación de homologación acústica. El sistema escogido determinará el nombre de los documentos, por ejemplo “certificado de homologación acústica”, “documento de homologación acústica” u otra designación que el Estado de matrícula emplee en su sistema administrativo.

2.1.4 *Dato 3. Número del documento*

Número único, expedido por el Estado de matrícula, que identifica este documento en su administración. Este número facilitará las consultas con respecto al documento.

2.1.5 *Dato 4. Marca de nacionalidad o marca común y marcas de matrícula*

Marca de nacionalidad o marca común y marcas de matrícula expedidas por el Estado de matrícula de conformidad con el Anexo 7. Este dato debería corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

2.1.6 *Dato 5. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante*

Tipo y modelo de la aeronave de que se trata. Este dato debería corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

2.1.7 *Dato 6. Número de serie de la aeronave*

Número de serie de la aeronave dado por el fabricante de la misma. Este dato debería corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

2.1.8 *Dato 7. Fabricante, tipo y modelo de motor*

Designación de los motores instalados para fines de identificación y verificación de la configuración de la aeronave; debería contener el tipo y modelo de los motores de que se trate. La designación debería hacerse de acuerdo con el certificado de tipo o el certificado de tipo suplementario para los motores de que se trate.

2.1.9 *Dato 8. Tipo y modelo de hélice para los aviones propulsados por hélice*

Designación de las hélices instaladas para fines de identificación y verificación de la configuración de la aeronave; debería contener el tipo y modelo de las hélices de que se trate. La designación debería hacerse de acuerdo con el certificado de tipo o el certificado de tipo suplementario para las hélices de que se trate. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aviones propulsados por hélice.

2.1.10 *Dato 9. Masa máxima de despegue y unidad*

Masa máxima de despegue, en kilogramos, correspondiente a los niveles de ruido homologados de la aeronave. La unidad (kg) debería especificarse explícitamente a fin de evitar interpretaciones erróneas. Si la unidad primaria de masa para el Estado de diseño de la aeronave no es el kilogramo, el factor de conversión empleado debería ser acorde con el Anexo 5.

2.1.11 *Dato 10. Masa máxima de aterrizaje y unidad para los certificados expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12*

Masa máxima de aterrizaje, en kilogramos, correspondiente a los niveles de ruido homologados de la aeronave. La unidad (kg) debería especificarse explícitamente a fin de evitar interpretaciones erróneas. Si la unidad primaria de masa para el Estado de diseño de la aeronave no es el kilogramo, el factor de conversión empleado debería ser acorde con el Anexo 5. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica expedida de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12.

2.1.12 *Dato 11. Capítulo y párrafo del Anexo 16, Volumen I, de conformidad con el cual se concede la homologación a la aeronave*

Capítulo del Anexo 16, Volumen I, de acuerdo con el cual la aeronave de que se trata ha recibido la homologación acústica. Para los Capítulos 2, 8, 10 y 11, debería incluirse también la sección que especifica los límites de ruido.

2.1.13 *Dato 12. Modificaciones adicionales incorporadas con el fin de cumplir las normas de homologación acústica aplicables*

Esta información debería incluir, como mínimo, todas las modificaciones adicionales a la aeronave básica según los datos 5, 7 y 8 que son indispensables a fin de cumplir los requisitos de este Anexo y según los cuales se homologa la aeronave como se indica en el dato 11. Otras modificaciones que no son indispensables para cumplir los requisitos de dicho capítulo, pero que son necesarias para alcanzar los niveles de ruido homologados que se indican, también pueden incluirse a

discreción de la autoridad de certificación. Las modificaciones adicionales deberían indicarse empleando referencias inequívocas, tales como los números de certificado de tipo suplementario (STC), números de piezas únicas o designadores de tipo o modelo dados por el fabricante de la modificación.

2.1.14 *Dato 13. Nivel de ruido lateral a plena potencia en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12*

El nivel de ruido lateral a plena potencia definido en el capítulo pertinente. Debería especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado debería redondearse al décimo de dB más próximo. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aeronaves homologadas de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12.

2.1.15 *Dato 14. Nivel de ruido de aproximación en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5, 8 y 12*

El nivel de ruido de aproximación definido en el capítulo pertinente. Debería especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado debería redondearse al décimo de dB más próximo. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aeronaves homologadas de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5, 8 y 12.

2.1.16 *Dato 15. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12*

El nivel de ruido de sobrevuelo definido en el capítulo pertinente. Debería especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado debería redondearse al décimo de dB más próximo. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aeronaves homologadas de conformidad con los Capítulos 2, 3, 4, 5 y 12.

2.1.17 *Dato 16. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 6, 8 y 11*

El nivel de ruido de sobrevuelo definido en el capítulo pertinente. Debería especificarse la unidad [p. ej., EPNdB o dB(A)] del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado debería redondearse al décimo de dB más próximo. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aeronaves homologadas de conformidad con los Capítulos 6, 8 y 11.

2.1.18 *Dato 17. Nivel de ruido de despegue en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los Capítulos 8 y 10*

El nivel de ruido de despegue definido en el capítulo pertinente. Debería especificarse la unidad [p. ej., EPNdB o dB(A)] del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado debería redondearse al décimo de dB más próximo. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica para aeronaves homologadas de conformidad con los Capítulos 8 y 10.

2.1.19 *Dato 18. Declaración de cumplimiento, incluyendo la referencia al Anexo 16, Volumen I*

Declaración de que la aeronave de que se trata cumple los requisitos acústicos aplicables. Debería hacerse referencia al Volumen I del Anexo 16. Además, debería hacerse referencia a los requisitos acústicos nacionales.

2.1.20 *Dato 19. Fecha de expedición del documento de homologación acústica*

Fecha en que se expide el documento de homologación acústica.

2.1.21 *Dato 20. Firma del funcionario que expide el documento de homologación acústica*

Firma del funcionario que expide el documento de homologación acústica. Pueden agregarse otros elementos de información tales como un sello o un timbre.

2.2 Información adicional

2.2.1 Los Estados pueden decidir agregar información adicional a la documentación de homologación acústica, a su propia discreción. Sin embargo, debería procederse con cautela para garantizar que la información proporcionada no se confunda con los niveles oficiales de homologación acústica. En particular, los niveles de ruido tomados en condiciones diferentes de las condiciones de homologación acústica deberían indicarse claramente como información complementaria. La información adicional debe incluirse en la casilla de "observaciones" o en casillas independientes. Estas casillas *no* deberían estar numeradas a fin de evitar la numeración que no está normalizada y permitir futuras modificaciones al sistema de numeración. Las casillas deberían contener una descripción adecuada de la información adicional que se provee. En 2.2.2 a 2.2.7 figuran ejemplos de información adicional posible.

2.2.2 *Logotipo y nombre de la autoridad de certificación*

A fin de facilitar el reconocimiento de la autoridad de certificación pueden agregarse el logotipo o símbolo y el nombre de dicha autoridad.

2.2.3 *Límites de ruido*

Si se agregan, los límites de ruido deberían indicarse de acuerdo con los requisitos acústicos de que se trate y deberían citarse, redondeados al décimo más cercano de decibel, en la unidad apropiada. Si los requisitos acústicos nacionales emplean límites diferentes (más o menos estrictos), esto debería indicarse claramente y, a fin de evitar confusión, deberían indicarse también los límites de la OACI.

2.2.4 *Idioma*

Los Estados que publiquen su documentación de homologación acústica en un idioma que no sea el inglés deberían proporcionar una traducción al inglés, de acuerdo con el Anexo 6.

2.2.5 *Referencias a los requisitos nacionales*

Las referencias a los requisitos nacionales pueden combinarse con el dato 18 o pueden agregarse como un dato separado.

2.2.6 *Otras modificaciones de las aeronaves*

A discreción del Estado de matrícula pueden indicarse otras modificaciones del modelo básico de la aeronave, como se especifica en los datos 5 y 7 a 10 a fin de ayudar a identificar la configuración acústica. Cabe señalar que toda modificación que sea necesaria para cumplir con las normas respecto a las cuales se expide un documento debería notificarse en el marco del dato 12.

2.2.7 *Fecha de vencimiento*

Si el Estado de matrícula limita la validez de la documentación de homologación acústica, ésta debería incluir la fecha de vencimiento.

2.3 Formatos para la documentación de homologación acústica

2.3.1 Dada la amplia variedad de requisitos administrativos de los sistemas de documentación de homologación acústica, se prevén tres opciones normalizadas:

1) un certificado de homologación acústica independiente en el que todos los requisitos de información obligatoria establecidos en el Anexo 16, Volumen I, figuran en un solo documento;

2) dos documentos complementarios, de los cuales uno puede ser el manual de vuelo del avión (AFM) o el manual de operación de la aeronave (AOM);

3) tres documentos complementarios.

2.3.2 *Opción 1. Un documento*

La primera opción es un sistema administrativo en el que el documento que acredita la homologación acústica es un certificado de homologación independiente que contiene todos los datos indicados en la Parte II, Capítulo 1, 1.5. En la Figura G-1 se proporciona un formato normalizado. Los Estados que emplean este formato podrán apartarse del mismo cuando necesiten cumplir requisitos nacionales o incluir datos adicionales. Sin embargo, en general debería ser similar al de la Figura G-1. Cabe señalar que no todos los datos se mencionarán en todos los certificados de homologación acústica. Por ejemplo, en un certificado no se mencionarán todos los datos 13 a 17, puesto que no todos se aplican a cada capítulo. Normalmente, se expedirá y será válido al mismo tiempo un certificado por número de serie de aeronave. Si un certificado de homologación acústica ha perdido su validez, dicho certificado debería suspenderse o revocarse a fin de evitar la situación en que estén vigentes más de un certificado por aeronave. Si se han expedido varios documentos para esta opción, debería resultar fácil determinar qué documento es aplicable en un momento determinado.

2.3.3 *Opción 2. Dos documentos complementarios*

2.3.3.1 La segunda opción es un sistema administrativo que consiste en dos documentos, y en el que el primer documento oficial acredita la homologación acústica, pero se limita a la identificación de la aeronave y a la declaración de cumplimiento, y contiene únicamente los datos 1 a 6 y los datos 18 a 20 descritos en 2.1. Esto puede hacerse en la forma de un certificado de homologación (limitado) o en la forma de un certificado de aeronavegabilidad para los Estados que incluyen los requisitos acústicos entre sus requisitos de aeronavegabilidad. En este último caso, no es necesaria la información del dato 18 (declaración de cumplimiento con referencia al Anexo 16), puesto que el cumplimiento está implícito. La numeración de los datos del certificado de aeronavegabilidad se ajustará a lo prescrito en el Anexo 8. En estos casos, los datos restantes de 2.1 deberían transferirse a un documento de homologación acústica normalizado complementario, por lo general una página del AFM o del AOM autenticada por el Estado de matrícula, cuyo formato puede ser muy similar al del certificado de homologación acústica descrito en 2.3.2. Por lo tanto, el formato indicado en la Figura G-1 puede servir también como formato estándar para el documento complementario, aunque algunos datos no sean necesarios.

2.3.3.2 Normalmente, debería expedirse únicamente un conjunto de estos dos documentos para cada aeronave. Si un documento de homologación acústica ha perdido validez, el mismo debería suspenderse o revocarse. Si se han expedido varios documentos en el marco de esta opción, de la documentación debería surgir obviamente qué documento es aplicable en un momento dado.

2.3.4 *Opción 3. Tres documentos complementarios*

2.3.4.1 La tercera opción es un sistema administrativo que consiste en tres documentos, de los cuales el primer documento oficial es idéntico al primer documento de la opción 2, 2.3.3.1. Dicha opción acredita la homologación acústica y, por lo tanto, se limita a la identificación de la aeronave y a la declaración de cumplimiento, conteniendo únicamente los datos 1 a 6 y 18 a 20 de 2.1. Esto puede hacerse en la forma de un certificado de homologación acústica o de un certificado de aeronavegabilidad para los Estados que incluyen los requisitos acústicos entre sus requisitos de aeronavegabilidad (con la misma observación que en la segunda opción). Los datos de 2.1 que restan deberían transferirse al segundo y tercer documentos complementarios de homologación acústica.

2.3.4.2 El segundo documento, presentado generalmente como una página (o un conjunto de páginas) del AFM o del AOM, autenticado por el Estado de matrícula, indica todas las configuraciones explotadas o que se prevé explotar, en la flota de aeronaves, desde la fecha en que se expidió la página. La flota está compuesta de todas las aeronaves que se explotan con el mismo manual de vuelo. El formato de la información puede ser muy similar al formato del certificado de homologación acústica descrito en 2.3.2, correspondiendo toda la información a una configuración dada que comprende los datos 5 y 7 a 17. Cada lista de parámetros que corresponde a una configuración dada se identifica mediante un “número de configuración”, por ejemplo “x”. Por lo tanto, el formato que se presenta en la Figura G-1 puede servir también para esos datos, agregándose el número de configuración.

2.3.4.3 El tercer documento dentro de esta opción se expide de acuerdo con un procedimiento reglamentario nacional. En este documento se declara que una aeronave con un número de serie dado ha realizado operaciones en el número de configuración “x” desde la fecha de expedición de este tercer documento. Si se han expedido varios documentos para esta opción, de la documentación debería surgir obviamente qué documento es aplicable en un momento dado.

<table>
<tr><td>Para uso del Estado de matrícula</td><td colspan="3">1. <Estado de matrícula></td><td>3. Número de documento:</td></tr>
<tr><td colspan="5">2. CERTIFICADO DE HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA</td></tr>
<tr><td>4. Marcas de nacionalidad y de matrícula:</td><td colspan="3">5. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante:</td><td>6. Número de serie de la aeronave:</td></tr>
<tr><td colspan="2">7. Motor:</td><td colspan="3">8. Hélice:*</td></tr>
<tr><td>9. Masa máxima de despegue:
kg</td><td colspan="2">10. Masa máxima de aterrizaje:*
kg</td><td colspan="2">11. Norma de homologación acústica:</td></tr>
<tr><td colspan="5">12. Modificaciones adicionales incorporadas a fin de cumplir las normas de homologación acústica aplicables:</td></tr>
<tr><td>13. Nivel de ruido lateral a plena potencia:*</td><td>14. Nivel de ruido de aproximación:*</td><td>15. Nivel de ruido de sobrevuelo:*</td><td>16. Nivel de ruido de sobrevuelo:*</td><td>17. Nivel de ruido de despegue:*</td></tr>
<tr><td colspan="5">Observaciones:</td></tr>
<tr><td colspan="5">18. El presente certificado de homologación acústica se expide de conformidad con el Volumen I del Anexo 16 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional, con respecto a la aeronave mencionada antes, que se considera que cumple con la norma acústica mencionada cuando se la mantiene y explota de conformidad con los requisitos y restricciones de las operaciones pertinentes.

19. Fecha de expedición …… 20. Firma ……</td></tr>
</table>

* Estas casillas pueden omitirse, dependiendo de la norma de homologación acústica.

Figura G-1. Certificado de homologación acústica

ADJUNTO H. DIRECTRICES PARA OBTENER DATOS DEL RUIDO DE HELICÓPTEROS PARA FINES DE PLANIFICACIÓN DE LA UTILIZACIÓN DEL TERRENO

1. INTRODUCCIÓN

El texto de orientación que sigue ha sido preparado para los Estados que deseen emplear datos para la homologación acústica, o datos de la prueba suplementaria opcional, para fines de planificación de la utilización del terreno. El objetivo de este texto de orientación es facilitar la obtención de datos apropiados para la predicción de curvas de exposición al ruido de los helicópteros y la elaboración de procedimientos operacionales para la atenuación del ruido en los helipuertos.

2. PROCEDIMIENTOS RELATIVOS A LA RECOPILACIÓN DE LOS DATOS

2.1 Los datos apropiados para fines de planificación de la utilización del terreno pueden obtenerse directamente de los datos para la homologación acústica del Capítulo 8. Los solicitantes que se rijan por el Capítulo 8 pueden optar por obtener datos apropiados para fines de planificación de la utilización del terreno por medio de otros procedimientos de despegue, aproximación y sobrevuelo definidos por el solicitante y aprobados por la autoridad encargada de la homologación. Los procedimientos de sobrevuelo alternativos deberían llevarse a cabo por encima del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, a una altura de 150 m. Además, los solicitantes pueden optar por proporcionar datos en emplazamientos de micrófono adicionales.

2.2 Los datos de homologación acústica del Capítulo 11 pueden proporcionarse para fines de planificación de la utilización del terreno. Los solicitantes que se rijan por el Capítulo 11 pueden optar por proporcionar datos obtenidos por medio de procedimientos de sobrevuelo alternativos a 150 m por encima del nivel del terreno. Al obtener datos para fines de planificación de la utilización del terreno, los solicitantes que se rijan por el Capítulo 11 deberían considerar, para la obtención de los datos, el uso de dos micrófonos adicionales dispuestos simétricamente a 150 m a cada lado de la trayectoria de vuelo o mediante procedimientos adicionales de despegue y aproximación definidos por el solicitante y aprobados por la autoridad encargada de la homologación. Además, los solicitantes pueden optar por proporcionar datos en emplazamientos de micrófono adicionales.

2.3 Todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno deberían corregirse de conformidad con las condiciones de referencia apropiadas mediante los procedimientos aprobados del Capítulo 8 y del Capítulo 11 o, para procedimientos de vuelo alternativos, mediante procedimientos de corrección apropiados aprobados por la autoridad encargada de la homologación.

3. NOTIFICACIÓN DE LOS DATOS

3.1 Todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno deberían someterse a la aprobación de la autoridad encargada de la homologación. Los datos aprobados y los correspondientes procedimientos de vuelo deberían presentarse como información suplementaria en el manual de vuelo de helicópteros.

3.2 Se recomienda que todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno se presenten con relación al nivel medio de exposición al ruido (L_{AE}), definido en el Apéndice 4 de este volumen, para puntos de medición de la línea lateral izquierda, central y lateral derecha, definidos con relación a la dirección del vuelo para cada prueba. También pueden proporcionarse datos adicionales en otras mediciones de ruido y deberían obtenerse de un modo compatible con el procedimiento prescrito de análisis de homologación acústica.

— FIN —

ISBN 978-92-9231-850-5