



# CIRCULAR OBLIGATORIA

**CO AV-036/23**

“Que establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves.”

04 de mayo de 2023.

*[Handwritten signature]*  
*[Handwritten initials]*  
*[Handwritten initials]*

## CIRCULAR OBLIGATORIA

**QUE ESTABLECE LOS LÍMITES MÁXIMOS PERMISIBLES DE RUIDO PRODUCIDOS POR LAS AERONAVES.****1. OBJETIVO.**

El objetivo de la presente Circular Obligatoria es establecer los límites máximos permisibles de ruido, generados por las aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas y helicópteros, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites.

**1 BIS. FUNDAMENTO LEGAL.**

La presente Circular Obligatoria se emite con fundamento en los Artículos 1, 14, 16, 17, 18, 26 y 36, fracciones I, IV y XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 4 de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo; 1, 2 fracción XV, 4, 6, fracciones I, III Bis, V, XI, XIX y último párrafo, 76 y 76 Bis de la Ley de Aviación Civil; 34, fracción II, 126, fracción VI, 131, fracción I, 147, 148 y 150 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil; 10., 10 fracciones V y XXIV, y 37 del Reglamento Interior de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes; 1, 3 fracciones III, IV y XLVI, 4 y Cuarto Transitorio del Decreto por el que se crea el órgano administrativo desconcentrado de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, denominado Agencia Federal de Aviación Civil, publicado en el Diario Oficial de la Federación el 16 de octubre de 2019, y los lineamientos señalados en la Circular de Asesoramiento CA-DET- 01/22 RI que establece los lineamientos para la elaboración y publicación de disposiciones técnico administrativas a cargo de la Agencia Federal de Aviación Civil, se emite la presente Circular Obligatoria.

**1 TER. APLICABILIDAD.**

La presente Circular Obligatoria es aplicable a todos los concesionarios, permisionarios u operadores aéreos nacionales o extranjeros que operen o pretendan operar dentro de la República Mexicana y el espacio aéreo bajo la jurisdicción del Estado Mexicano. Asimismo, aplica para toda entidad responsable del diseño del tipo de la aeronave, que pretenda obtener el certificado de homologación de ruido de la aeronave.

El campo de aplicación de la presente Circular Obligatoria exceptúa a:

- Las aeronaves que realicen operaciones de sobrevuelo dentro del espacio aéreo bajo jurisdicción del Estado Mexicano, salvo que se especifique en su plan operacional de vuelo un aeródromo civil alterno dentro de la República Mexicana;
- Las aeronaves pertenecientes o en posesión de permisionarios u operadores aéreos extranjeros que pretendan entrar o salir de territorio nacional para efectos de mantenimiento en vuelos ferry (sin pasajeros, carga o correo); y
- Las aeronaves destinadas para actividades agrícolas y de extinción de incendios forestales.

**2. DEFINICIONES Y ABREVIATURAS.**

Para los efectos de la presente Circular Obligatoria, se consideran las siguientes definiciones y abreviaturas:

**2.1. 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.

**2.2. Aeronave de despegue vertical:** Aeronave más pesada que el aire capaz de realizar despegues y aterrizajes verticales y vuelos de baja velocidad, la cual depende principalmente de dispositivos de sustentación por motor o del empuje del motor para sustentarse durante estos regímenes de vuelo, así como de un plano o planos aerodinámicos no giratorios para sustentarse durante vuelos horizontales.

**2.3. Aeronave de rotor basculante:** Aeronave de despegue vertical capaz de realizar despegues y aterrizajes verticales y vuelo sostenido a baja velocidad, que depende principalmente de rotores de motor montados en barquillas basculares para la sustentación durante esos regímenes de vuelo y de perfiles alares no giratorios para la sustentación durante vuelos de alta velocidad.

**2.4. Aeronave de ala fija de reacción subsónica:** Avión incapaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.

- 2.5. Aeronave de ala fija de reacción supersónica:** Avión capaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.
- 2.6. Aeropuerto:** Aeródromo civil de servicio público, que cuenta con las instalaciones y servicios adecuados para la recepción y despacho de aeronaves.
- 2.7. 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.
- 2.8. Agencia Federal de Aviación Civil:** Órgano administrativo desconcentrado de la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes, con autonomía técnica, operativa y administrativa, Autoridad de Aviación Civil del Estado Mexicano.
- 2.9. Certificación de homologación de ruido:** Proceso por el cual la Agencia Federal de Aviación Civil concederá el certificado de homologación de ruido a toda aeronave con matrícula mexicana al servicio de un concesionario, permisionario, operador aéreo o Entidad Responsable del Diseño con base en pruebas documentales (soporte técnico) de que la aeronave cumple con los requisitos y/o especificaciones establecidas en la presente Circular Obligatoria.
- 2.10. Certificación de rehomologación de ruido:** Proceso de homologación de una aeronave con o sin revisión de sus niveles de homologación de ruido, respecto a una especificación distinta de aquella con la que fue originalmente homologada.
- 2.11. 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.
- 2.12. Convalidación de homologación de ruido:** Proceso por el cual la Agencia Federal de Aviación Civil reconocerá como válida la homologación de ruido de la aeronave con matrícula nacional al servicio de un concesionario, permisionario u operador aéreo, emitida por una Autoridad de Aviación Civil Extranjera, siempre que los requisitos y/o especificaciones con los cuales se haya concedido la homologación sean por lo menos iguales a los establecidos en la presente Circular Obligatoria.
- 2.13. dB:** Decibel.
- 2.14. Entidad responsable del diseño tipo de la aeronave:** Organismo titular del Certificado de Tipo de la aeronave.
- 2.15. Estado de diseño:** Estado que tiene jurisdicción sobre la entidad responsable del diseño tipo.
- 2.16. EPNdB:** Nivel efectivo de ruido percibido en dB.
- 2.17. EPR:** Relación de presión del motor.
- 2.18. ft:** Pies.
- 2.19. 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 la aeronave durante las operaciones en tierra o en vuelo de manera independiente al motor o los motores de propulsión.
- 2.20. 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.
- 2.21. hPa:** Hectopascal.
- 2.22. Hz:** Hertz.
- 2.23. ISA:** Atmósfera Estándar Internacional.
- 2.24. km/h:** Kilómetros por hora.
- 2.25. kt:** Nudo.
- 2.26. L<sub>am</sub>áx:** Nivel máximo de sonido de ponderación A lenta.
- 2.27. m:** Metros.
- 2.28. ms:** Milisegundo.

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large stylized signature and several smaller initials or marks.

**2.29. N<sub>F</sub>:** Velocidad del compresor. Velocidad del fan en la primera etapa del compresor de baja presión de la turbina.

**2.30. mn:** Millas náuticas.

**2.31. Operador aéreo:** El propietario o poseedor de una aeronave de Estado, de propiedad o uso de la Federación distintas a las militares; las de los gobiernos estatales y municipales, y las de las entidades paraestatales, así como de transporte aéreo privado no comercial, mexicana o extranjera.

**2.32. Peso máximo de despegue (W):** Peso máximo con el que una aeronave puede iniciar la carrera de despegue especificado en el manual de vuelo de la aeronave.

**2.33. Relación de dilución:** Relación entre el peso del aire que fluye a través de los conductos de derivación de una turbina de gas y el peso del 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.

**2.34. rpm:** Revoluciones por minuto.

**2.35. Ruído:** Todo sonido indeseable que moleste o perjudique a las personas producido, por una aeronave.

**2.36. s:** Segundos.

**2.37. STOL:** Despegues y aterrizajes cortos (Short Take-Off and Landing).

**2.38. Vz:** Velocidad de despegue operacionalmente segura. Mínima velocidad aerodinámica para el despegue en condiciones de seguridad operacional.

**2.39. Versiones derivadas de una aeronave:** Aeronaves que desde el punto de vista de aeronavegabilidad es similar al prototipo homologado por la emisión de ruido, pero con cambios en el tipo y diseño, los cuales pueden modificar o afectar adversamente las características de generación de ruido.

**2.40. VNE:** Máxima velocidad aerodinámica operacional que no puede excederse deliberadamente.

**2.41. Vuelo ferry:** Vuelo sin remuneración efectuado para fines de emplazamiento u otros (por ejemplo: el mantenimiento).

**2.42. Vy:** Velocidad para la mejor velocidad vertical de ascenso. Velocidad aerodinámica de ensayo para la mejor velocidad vertical de ascenso para el despegue.

### 3. ANTECEDENTES.

La Ley de Aviación Civil en su artículo 76, establece que las aeronaves que sobrevuelan, aterricen o despeguen en territorio nacional deberán observar las disposiciones que correspondan en materia de protección al ambiente, particularmente, en relación a la homologación de ruido y que la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes fijará los plazos para que se realicen las adecuaciones a las aeronaves para cumplir con tales disposiciones.

El aumento de tránsito en el espacio aéreo mexicano genera por consiguiente una mayor cantidad de emisiones de ruido, por lo que es necesario efectuar una reducción de las emisiones de ruido de las aeronaves para evitar futuros efectos negativos en la salud de las poblaciones circundantes a los aeródromos.

La Política del Gobierno Federal, es impulsar la competitividad de la industria aérea nacional, hacia mercados donde se tienen limitaciones de ruido, de tal forma que éstos puedan operar sin restricción alguna y que nuestra flota aérea se encuentre al nivel que demandan dichos mercados.

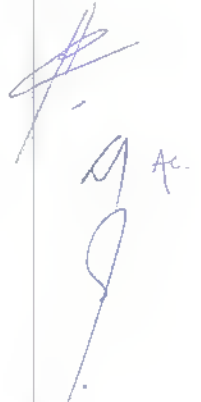
El Convenio sobre Aviación Civil Internacional celebrado en la ciudad de Chicago, Illinois, Estados Unidos de América en 1944, del cual México es un país signatario, establece que cada Estado contratante se compromete en adoptar las normas y métodos recomendados emitidos por la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), por tal motivo, el Gobierno Mexicano adopta el Anexo 16, Protección al Medio Ambiente, Volumen I, Ruido de las aeronaves, del citado convenio.

Por todo lo anterior, en el año 2001 se publicó en el Diario Oficial de la Federación, la Norma Oficial Mexicana NOM-036-SCT3-2000 que establece dentro de la República Mexicana los límites máximos permisibles de emisión de ruido producido por las aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas

por hélice, supersónicas y helicópteros, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites; teniendo como objetivo, la homologación de los niveles de ruido, los cuales permitieron el cumplimiento y modernización por parte de la flota aérea civil mexicana y por ende su aceptación en operaciones a nivel internacional, con fundamento en el Anexo 16, Protección al Medio Ambiente; Volumen I, Ruido de las aeronaves, en cumplimiento al Convenio sobre Aviación Civil Internacional.

Debido a la constante actualización de los límites máximos permisibles acordados por los Estados miembros de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), a través de las enmiendas al Anexo 16, Volumen I, denominado: "Protección del Medio Ambiente, Ruido de las aeronaves." y a efecto de dar continuidad y mantener vigentes los estándares aplicables, se ha elaborado la presente Circular Obligatoria, con la finalidad de mantener actualizado su contenido en tiempo presente y facilitar esta información hacia los usuarios.

El disponer de una Circular Obligatoria que establezca, dentro de la República Mexicana los límites máximos permisibles de ruido producido por las aeronaves de reacción subsónica, supersónica y helicópteros, en posesión de concesionarios, permisionarios, entidades responsables del diseño tipo de las aeronaves u operadores aéreos, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites, permitirá que se incorporen las mejoras en los sistemas de las aeronaves de reciente fabricación y en apego a las modificaciones que la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) ha realizado a las actuales normas y métodos recomendados en esta materia.



**DESCRIPCIÓN.****4. Disposiciones generales.**

**4.1.** De conformidad a la aplicabilidad de la presente Circular Obligatoria, todo concesionario, permisionario u operador aéreo nacional o extranjero, que opere o pretenda operar dentro de la República Mexicana y su espacio aéreo, con aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas, de despegue vertical, de rotor basculante, o helicópteros; debe cumplir con lo prescrito en la presente Circular Obligatoria.

**4.2.** Toda entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave, que pretenda obtener el certificado de homologación de ruido o certificado de rehomologación de ruido de una aeronave, debe cumplir con lo prescrito en la presente Circular Obligatoria.

**4.3.** Toda aeronave al servicio de concesionarios, permisionarios u operadores aéreos nacionales o extranjeros, que haya obtenido su certificado de homologación de ruido de conformidad a la NOM-036-SCT3-2000 que establece dentro de la república mexicana los límites máximos permisibles de emisión de ruido producido por las aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas y helicópteros, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites; no requiere de un cumplimiento adicional a lo descrito en la presente Circular Obligatoria, a menos que haya sufrido una modificación que le impida cumplir con los niveles de ruido especificados en su certificado de homologación de ruido.

**4.4.** Toda aeronave de reacción subsónica o supersónica con un peso máximo de despegue superior a 34,000 kg (75,000 lbs), perteneciente o en posesión de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacional o extranjero, debe cumplir con los límites de ruido establecidos en el numeral 6, Tabla 3 de la presente Circular Obligatoria a partir del 1 de enero de 2005.

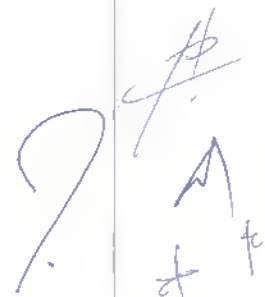
**4.5.** Todo concesionario, permisionario u operador aéreo nacional o extranjero, así como la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave, para dar cumplimiento a la presente Circular Obligatoria, debe obtener según corresponda, lo establecido en los numerales siguientes:

**4.5.1.** Certificado de homologación de ruido.

**4.5.1.1.** Todo concesionario, permisionario u operador aéreo nacional poseedor de una aeronave con matrícula mexicana, así como toda entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave, debe obtener por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 21 de la presente Circular Obligatoria; un certificado de homologación de ruido, considerando los numerales 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16 o 17, según corresponda, de la presente Circular Obligatoria.

**4.5.2.** Convalidación de homologación de ruido.

**4.5.2.1.** Todo concesionario, permisionario u operador aéreo poseedor de una aeronave con matrícula nacional, que cuente con homologación de ruido, o documento equivalente, emitida por una Autoridad de Aviación Civil Extranjera, debe obtener por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 21 de la presente Circular Obligatoria; una convalidación de homologación de ruido, siempre que los requisitos de acuerdo con los cuales se haya emitido sean por lo menos iguales a las especificaciones de los numerales 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15 o 16, según corresponda, de la presente Circular Obligatoria.

Handwritten signature and initials in blue ink, located in the bottom right corner of the page. The signature is a large, stylized 'P' with a dot, and the initials are 'A' and 't.' with a dot.

**4.5.3. Aceptación de homologación de ruido.**

**4.5.3.1.** Todo concesionario o permisionario nacional o extranjero, poseedor de una aeronave con matrícula diferente a la nacional, que cuente con homologación de ruido, o documento equivalente, emitida por una Autoridad de Aviación Civil Extranjera, debe obtener por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 21 de la presente Circular Obligatoria: una Aceptación de Homologación de Ruido, siempre que los requisitos de acuerdo con los cuales se haya emitido sean por lo menos iguales a las especificaciones de los numerales 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15 o 16, según corresponda, de la presente Circular Obligatoria.

**4.5.3.2.** Todo operador aéreo nacional, poseedor de una aeronave con matrícula diferente a la nacional, que cuente con homologación de ruido o documento equivalente, emitida por una Autoridad de Aviación Civil Extranjera, queda bajo la responsabilidad de dicha Autoridad.

**4.5.4. Certificado de rehomologación de ruido.**

**4.5.4.1.** Todo concesionario, permisionario u operador aéreo nacional poseedor de una aeronave, así como toda entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave de conformidad a los numerales 7.7 y 16.7 de la presente Circular Obligatoria, debe obtener por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil un certificado de rehomologación de ruido; mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 21 de la presente Circular Obligatoria, considerando que la fecha utilizada por la Agencia Federal de Aviación Civil para determinar la base de la rehomologación será la fecha de aceptación de la primera solicitud de rehomologación y siempre que los requisitos de acuerdo con los cuales se haya emitido sean por lo menos iguales a las especificaciones de los numerales 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15 o 16, según corresponda, de la presente Circular Obligatoria.

**4.6.** La Agencia Federal de Aviación Civil suspenderá el certificado de homologación de ruido, convalidación de homologación de ruido, aceptación de homologación de ruido, o rehomologación de ruido de una aeronave, si se deja de cumplir con las disposiciones establecidas en la presente Circular Obligatoria y sólo mediante la entrega de pruebas documentales (soporte técnico) conforme a los límites establecidos en la presente Circular Obligatoria, se levantará dicha suspensión.

**4.7.** Toda aeronave que por el año de emisión de su certificado de tipo no tuvo requerimientos para dar cumplimiento a las mediciones de ruido lateral, de aproximación y sobrevuelo establecidos en los capítulos de la presente Circular Obligatoria, se le otorgará el correspondiente certificado de homologación de ruido sin que medie acción que contravenga la presente Circular Obligatoria.

**5. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas. Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977.****5.1. Aplicabilidad.**

**5.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral, aplica a todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, para las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 6 de octubre de 1977, excepto las aeronaves de ala fija:

- a) Que sólo necesiten pistas, sin zona de parada ni zona libre de obstáculo de 610 m de longitud, o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad;
- b) Que estén propulsadas por motores con una relación de dilución de 2, o mayor, y respecto a los cuales se hubiese otorgado por primera vez a la aeronave de ala fija en cuestión el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de marzo de 1972; o
- c) Que estén propulsadas por motores con una relación de dilución inferior a 2 y para los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 1 de enero de 1969 y para las cuales se hubiese otorgado por primera vez a la aeronave de ala fija el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de enero de 1976.

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large stylized signature and the letters 'd' and 'f' below it.

**5.1.2.** Los niveles máximos de ruido establecidos en el numeral 5.4.1. se deben aplicar excepto para las versiones derivadas para 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 deben aplicar los niveles máximos de ruido del numeral 5.4.2.

**5.1.3.** Para las aeronaves de ala fija de reacción y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice con un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg, no requieren pruebas de cumplimiento de las disposiciones contenidas en la presente Circular Obligatoria, sin perjuicio de lo estipulado en los numerales 5.1.1. y 5.1.2., siempre y cuando tengan las características o condiciones listadas a continuación:

- 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 la aeronave de ala fija no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, para ese cambio de diseño de tipo. Esto aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

**5.2.** Medida de la evaluación del ruido.

**5.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**5.3.** Puntos de medición del ruido.

**5.3.1.** En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con el numeral 5.6., la aeronave de ala fija no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 5.4, 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 120m (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.

**5.4.** Niveles máximos de ruido.

**5.4.1.** Los niveles máximos de ruido de las aeronaves de ala fija comprendidos en el numeral 5.1.1. de la presente Circular Obligatoria, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder los valores siguientes:

- a) **En los puntos de medición del ruido lateral y de aproximación:** 108 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 272,000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo del peso, a razón de 2 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad, hasta 102 EPNdB que corresponde a un peso de 34,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante;

Handwritten signature and initials in the bottom right corner of the page.



- b) En el punto de medición del ruido de sobrevuelo:** 108 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 272,000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo del peso, a razón de 5 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad, hasta 93 EPNdB que corresponde a un peso de 34,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**Nota 1:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 1 del presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg	0	34	272
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	102	$91.83 + 6.64 \log W$	108
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	102	$91.83 + 6.64 \log W$	108
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	93	$67.56 + 16.61 \log W$	108

Tabla 1.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 5.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

**5.4.2.** Los niveles máximos de ruido de las aeronaves de ala fija comprendidos en el numeral 5.1.2., de la presente Circular Obligatoria, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores siguientes:

**5.4.2.1.** En el punto de medición del ruido lateral 106 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 400,000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 97 EPNdB para un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**5.4.2.2.** En el punto de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) Aeronaves de ala fija de dos motores o menos:** 104 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 325,000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo del peso, a razón de 4 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad, hasta 93 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante;
- b) Aeronaves de ala fija de tres motores:** Igual que en el inciso a) del presente numeral, pero 107 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 325,000 kg, o bien, el valor definido en el numeral 5.4.1. inciso b), de ambos valores el menor; y
- c) Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más:** Igual que en a) del presente numeral, pero 108 EPNdB para las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 325,000 kg, o bien, el valor definido en el numeral 5.4.1. inciso b), de ambos valores el menor.

**5.4.2.3. En el punto de medición del ruido de aproximación:** 108 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 280,000 kg, y dicho valor decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 101 EPNdB para un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**Nota 2:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 2 del presente numeral.

W=Peso máximo 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) Todas las aeronaves de ala fija		97	83.87 + 8.51 log M								108
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todas las aeronaves de ala fija		101	89.03 + 7.75 log W					108			
Nivel de ruido 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	

Tabla 2.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 5.4.2. de la presente Circular Obligatoria.

### 5.5. Compensaciones.

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

- La suma de los excesos no debe ser superior a 4 EPNdB, si bien en el caso de aeronaves de ala fija 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 Aviación Civil Extranjera hubiese llevado a cabo otro procedimiento equivalente, antes del 1 de diciembre de 1969, la suma de los excesos no debe ser superior a 5 EPNdB;
- El exceso en un solo punto no debe ser superior a 3 EPNdB; y
- Los excesos deben ser compensados por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

### 5.6. Procedimientos de ensayo.

#### 5.6.1. Procedimiento de ensayo en el despegue.

5.6.1.1. Se debe utilizar el empuje medio de despegue (que represente las características medias del motor de fabricación) 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%.

5.6.1.2. 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 de ruido de despegue.

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

#### 5.6.2. Procedimiento de ensayo en la aproximación.

5.6.2.1. La aeronave de ala fija se debe mantener en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de  $3^\circ \pm 0.5^\circ$ .

5.6.2.2. La aproximación se debe efectuar 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.

5.6.2.3. La configuración de la aeronave de ala fija debe ser la de máxima deflexión de los flaps permitida para el aterrizaje.

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large stylized signature and the letters 'd' and 'fe'.

**6. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas. 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.**

**Aeronaves de ala fija de más de 8,618 kg propulsadas 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.**

**6.1. Aplicabilidad.**

**6.1.1.** Con excepción de las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice específicamente diseñadas y utilizadas para fines agrícolas o de extinción de incendios, las disposiciones contenidas en el presente numeral deben aplicar, a:

- a) Todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, comprendidas sus versiones derivadas, con excepción de las aeronaves de ala fija que sólo necesiten pistas, sin zona de parada ni zona libre de obstáculo, de 610 m de longitud o menos con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad, para las 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) Todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg, para las 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.

**Nota 3:** Referirse al Adjunto "E" de la presente Circular Obligatoria que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación para el numeral 6 de la presente Circular Obligatoria.

**6.1.2.** Sin perjuicio de lo estipulado en el numeral 6.1.1., la Agencia Federal de Aviación Civil puede reconocer que, para las aeronaves de ala fija de reacción y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice de un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg matriculadas en el mismo, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones contenidas en la presente Circular Obligatoria, en las situaciones siguientes:

- 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 la aeronave de ala fija no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

**6.2. Mediciones del ruido.**

**6.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**6.3. Puntos de medición del ruido.**

**6.3.1. Puntos de referencia para la medición del ruido.**

**6.3.1.1.** En los ensayos durante el vuelo que se lleven a cabo de conformidad con las disposiciones establecidas en la presente Circular Obligatoria, la aeronave de ala fija no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 6.4 de la presente Circular Obligatoria, en los puntos siguientes:

- a) Punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia:

- i. **Para aeronaves de ala fija 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;
- ii. **Para aeronaves de ala fija propulsadas 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 el numeral 6.6.2. de la presente Circular Obligatoria. Como alternativa, hasta el 19 de marzo de 2002, se permitirá el requisito de ruido lateral prescrito en el presente numeral, inciso a), subinciso i;

**Nota 4:** *Para las aeronaves de ala fija que se especifican en el numeral 6.1.1 inciso 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 el numeral 6.3.1 inciso a) subinciso i.*

- 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.

#### 6.3.2. Puntos de medición del ruido durante los ensayos.

**6.3.2.1.** 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 deben efectuar de la misma manera que las correcciones de las diferencias entre las trayectorias de ensayo y las de referencia.

**6.3.2.2.** Durante los ensayos de ruido lateral se deben utilizar puntos de medición suficientes para demostrar a la Agencia Federal de Aviación Civil, que el nivel máximo de ruido en la línea lateral apropiada ha sido determinado con claridad. Para las aeronaves de ala fija de reacción se deben efectuar mediciones simultáneas en un punto de medición del ruido y en la posición simétrica al otro lado de la pista. En el caso de las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, debido a la asimetría inherente del ruido lateral, se deben efectuar mediciones simultáneas en todos los puntos de medición del ruido en la posición simétrica (en una paralela a  $\pm 10$  m del eje de la pista) al lado opuesto de la pista.

#### 6.4. Niveles máximos de ruido.

**6.4.1.** Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores establecidos en los siguientes numerales:

**6.4.1.1. En el punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia:** 103 EPNdB para las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o superior a 400,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 94 EPNdB que corresponde a las aeronaves de ala fija de un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**6.4.1.2.** En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) **Aeronaves de ala fija de dos motores o menos:** 101 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o superior a 385,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso a razón de 4 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad, hasta 89 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante;

- b) **Aeronaves de ala fija de tres motores:** Igual que en el inciso a) del presente numeral, pero 104 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 kg; y
- c) **Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más:** Igual que en el inciso a) del presente numeral, pero 106 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 kg.

**6.4.1.3. En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación:** 105 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o superior a 280,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 98 EPNdB que corresponde a aeronaves de ala fija de un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**Nota 5:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 3 del presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg		0	20.2	28.6	35	48.1	280	385	400
Nivel de ruido lateral (EPNdB) Todas las aeronaves de ala fija		94				$80.87 - 8.51 \log M$			103
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todas las aeronaves de ala fija		98				$86.03 + 7.75 \log W$	105		
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	1 o 2 motores	89				$66.65 + 13.29 \log M$			101
	3 motores	89			$69.65 + 13.29 \log M$				104
	4 motores	89		$71.62 + 13.29 \log M$					106

Tabla 3.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 6.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

## 6.5. Compensaciones.

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

- La suma de los excesos no debe ser superior a 3 EPNdB;
- Todo exceso en un solo punto no debe ser superior a 2 EPNdB; y
- Los excesos se deben compensar por las reducciones correspondientes en otros u otros puntos de medición.

## 6.6. Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.

### 6.6.1. Condiciones generales.

**6.6.1.1.** En los procedimientos de referencia se deben satisfacer los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

**6.6.1.2.** Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia deben ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**6.6.1.3.** Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación deben ser los descritos en los numerales 6.6.2. y 6.6.3. respectivamente de la presente Circular Obligatoria, excepto las condiciones especificadas en el numeral 6.6.1.4. de la presente Circular Obligatoria.

**6.6.1.4.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño de la aeronave de ala fija no permiten que esta vuele de conformidad con los numerales 6.6.2. y 6.6.3. de la presente Circular Obligatoria, los procedimientos de referencia deben de:

- a) Apartarse de los descritos en los numerales 6.6.2. y 6.6.3. de la presente Circular Obligatoria, únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y
- b) Ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**6.6.1.5.** Los procedimientos de referencia se deben calcular 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) Con el fin 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 6:** 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.

**6.6.2.** Procedimientos de referencia para el despegue.

**6.6.2.1.** La trayectoria de referencia para el despegue se debe calcular del modo siguiente:

- a) Utilizar 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:
  - i. Aeronaves de ala fija de dos motores o menos — 300 m (984 ft);
  - ii. Aeronaves de ala fija de tres motores — 260 m (853 ft); y
  - iii. Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más — 210 m (689 ft).
- b) Una vez que la aeronave de ala fija haya alcanzado la altura indicada en el inciso a) del presente numeral, no se reducirá el empuje o potencia a un valor inferior al que permita mantener:
  - i. Una pendiente ascensional del 4%; o
  - ii. En el caso de aeronaves de ala fija multimotores, el vuelo horizontal con un motor inoperativo; y
  - iii. Cualquiera de ambos valores de empuje o potencia que sea 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 debe ser:
  - i. En el caso de las aeronaves de ala fija 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 de ruido en el despegue. El incremento aplicado a  $V_2$  será el mismo para todos los pesos de referencia de un modelo de aeronave de ala fija a menos que una diferencia en el incremento pueda justificarse sobre la base de las características de performance de la aeronave de ala fija; y

**Nota 7:**  $V_2$  se define con arreglo a los requisitos de aeronavegabilidad aplicables.

- ii. En el caso de las aeronaves de ala fija 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 de ruido en el despegue.

**Nota 8:** 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, excepto 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) El peso de la aeronave de ala fija en el momento de soltar los frenos será el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación de ruido; y
- g) El motor de tipo promedio se define como el promedio de todos los motores que cumplen con la homologación de ruido que se utilizaron durante los ensayos en vuelo de la aeronave de ala fija hasta la homologación de ruido 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, N1 o EPR). Las mediciones del ruido que se efectúen durante los ensayos de homologación de ruido se corregirán de acuerdo con la presente Circular Obligatoria.

**Nota 9:** El empuje/potencia de despegue que se utilice será el máximo disponible para operaciones normales, las cuales se indican en el numeral sobre performance del manual de vuelo de la aeronave de ala fija en las condiciones atmosféricas de referencia que figuran en el numeral 6.6.1.5. de la presente Circular Obligatoria.

### 6.6.3. Procedimiento de referencia para la aproximación.

#### 6.6.3.1. La trayectoria de referencia para la aproximación se debe calcular del siguiente modo:

- a) La aeronave de ala fija se debe mantener en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de  $3^\circ$ ;
- 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 10:** En términos de aeronavegabilidad, se define  $V_{REF}$  como "velocidad de referencia para el aterrizaje". De acuerdo con esta definición, la velocidad de referencia para el aterrizaje significa "la velocidad de la aeronave de ala fija 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) El peso de la aeronave de ala fija en el momento de la toma de contacto será el peso máximo de aterrizaje permitido en la configuración de aproximación descrita en el numeral 6.6.3., inciso c) del presente numeral, en relación con el cual se solicita la homologación de ruido; y

Handwritten signature and initials in the bottom right corner of the page.

- 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, comprendidas en los dispositivos de sustentación y resistencia al avance, para el peso respecto al cual se solicita la homologación de ruido. Esta configuración comprende todos los elementos que se indiquen en el numeral B5.2.5 del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, que contribuirán al estado continuo más ruidoso con el peso máximo de aterrizaje en operaciones normales.

**6.7. Procedimientos de ensayo.**

**6.7.1.** Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**6.7.2.** Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se deben llevar a cabo y se deben tramitar 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**6.7.3.** Los datos acústicos deben ajustarse, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, a las condiciones de referencia del presente numeral. Se deben efectuar los ajustes de velocidad y de empuje, del modo que se indica en el numeral B8. del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**6.7.4.** Si el peso durante el ensayo es diferente al peso en relación con el cual se solicita la homologación de ruido, el ajuste necesario del EPNL no debe exceder de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNdB para la aproximación. Se utilizarán datos aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil, para determinar la variación de EPNL en función del peso, 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 debe exceder de 2 EPNdB.

**6.7.5.** En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se deben aceptar los procedimientos de ensayo si la aeronave de ala fija sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de  $3^\circ \pm 0.5^\circ$ .

**6.7.6.** Si se utilizan procedimientos de ensayos 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, deben ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil. 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 el numeral 6.4. de la presente Circular Obligatoria.

**6.7.7.** Para las condiciones de despegue lateral y de aproximación, la variación de la aeronave de ala fija en velocidad indicada instantánea debe mantenerse en  $\pm 3\%$  de la velocidad promedio entre los 10 dB de atenuación. Esto debe ser determinado por el indicador de velocidad del piloto. Sin embargo, cuando la velocidad indicada instantánea se exceda en  $\pm 5.5$  km/h ( $\pm 3$  kt) sobre los 10 dB de atenuación, y el personal designado por la Agencia Federal de Aviación Civil en la cabina de vuelo juzgue que eso se debe a turbulencia atmosférica, entonces el vuelo afectado será rechazado para fines de homologación de ruido.





**7. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves propulsadas por hélice con un peso máximo certificado de despegue de 55,000 kg o más. Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2017.**

**Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas con un peso máximo certificado de despegue de menos de 55,000 kg. Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2020.**

**Aeronaves de ala fija propulsadas por hélice con un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg e inferior a 55,000 kg. Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2020.**

#### **7.1. Aplicabilidad.**

**7.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral se deben aplicar, con excepción de las aeronaves de ala fija que necesiten pistas sin zona de parada ni zona libre de obstáculos de 610 m de longitud o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad o las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice específicamente diseñadas y utilizadas para fines agrícolas o de extinción de incendios, a:

- a) Todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, con un peso máximo certificado de despegue de 55,000 kg o más, para las cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2017;
- b) Todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea de menos de 55,000 kg, para los cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2020;
- c) Todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg e inferior a 55,000 kg, para las cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 1 de enero de 2006 o después de esa fecha y antes del 31 de diciembre de 2020; y
- d) Todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice que hubiesen sido originalmente homologadas en el sentido de que satisfacían en la presente Circular Obligatoria en los numerales 6. u 8., para los cuales se solicita la rehomologación respecto al numeral 7.

**7.1.2.** Sin perjuicio de lo estipulado en el numeral 4.1., la Agencia Federal de Aviación Civil puede reconocer que, para las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice de un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg matriculadas en el mismo, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, en las situaciones siguientes:

- 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 específica que la aeronave de ala fija no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

**7.2. Mediciones del ruido.**

**7.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**7.3. Puntos de referencia para la medición del ruido.**

**7.3.1.** En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con estas disposiciones, la aeronave de ala fija no debe exceder de los niveles de ruido máximos especificados en el numeral 7.4., del ruido medido en los puntos especificados en el numeral 6. y en el numeral 6.3.1.1., incisos a), b) y c) de la presente Circular Obligatoria.

**7.3.2.** Puntos de medición del ruido durante los ensayos. Se aplicarán las disposiciones del numeral 6., y el numeral 6.6.2., relativas a los puntos para la medición del ruido, de la presente Circular Obligatoria.

**7.4. Niveles máximos de ruido.**

**7.4.1.** Los niveles máximos de ruido permitidos se definen en el numeral 6., de la presente Circular Obligatoria, y no excederán de los valores prescritos en ninguno de los puntos de medición.

**7.4.1.1.** 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 numeral 6. de la presente Circular Obligatoria, no será inferior a 10 EPNdB.

**7.4.1.2.** 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 numeral 6. de la presente Circular Obligatoria, no será inferior a 2 EPNdB.

*Nota II: Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en el Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria.*

**7.5. Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.**

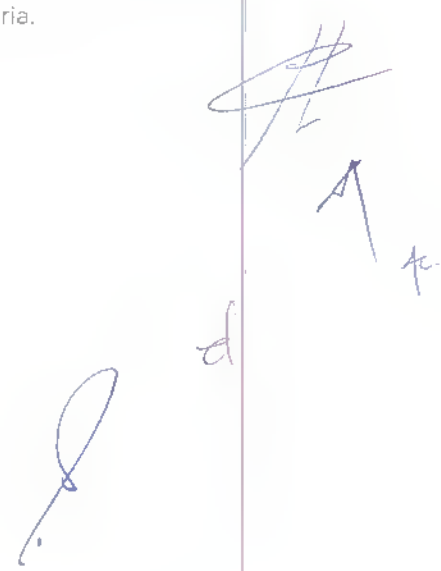
**7.5.1.** Los procedimientos de referencia de homologación de ruido corresponderán a lo prescrito en el numeral 6.6. de la presente Circular Obligatoria.

**7.6. Procedimientos de ensayo.**

**7.6.1.** Los procedimientos de ensayo corresponderán a lo prescrito en el numeral 6.7. de la presente Circular Obligatoria.

**7.7. Rehomologación.**

**7.7.1.** Para las aeronaves de ala fija especificadas en el numeral 7.1.1., inciso c), se otorgará rehomologación basándose en que las pruebas utilizadas para determinar el cumplimiento del numeral 7., son tan satisfactorias como las pruebas correspondientes a las aeronaves de ala fija que se especifican en el numeral 7.1.1., incisos a) y b) de la presente Circular Obligatoria.

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large scribble at the top, an arrow pointing upwards, and the letter 'd' below it.

**8. Aeronaves de ala fija de más de 8,618 kg propulsadas por hélice. Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1985.**

**8.1. Aplicabilidad.**

**8.1.1.** Las disposiciones definidas a continuación no se deben aplicar a:

- a) Las aeronaves de ala fija que sólo necesitan pista, sin zona de parada ni zona libre de obstáculos de 610 m de longitud, o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad; y
- b) Las aeronaves de ala fija específicamente diseñadas y utilizadas para fines de extinción de incendios y de trabajos agrícolas.

**Nota 12:** Referirse al Adjunto "E" de la presente Circular Obligatoria que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

**8.1.2.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral se deben aplicar a todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg, para las 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.

**8.1.3.** Las disposiciones contenidas en el numeral 5., excepto los numerales 5.1.1. y 5.1.2., de la presente Circular Obligatoria, se deben aplicar a las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg, para las 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) Aeronaves de ala fija individuales para las cuales se haya expedido por primera vez un certificado de aeronavegabilidad el 26 de noviembre de 1981 o en fecha posterior.

**Nota 13:** Se considera que las disposiciones de los numerales 5 y 6, de la presente Circular Obligatoria, aunque elaboradas anteriormente para aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, son apropiadas para otros tipos de aeronaves de ala fija cualquiera que sea el sistema motopropulsor instalado.

**8.1.4.** Sin perjuicio de lo estipulado en los numerales 8.1.2 y 8.1.3, de la presente Circular Obligatoria, la Agencia Federal de Aviación Civil puede reconocer que, en las situaciones descritas seguidamente para las aeronaves de ala fija de reacción y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice de un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg matriculadas en el mismo, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones establecidas siguientes:

- 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 la aeronave de ala fija no puede utilizarse por un período de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

**8.2. Mediciones del ruido.**

**8.2.1.** Medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**8.3. Puntos de medición del ruido.**

**8.3.1. Puntos de referencia para la medición del ruido en los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con las disposiciones contenidas en la presente Circular Obligatoria, la aeronave de ala fija no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 8.4., 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.

**8.3.2. Puntos de medición del ruido durante los ensayos.**

**8.3.2.1.** 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 deben efectuar de la misma manera que las correcciones de las diferencias entre las trayectorias de ensayo y las de referencia.

**8.3.2.2.** Durante los ensayos de ruido lateral se deben utilizar puntos de medición suficientes para demostrar a la Agencia Federal de Aviación Civil que el nivel máximo de ruido en la línea lateral apropiada ha sido determinado con claridad. Simultáneamente se deben efectuar mediciones en un punto de medición del ruido y en la posición simétrica al otro lado de la pista.

**8.3.2.3.** El solicitante debe demostrar a la Agencia Federal de Aviación Civil 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.

**8.4. Niveles máximos de ruido.**

**8.4.1.** Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores siguientes:

- a) **En el punto de referencia de medición del ruido lateral:** Límite constante de 96 EPNdB para las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de ala fija, a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso, hasta un límite de 103 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante;
- b) **En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:** Límite constante de 89 EPNdB para las aeronaves de ala fija cuyo peso certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de ala fija, a razón de 5 EPNdB por duplicación del peso, 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 las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de ala fija, a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso, hasta un límite de 105 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**Nota 14:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 4 del presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg.	5.7	34.0	358.9	384.7
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	96	$85.83 + 6.64 \log W$		103
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	98	$87.83 + 6.64 \log W$		105
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	89	$63.56 + 16.61 \log W$		106

Tabla 4.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 8.4. de la presente Circular Obligatoria.

### 8.5. Compensaciones.

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

- a) La suma de los excesos no debe ser superior a 3 EPNdB;
- b) Todo exceso en un solo punto no debe ser superior a 2 EPNdB; y
- c) Los excesos se deben compensar por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

### 8.6. Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.

#### 8.6.1. Condiciones generales.

**8.6.1.1.** En los procedimientos de referencia se deben satisfacer los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

**8.6.1.2.** Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia deben ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**8.6.1.3.** Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación serán los descritos en los numerales 8.6.2. y 8.6.3., respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 8.6.1.4. de la presente Circular Obligatoria.

**8.6.1.4.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño de la aeronave de ala fija no permiten que este vuela de conformidad con los numerales 8.6.2. y 8.6.3. de la presente Circular Obligatoria, los procedimientos de referencia deben de:

- a) Apartar de los descritos en los numerales 8.6.2. y 8.6.3. de la presente Circular Obligatoria, únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y
- b) Ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**8.6.1.5.** Los procedimientos de referencia se deben calcular 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, excepto que, a discreción de la Agencia Federal de Aviación Civil, estará permitido utilizar la temperatura de 15°C, es decir ISA, como otra temperatura de referencia del aire ambiente;
- c) A la humedad relativa de 70%; y
- d) Sin viento.

**8.6.2.** Procedimientos de referencia para el despegue.**8.6.2.1.** La trayectoria de vuelo de despegue se debe calcular 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 el numeral sobre performance del manual de vuelo de la aeronave de ala fija en las condiciones atmosféricas de referencia que figuran en 8.6.1.5., de la presente Circular Obligatoria:
  - i. Aeronaves de ala fija de dos motores o menos — 300 m (984 ft);
  - ii. Aeronaves de ala fija de tres motores — 260 m (853 ft); y
  - iii. Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más — 210 m (689 ft).
- b) Una vez que la aeronave de ala fija haya alcanzado la altura indicada en el inciso a) del presente numeral, la potencia no se reducirá a un valor inferior al que permita mantener:
  - i. Una pendiente ascensional del 4%; o
  - ii. En el caso de aeronaves de ala fija multimotores, el vuelo horizontal con un motor inoperativo; y
  - iii. 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; excepto que estará permitido replegar el tren de aterrizaje; y
- e) El peso de la aeronave de ala fija en el momento de soltar los frenos será el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación de ruido.

**8.6.3.** Procedimiento de referencia para la aproximación.**8.6.3.1.** La trayectoria de referencia para la aproximación se debe calcular del modo siguiente:

- a) La aeronave de ala fija se mantendrá en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de  $3^\circ$ ;
- 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) El peso de la aeronave de ala fija en el momento de la toma de contacto será el peso máximo de aterrizaje permitido en la configuración de aproximación descrita en el numeral 8.6.3., inciso c) del presente numeral, en relación con la cual se solicita la homologación de ruido; y
- e) Se utilizará la configuración más crítica (la que produce los mayores niveles de ruido) correspondiente al peso en relación con la cual se solicita la homologación de ruido.

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large stylized signature and smaller initials 'f' and 'g' below it.

**8.7. Procedimientos de ensayo.**

**8.7.1.** Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**8.7.2.** Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se deben llevar a cabo y tramitar 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**8.7.3.** Los datos acústicos se deben ajustar siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, a las condiciones de referencia de este capítulo 8. Se deben efectuar los ajustes de velocidad y de empuje, del modo que se indica en el numeral B8., del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**8.7.4.** Si el peso durante el ensayo es diferente del peso en relación con el cual se solicita la homologación de ruido, el ajuste necesario del EPNL no debe exceder de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNdB para la aproximación. Se deben utilizar datos aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil para determinar la variación de EPNL en función del peso, 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 debe exceder de 2 EPNdB.

**8.7.5.** En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se aceptarán los procedimientos de ensayo si la aeronave de ala fija sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de  $3^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$ .

**8.7.6.** Si se utilizan procedimientos de ensayo equivalentes o 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 Agencia Federal de Aviación Civil. Los ajustes no deben exceder 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 el numeral 8.4.

**9. Aeronaves de ala fija de no más de 8,618 kg propulsadas por hélice. Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 17 de noviembre de 1988.****9.1. Aplicabilidad.**

**9.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral aplican a todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, excepto las que hayan sido específicamente diseñadas y utilizadas para acrobacia, para trabajos agrícolas o para extinción de incendios, cuyo peso máximo certificado de despegue no sea superior a 8,618 kg y para 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, excepto 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 disposiciones contenidas en el numeral 14 o bien; y
- b) Se haya otorgado por primera vez a la aeronave de ala fija en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1980 o después de esa fecha.

**Nota 15:** Referirse al Adjunto "E" de la presente Circular Obligatoria, que contiene textos de orientación para interpretar las disposiciones de aplicación.

**9.2. Medida de la evaluación del ruido.**

**9.2.1.** La medida de la evaluación debe ser el nivel de presión acústica total ponderado. 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".

**9.3. Niveles máximos de ruido.**

**9.3.1.** Para las aeronaves de ala fija especificadas en el numeral 6.1.1. en los incisos a) y b), los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "C" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores siguientes:

- a) Un límite constante de 68 dB(A) para las aeronaves de ala fija cuyo peso sea igual o inferior a 600 kg; para las aeronaves de ala fija cuyo peso esté comprendido entre la anterior y 1,500 kg, el nivel de ruido aumentará linealmente con el peso; y para las aeronaves de ala fija cuyo peso sea de hasta 8,618 kg, el límite de 80 dB(A) se mantendrá constante.

**Nota 16:** Cuando se trate de una aeronave de ala fija a la que corresponda aplicar las disposiciones del numeral 12.1.2, el límite de 80 dB(A) se aplica hasta 8 618 kg.

**Nota 17:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 5 del presente numeral.

W=Peso máximo 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	

Tabla 5.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 9.3. de la presente Circular Obligatoria.

**9.4. Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.**

**9.4.1.** 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.

**9.5. Procedimientos de ensayo.**

**9.5.1.** Se deben utilizar los procedimientos de ensayo descritos en los numerales 9.5.2. y 9.5.3., o los procedimientos equivalentes de ensayo aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**9.5.2.** Los ensayos destinados a demostrar conformidad con los niveles máximos de ruido del numeral 9.3., deben consistir en una serie de vuelos horizontales sobre la estación de medición, a una altura de:

	+10		+ 30
300	m	(985	ft)
	-30		-100

**9.5.2.1.** La aeronave de ala fija debe pasar por encima del punto de medición con una tolerancia de  $\pm 10^\circ$  con respecto a la vertical.

**9.5.3.** El sobrevuelo se debe efectuar a la potencia máxima dentro de la gama normal de operaciones, esta condición suele indicarse en el manual de vuelo de la aeronave de ala fija y en los instrumentos de vuelo, con la velocidad aerodinámica estabilizada y con la aeronave de ala fija en la configuración de crucero.



**10. Aeronaves de ala fija STOL propulsadas por hélice.****10.1. Aplicabilidad.**

**10.1.1.** Este numeral aplica a todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, de peso máximo certificado de despegue superior a 5,700 kg, previstas para operaciones de despegue y aterrizaje cortos (STOL), que sólo necesiten pistas, sin zona de parada ni zona libre de obstáculos, en armonía con los requisitos pertinentes de distancias de despegue y aterrizaje de 610 m de longitud o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad y respecto a las cuales se hubiese expedido a la aeronave de ala fija en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.

**Nota 18:** *Para los efectos del presente numeral 10., son aeronaves de ala fija STOL las 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 el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad.*

**Nota 19:** *Las presentes disposiciones del presente numeral 10., no se aplican a las aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente.*

**10.2. Medida de la evaluación del ruido.**

**10.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**10.3. Puntos de referencia para la medición del ruido.**

**10.3.1.** En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en el numeral 6., la aeronave de ala fija no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 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 de la aeronave de ala fija;
- 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.

**10.4. Niveles máximos de ruido.**

**10.4.1.** 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no debe exceder de 96 EPNdB para las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado sea inferior o igual a 17,000 kg, valor que aumenta linealmente con el logaritmo del peso a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso para las aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado sea superior a 17,000 kg.

**10.5. Compensaciones.**

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

- a) La suma de los excedentes no debe ser superior a 4 EPNdB;
- b) Todo excedente en un solo punto no debe ser superior a 3 EPNdB; y
- c) Los excedentes deben compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

**10.6. Procedimientos de ensayo.**

**10.6.1.** El procedimiento de referencia para el despegue debe ser el siguiente:

- a) La aeronave de ala fija debe tener el peso máximo de despegue respecto al cual se solicita la homologación de ruido;
- b) Debe utilizar 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 de ruido de despegue, la velocidad aerodinámica, la pendiente ascensional, la actitud y configuración de la aeronave de ala fija, deben ser las especificadas en el manual de vuelo para despegues STOL.

**10.7.** El procedimiento de referencia para la aproximación debe ser el siguiente:

- a) La aeronave de ala fija debe tener el peso máximo de aterrizaje respecto al cual se solicita la homologación de ruido;
- b) Durante todo el ensayo de demostración para la homologación de ruido 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 de la aeronave de ala fija, deben ser los especificados en el manual de vuelo para aterrizajes STOL; y
- c) El empuje negativo después del aterrizaje debe ser el máximo especificado en el manual de vuelo.

**10.8.** Otros datos de ruido.

**10.8.1.** Cuando la Agencia Federal de Aviación Civil lo especifique, deben suministrarse datos que permitan evaluar los niveles medidos del ruido mediante niveles generales de presión acústica de ponderación "A" [dB(A)].

## **11. Helicópteros.**

**11.1.** Aplicabilidad.

**11.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral aplican a todos los helicópteros, para los que tenga aplicación lo indicado en los numerales 11.1.2., 11.1.3. y 11.1.4., excepto los que hayan sido diseñados y utilizados específicamente para trabajos agrícolas, para extinción de incendios o para el transporte de cargas por eslinga, y respecto a los cuales:

- a) Se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aprobación tipo, o la Agencia Federal de Aviación Civil hubiese llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 1 de enero de 1985, o después de esa fecha, se deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 11.4., excepto para los helicópteros especificados en el inciso c) del presente numeral; o
- b) Se hubiese aceptado una solicitud de modificación del diseño de tipo y dicha modificación pudiese aumentar el nivel del ruido neto del helicóptero, o la Agencia Federal de Aviación Civil hubiese llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha, se deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 11.4., excepto para los helicópteros especificados en el inciso c) del presente numeral.
- c) 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 deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 11.4.

**11.1.2.** La homologación de los helicópteros que puedan transportar cargas por eslinga o equipos externos debe efectuarse sin carga, ni equipos.

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

**11.1.3.** El solicitante en virtud del numeral 11.1.1., puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con el numeral 13., en lugar del numeral 11., si el helicóptero tiene un peso máximo certificado de despegue de 3,175 kg o menos.

**11.2.** Medida de la evaluación del ruido.

**11.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo del ruido percibido, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**11.3.** Puntos de referencia para la medición del ruido.

**11.3.1.** En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con el presente numeral, el helicóptero no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 11.4., en los puntos siguientes:

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

- i. 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 (referirse el numeral 11.6.2.); y
- ii. 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:

- i. 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 (referirse el numeral 11.6.3.1.); y
- ii. 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:

- i. 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 (referirse el numeral 11.6.4.) en terreno horizontal, este punto se encuentra a 1,140 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de  $6^\circ$  con el plano del terreno; y
- ii. 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 20:** Referirse al Adjunto "H" de la presente Circular Obligatoria (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. Niveles máximos de ruido.**

**11.4.1.** En el caso de los helicópteros de que trata el numeral 11.1.1, en los incisos a) y b), de la presente Circular Obligatoria, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores de los siguientes numerales:

**11.4.1.1. Para despegue:** 109 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que debe decrecer linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**11.4.1.2. Para sobrevuelo:** 108 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto a ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 88 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**11.4.1.3. Para aproximación:** 110 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 90 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**Nota 21:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 6 del presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg	0	0.786	80.0
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	89	$90.03 + 9.97 \log W$	109
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	90	$91.03 + 9.97 \log W$	110
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	88	$89.03 + 9.97 \log W$	108

Tabla 6.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 11.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

**11.4.2.** En el caso de los helicópteros que se tratan en el numeral 11.1.1, inciso c), los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores de los siguientes numerales:

**11.4.2.1. Para despegue:** 106 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 86 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**11.4.2.2. Para sobrevuelo:** 104 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 84 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**11.4.2.3. Para aproximación:** 109 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero, a razón de 3 EPNdB por cada reducción del peso a la mitad hasta un límite de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**Nota 22:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, a la Tabla 7 del presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg	0	0.783	80.0
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	86	$87.03 + 9.97 \log W$	106
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	89	$90.03 + 9.97 \log W$	109
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	84	$85.03 + 9.97 \log W$	104

Tabla 7.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 11.4.2. de la presente Circular Obligatoria.

#### 11.5. Compensaciones.

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

- a) La suma de los excesos no debe ser superior a 4 EPNdB;
- b) Todo exceso en un solo punto no debe ser superior a 3 EPNdB; y
- c) Los excesos se deben compensar por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

**11.6.** Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.

#### 11.6.1. Condiciones generales.

**11.6.1.1.** En los procedimientos de referencia se satisfarán los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad.

**11.6.1.2.** Los procedimientos y trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**11.6.1.3.** Los procedimientos de referencia para el despegue, el sobrevuelo y la aproximación serán los descritos en los numerales 11.6.2., 11.6.3. y 11.6.4., respectivamente, excepto las condiciones especificadas en el numeral 11.6.1.4. de la presente Circular Obligatoria.

**11.6.1.4.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que este vuele de conformidad con los numerales 11.6.2., 11.6.3. u 11.6.4., los procedimientos de referencia:

- a) Se deben apartar de los descritos en los numerales 11.6.2., 11.6.3 u 11.6.4., únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de esos procedimientos de referencia; y
- b) Serán aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**11.6.1.5.** Los procedimientos de referencia se deben calcular 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, es decir: ISA + 10°C;
- c) Humedad relativa de 70%; y
- d) Sin viento.

**11.6.1.6.** En los numerales 11.6.2., inciso c), 11.6.3.1., inciso c) y 11.6.4., inciso 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 la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave y aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil. 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 para 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 de ruido 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 de ruido se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor que se especifica en el capítulo de limitaciones del manual de vuelo para las condiciones de referencia.

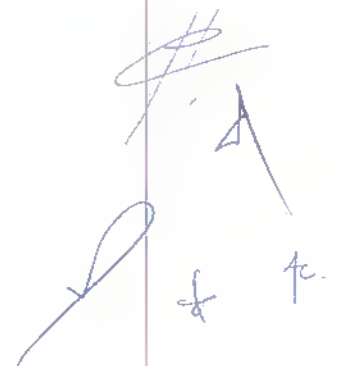
**11.6.2.** El procedimiento de referencia para el despegue se debe establecer del modo siguiente:

- 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) El peso del helicóptero será el peso máximo de despegue en relación con la cual se solicita la homologación en cuestión de ruido; 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 y por la velocidad  $V_y$  correspondiente a la performance mínima especificada del motor.

**11.6.3.** Procedimiento de referencia para el sobrevuelo.

**11.6.3.1.** El procedimiento de referencia para el sobrevuelo se debe establecer 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 23:** Para los efectos de la homologación en cuestión de 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 25°C, con el peso máximo certificado pertinente.  $V_{NE}$  se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse, impuesta por la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave y aprobada por la Agencia Federal de Aviación Civil.

- c) El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las máximas revoluciones por minuto (rpm) de funcionamiento normal certificadas para vuelo horizontal;
- d) El helicóptero volará en la configuración de crucero; y
- e) El peso del helicóptero será el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido.

**11.6.3.2.** En la homologación en cuestión de ruido, los valores de  $V_H$  y  $V_{NE}$  utilizados deben ser citados en el manual de vuelo aprobado.

**11.6.4.** El procedimiento de referencia para la aproximación.

**11.6.4.1.** El procedimiento de referencia para la aproximación se debe establecer del modo siguiente:

- a) El helicóptero se estabilizará y seguirá una trayectoria de aproximación de 6°;
- 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 máximas revoluciones por minuto (rpm) 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) El peso del helicóptero en el momento de la toma de contacto será el peso máximo de aterrizaje en relación con la cual se solicita la homologación.

**11.7.** Procedimientos de ensayo.

**11.7.1.** Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**11.7.2.** Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se deben llevar a cabo y se deben tramitar 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**11.7.3.** Las condiciones y procedimientos de ensayo deben ser análogos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, a las condiciones y procedimientos de referencia de este capítulo.

**11.7.4.** Los ajustes relativos a las diferencias entre los procedimientos de ensayo y los de referencia no deben exceder:

- a) **Para el ruido de despegue:** 4.0 EPNdB, de los cuales la suma aritmética de  $\Delta_1$  y del término  $-7.5 \log (QK/QrKr)$  de  $\Delta_2$  no excederá de 2.0 EPNdB; y

**b) Para el ruido de sobrevuelo o de aproximación: 2.0 EPNdB.**

**11.7.5.** En los ensayos, el régimen medio del rotor no debe diferir del valor normal máximo de operación en más de  $\pm 1.0\%$  durante el período de atenuación de 10 dB.

**11.7.6.** La velocidad aerodinámica del helicóptero no debe diferir de la conveniente velocidad aerodinámica de referencia en el vuelo de demostración en más de  $\pm 9$  km/h ( $\pm 5$  kt) durante el período de atenuación de 10 dB.

**11.7.7.** El número de sobrevuelos horizontales con viento de frente debe ser igual al número de sobrevuelos horizontales con viento de cola.

**11.7.8.** El helicóptero debe volar dentro de un ángulo de  $\pm 10^\circ$  o  $\pm 20$  m, de ambos valores el que sea mayor, respecto al plano vertical sobre la derrota de referencia, durante el período de atenuación de 10 dB (referirse la Figura 11-1).

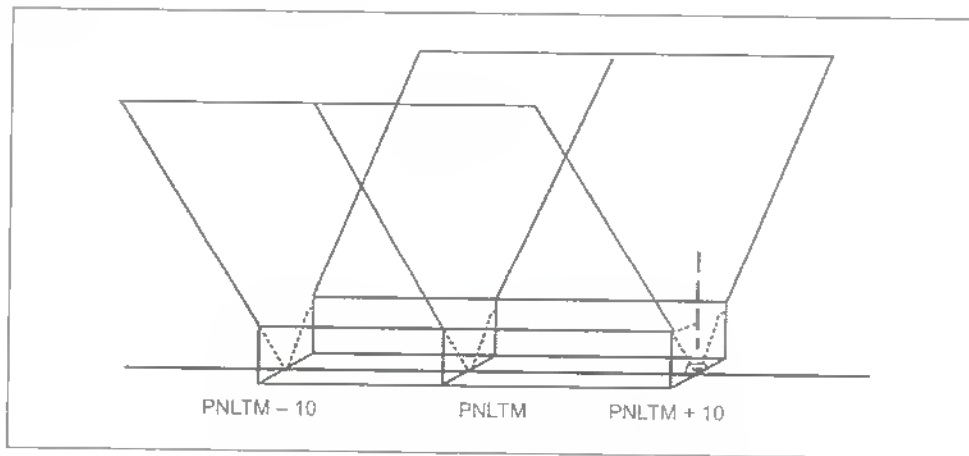


Fig. 11-1 Tolerancia de desviación lateral de los helicópteros

**11.7.9.** Durante el sobrevuelo, la altura del helicóptero no debe diferir de la altura de referencia en la vertical del punto de medición, en más de  $\pm 9$  m ( $\pm 30$  ft).

**11.7.10.** Durante la demostración del ruido de aproximación, el helicóptero se debe mantener en una aproximación estabilizada a velocidad constante dentro del espacio aéreo comprendido entre los ángulos de aproximación de  $5.5^\circ$  y  $6.5^\circ$ .

**11.7.11.** Los ensayos del helicóptero se deben efectuar con un peso no inferior al 90% del correspondiente peso máximo certificado y podrán efectuarse con un peso que no exceda del 105% de dicho peso máximo certificado. En cada una de las tres condiciones de vuelo, se debe completar un ensayo por lo menos con dicho peso máximo certificado o una mayor aún.

**12. Aeronaves de ala fija de no más de 8,618 kg propulsadas 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.**

**Nota 24:** Referirse al Adjunto "E" de la presente Circular Obligatoria que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

**12.1. Aplicabilidad.**

**12.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral aplican a todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice y a sus versiones derivadas, cuyo peso certificado de despegue no exceda de 8,618 kg, excepto las específicamente diseñadas y utilizadas para acrobacia, trabajos agrícolas o extinción de incendios, y a los planeadores con motor de sustentación.

*[Firma manuscrita]*



**12.1.2.** En el caso de las aeronaves de ala fija para las cuales se hayan aceptado la solicitud del certificado de tipo el 17 de noviembre de 1988 o después, excepto las aeronaves de ala fija especificadas en el numeral 12.1.6. de la presente Circular Obligatoria, se deben aplicar los niveles máximos de ruido especificados en el numeral 12.1.6., inciso a) de la presente Circular Obligatoria.

**12.1.3.** En el caso de las aeronaves de ala fija especificadas en el numeral 12.1.2., para las cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo antes del 17 de noviembre de 1993, y que no se ajusten a las disposiciones contenidas en el presente numeral, se deben aplicar las disposiciones del numeral 9. de la presente Circular Obligatoria.

**12.1.4.** En el caso de las 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, excepto por las versiones derivadas especificadas en el numeral 12.1.6., se deben aplicar los niveles máximos de ruido especificados en el numeral 12.4.1., inciso a).

**12.1.5.** En el caso de las versiones derivadas especificadas en el numeral 12.1.4. de la presente Circular Obligatoria, para 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 disposiciones contenidas en el presente numeral, se deben aplicar las disposiciones del numeral 9. de la presente Circular Obligatoria.

**12.1.6.** En el caso de las aeronaves de ala fija monomotoras, excepto las de flotadores o anfibias:

- a) Los niveles máximos de ruido del numeral 12.4.1., inciso b), se deben aplicar a las aeronaves de ala fija, incluyendo sus versiones derivadas para las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 4 de noviembre de 1999, o después;
- b) Los niveles máximos de ruido del numeral 12.4.1., inciso b), se deben aplicar a las versiones derivadas de aeronaves de ala fija para las cuales se haya presentado la solicitud del certificado de tipo antes del 4 de noviembre de 1999 y para las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de modificación del diseño de tipo el 4 de noviembre de 1999, o después; y
- c) Para las versiones derivadas descritas en el numeral 12.1.6., inciso b), para 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 del numeral 12.4.1., inciso b), se deben aplicar los niveles máximos de ruido del numeral 12.4.1., inciso a).

**12.2.** Medida de la evaluación del ruido.

**12.2.1.** La medida de la evaluación del ruido será el nivel máximo de ruido de ponderación "A" ( $L_{Amax}$ ) definido en el Apéndice "E" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**12.3.** Puntos de referencia para la medición del ruido.

**12.3.1.** En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas disposiciones, la aeronave de ala fija no excederá los niveles de ruido especificados en el numeral 12.4., en el punto de referencia para la medición del ruido de despegue.

**12.3.2.** El punto de referencia para la medición del ruido de despegue debe estar en la prolongación del eje de pista a una distancia de 2,500 m del inicio del recorrido de despegue.

**12.4.** Niveles máximos de ruido.

**12.4.1.** Los niveles máximos de ruido fijados conforme al método de evaluación del ruido del Apéndice "E" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder los límites siguientes:

Handwritten signature and initials in blue ink, including a large stylized signature and the letters 'd' and 'f' below it.

- a) En el caso de las aeronaves de ala fija comprendidas en los numerales 12.1.2. y 12.1.4., un límite constante de 76 dB(A) para aeronaves de ala fija cuyo peso sea de hasta 600 kg, dicho valor debe aumentar linealmente con el logaritmo del peso hasta un límite de 88 dB(A) a los 1,400 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante para aeronaves de ala fija cuyo peso sea de hasta 8,618 kg; y

W=Peso máximo 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	

Tabla 8.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 12.4.1., inciso a), de la presente Circular Obligatoria.

- b) En el caso de las aeronaves de ala fija comprendidas en el numeral 12.1.4., un límite constante de 70 dB(A) para aeronaves de ala fija cuyo peso sea de hasta 570 kg aumentando linealmente a partir de ese punto con el logaritmo del peso 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.

W=Peso máximo 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	

Tabla 9.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 12.4.1., inciso b), de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 25:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en las tablas 8 y 9 del presente numeral.

## 12.5. Procedimientos de referencia para la homologación de ruido.

### 12.5.1. Condiciones generales.

12.5.1.1. Los cálculos de los procedimientos de referencia y de las trayectorias de vuelo deben ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

12.5.1.2. Excepto en las condiciones especificadas en el numeral 12.5.1.3., el procedimiento de referencia de despegue será el definido en el numeral 12.5.2. de la presente Circular Obligatoria.

12.5.1.3. Si el solicitante demostrara que las características de diseño de la aeronave de ala fija impidiesen que los vuelos se llevarán a cabo de conformidad con el numeral 12.5.2. de la presente Circular Obligatoria, los procedimientos de referencia deben ser:

- 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
- Aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

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

- A la presión atmosférica al nivel del mar de 1,013.25 hPa;
- A la temperatura del aire ambiente de 15°C, es decir: ISA + 10°C;
- Con la humedad relativa del 70%; y
- Sin viento.

12.5.1.5. Las condiciones atmosféricas de referencia para la medición acústica deben ser las mismas que las condiciones atmosféricas del vuelo de referencia.

### 12.5.2. Procedimiento de referencia para el ruido de despegue.

12.5.2.1. La trayectoria del vuelo de despegue se debe calcular teniendo en cuenta las dos fases siguientes:

**a) Primera fase:**

- i. Se utilizará la potencia de despegue desde el momento de soltar los frenos hasta el momento en el que la aeronave de ala fija alcance la altura de 15 m (50 ft) por encima de la pista;
- ii. Se mantendrá constantemente durante toda esta primera fase la configuración de despegue seleccionada por el solicitante;
- iii. El peso de la aeronave de ala fija en el momento de soltar los frenos será el máximo de despegue para la cual se solicite la homologación de ruido en cuestión; y
- iv. La longitud de esta primera parte corresponderá a la distancia de despegue indicada en los datos de aeronavegabilidad para una pista horizontal pavimentada.

**b) Segunda fase:**

- i. El principio de la segunda fase coincidirá con el fin de la primera fase;
- ii. Durante toda la segunda fase, la aeronave de ala fija 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;
- iii. La velocidad será la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso  $V_y$ ; y
- iv. La potencia de despegue para las aeronaves de ala fija con hélice de paso variable o de velocidad constante, las revoluciones por minuto (rpm) se mantendrán durante toda la segunda fase. Si las limitaciones de aeronavegabilidad no permiten la aplicación de la potencia de despegue y las revoluciones por minuto (rpm) hasta el punto de referencia, entonces la potencia de despegue y las revoluciones por minuto (rpm) se mantendrán hasta donde lo permitan dichas limitaciones y de ahí en adelante a potencia y revoluciones por minuto (rpm) máximas continuas.

**Nota 26:** No se permitirá limitar el tiempo durante el cual deben aplicarse la potencia de despegue y las revoluciones por minuto (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.

**12.6. Procedimientos de ensayo.**

**12.6.1.** Los procedimientos de ensayo serán aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**12.6.2.** Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se deben llevar a cabo y se deben transmitir en una forma aprobada para determinar la medida de evaluación del ruido en unidades  $L_{Amáx}$ , según se describe en el Apéndice "E" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**12.6.3.** Los datos acústicos se deben ajustar por los métodos esbozados en el Apéndice "E" Normativo de la presente Circular Obligatoria, a las condiciones de referencia especificadas en este capítulo.

**12.6.4.** Si se utilizaran procedimientos de ensayo equivalentes, estos y todos los métodos para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia deben ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**13. Helicópteros de no más de 3,175 kg de peso máximo certificado de despegue.****13.1. Aplicabilidad.**

**13.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral aplican a todos los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue no exceda de los 3,175 kg, excepto los que hayan sido específicamente diseñados y utilizados para trabajos agrícolas, extinción de incendios o transporte de cargas por eslinga, y respecto a:

- a) Un helicóptero que haya presentado la solicitud del certificado de tipo el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha, se deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 13.2.1. de la presente Circular Obligatoria, excepto para los helicópteros especificados en el inciso c) del presente numeral;
- b) La versión derivada de un helicóptero que haya presentado la solicitud del certificado de modificación del diseño de tipo el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha, se deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 13.4.1. de la presente Circular Obligatoria, excepto para los helicópteros especificados en el inciso c) del presente numeral; y
- c) 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 deben aplicar los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 13.4.2. de la presente Circular Obligatoria.

**13.1.2.** La homologación de ruido de los helicópteros que puedan transportar cargas por eslinga o equipos externos deben efectuarse sin carga ni equipos.

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

**13.1.3.** El solicitante en virtud del numeral 13.1.1. de la presente Circular Obligatoria, puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con el numeral 11. en lugar del presente numeral.

**13.2.** Medida de la evaluación del ruido.

**13.2.1.** La medida de la evaluación del ruido será el nivel de exposición al ruido (SEL), según se describe en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**13.3.** Puntos de referencia para la medición del ruido.

**13.3.1.** En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas disposiciones, el helicóptero no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 13.4. de la presente Circular Obligatoria, en un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado en el terreno a 150 m (492 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (referirse el numeral 13.5.2.1.).

**Nota 27:** Referirse el Adjunto "H" de la presente Circular Obligatoria, (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.

**13.4.** Nivel máximo de ruido.

**13.4.1.** En el caso de los helicópteros que se tratan en el numeral 13.1.1., en los incisos a) y b) de la presente Circular Obligatoria, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de 82 dB de nivel de exposición de ruido, para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido sea de hasta 788 kg, valor que aumente, de ahí en adelante, linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero a razón de 3 dB por cada duplicación del peso.

**Nota 28:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 10 del presente numeral.

W=Peso máximo 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	

Tabla 10.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 13.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

**13.4.2.** En el caso de los helicópteros que se tratan en el numeral 13.1.2., los niveles máximos de ruido cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de 82 dB en niveles de exposición al ruido, para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación de ruido sea de hasta 1,417 kg, valor que aumentará, de ahí en adelante, linealmente con el logaritmo del peso del helicóptero a razón de 3 dB por cada duplicación del peso.

**Nota 29:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en la Tabla 11 en el presente numeral.

W=Peso máximo de despegue en 1,000 kg	0	1.417	3.175
Nivel de ruido en dB SEL	82	80.49 + 9.97 log M	

Tabla 11.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 13.4.2. de la presente Circular Obligatoria.

**13.5.** Procedimientos de referencia para la homologación en cuestión de ruido.

**13.5.1.** Condiciones generales.

**13.5.1.1.** El procedimiento de referencia se debe conformar a los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad y será aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**13.5.1.2.** Excepto cuando se apruebe de otro modo, el procedimiento de referencia para el sobrevuelo debe ser el que se define en el numeral 11.6.3. de la presente Circular Obligatoria.

**13.5.1.3.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que este vuele de conformidad con el numeral 11.6.3. de la presente Circular Obligatoria, se permitirá que el procedimiento de referencia se aparte del procedimiento de referencia normalizado, con la aprobación de la Agencia Federal de Aviación Civil, pero únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de los procedimientos de referencia.

**13.5.1.4.** El procedimiento de referencia se debe calcular 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;
- c) A la humedad relativa de 70%; y
- d) Sin viento.

**13.5.1.5.** Las máximas revoluciones por minuto (rpm) en operaciones normales se tomarán como la velocidad de rotor máxima correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave y aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil 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 para el cual se ha fijado esa tolerancia. Si la velocidad de rotor se relaciona automáticamente con la condición de vuelo, en el procedimiento de homologación de ruido 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 de ruido, se usará la velocidad operacional normal máxima del rotor que se especifica en el numeral de limitaciones del manual de vuelo para las condiciones de referencia.

**13.5.2.** Procedimiento de referencia.

**13.5.2.1.** El procedimiento de referencia se debe establecer 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  $\pm$  15 m (492 ft  $\pm$  50 ft);
- b) Se mantendrá la más baja de las velocidades 0.9 V<sub>H</sub> ó 0.9 V<sub>NE</sub> ó 0.45 V<sub>H</sub> + 120 km/h (65 kt) ó 0.45 V<sub>NE</sub> + 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<sub>H</sub> 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 el peso máximo certificado pertinente. V<sub>NE</sub> se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse, impuesta por la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave y aprobada por la Agencia Federal de Aviación Civil;
- c) El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las máximas revoluciones por minuto (rpm) en operaciones normales certificadas para vuelo horizontal;
- d) El helicóptero volará en la configuración de crucero; y
- e) El peso del helicóptero será el peso máximo de despegue en relación con la cual se solicita la homologación de ruido.

**13.5.2.2.** En la homologación de ruido, los valores de V<sub>H</sub> y V<sub>NE</sub> utilizados se deben citar en el manual de vuelo aprobado.

**13.6.** Procedimientos de ensayo.

**13.6.1.** Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**13.6.2.** El procedimiento de ensayo y las mediciones del ruido se deben llevar a cabo y se deben transmitir en una forma aprobada para dar la medida de evaluación del ruido designada con el nombre de nivel de exposición al ruido (SEL) en dB de ponderación "A", según se describe en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**13.6.3.** Las condiciones y procedimientos de ensayo deben ser muy parecidos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, a las condiciones y procedimientos de referencia de este numeral.

**13.6.4.** Durante el ensayo se deben efectuar un número de vuelos con viento de cola y el mismo número con viento de frente.

**13.6.5.** Los ajustes por razón de las diferencias entre los procedimientos de ensayo y los de referencia no deben exceder de 2.0 dB(A).

**13.6.6.** Durante el ensayo el régimen medio del rotor (rpm) no debe diferir de las revoluciones por minuto (rpm) máximas para operaciones normales en más de  $\pm 1.0\%$  durante el período de atenuación de 10 dB.

**13.6.7.** La velocidad aerodinámica del helicóptero no debe diferir de la velocidad aerodinámica de referencia adecuada del vuelo de demostración, según se describe en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, en más de  $\pm 5.5$  km/h ( $\pm 3$  kt) durante el período de atenuación de 10 dB.

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

**13.6.9.** Los ensayos se deben efectuar con un peso del helicóptero que no sea inferior al 90% del peso máximo certificado pertinente y podrán efectuarse con un peso que no exceda del 105% de dicho peso máximo certificado.

#### **14. Aeronaves de ala fija supersónicas.**

**14.1.** Aeronaves de ala fija supersónicas — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 1 de enero de 1975.

**14.1.1.** Las disposiciones contenidas del numeral 5., con excepción de los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 5.4. de la presente Circular Obligatoria, se deben aplicar a todas las aeronaves de ala fija supersónicas, incluso sus versiones derivadas, para las 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 a la aeronave de ala fija en cuestión el certificado de aeronavegabilidad después del 26 de noviembre de 1981.

**14.1.2.** Los niveles máximos de ruido de las aeronaves de ala fija que se tratan en el numeral 14.1.1., cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los niveles medidos de ruido de la primera aeronave de ala fija certificado de este tipo.

**14.2.** Aeronaves de ala fija supersónicas — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1975 o después de esa fecha.

**Nota 30:** *No se han formulado todavía las disposiciones correspondientes a estas aeronaves de ala fija. No obstante, los niveles máximos de ruido para el presente numeral, que serían aplicables a las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas pueden utilizarse como orientación. Aún no se han establecido niveles aceptables de estampido sónico y puede suponerse que el cumplimiento de las disposiciones acústicas subsónicas no permita la realización de vuelos supersónicos.*

#### **15. Aeronaves de rotor basculante.**

##### **15.1.** Aplicabilidad.

**15.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral aplican 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 1 de enero de 2018 o después de esa fecha.

**15.1.2.** La certificación acústica de aeronaves de rotor basculante que sean capaces de soportar cargas externas o equipo externo debe realizarse sin tales cargas o equipo.

**Nota 31:** *No se tiene el objetivo de que estas disposiciones del presente numeral se apliquen a las aeronaves de rotor basculante, que tengan una o más configuraciones y que estén certificadas solamente para aeronavegabilidad de operaciones STOL. En tales casos, probablemente se requerirían condiciones/procedimientos distintos o complementarios.*

##### **15.2.** Medida de la evaluación del ruido.

**15.2.1.** La medida de la evaluación del ruido deberá ser el nivel efectivo de ruido percibido, expresado en EPndB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria. La corrección de irregularidades espectrales debe iniciarse a 50 Hz (referirse el numeral B4.3.1 del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria).

**Nota 32:** *Deben presentarse a la Agencia Federal de Aviación Civil para fines de planificación del uso de los terrenos otros datos en unidades SEL y LAmáx. según lo definido en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, correspondiente a LAmáx.*

**15.3. Puntos de referencia para la medición del ruido.**

**15.3.1.** En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en el numeral 9. y con los procedimientos de ensayo del numeral 10. de la presente Circular Obligatoria, la aeronave de rotor basculante no debe exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 15.4. en los siguientes puntos de referencia:

- a) Puntos de referencia para medición del ruido de despegue:
  - i. 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 (referirse al numeral 15.6.2.) y a una distancia de 500 m (1,640 ft) 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; y
  - ii. Otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m (492 ft) 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:
  - i. 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 (referirse al numeral 15.6.3.); y
  - ii. Otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m (492 ft) 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:
  - i. 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 (referirse al numeral 15.6.4.). En terreno horizontal, esto corresponde a una posición de 1,140 m (3,740 ft) desde la intersección de la trayectoria de aproximación de 6° con el plano del terreno; y
  - ii. Otros dos puntos en tierra colocados simétricamente a 150 m (492 ft) 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.

**15.4. Niveles máximos de ruido.**

**15.4.1.** Para aeronaves de rotor basculante especificadas en el numeral 15.1.1. de la presente Circular Obligatoria, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, para helicópteros, no se deben exceder de los siguientes valores:

- a) **Para despegue:** 109 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuyo peso máximo certificado de despegue a al cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que disminuirá linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble del peso de 89 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante.



**b) Para sobrevuelo:** 108 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuyo peso máximo certificado de despegue a la cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que disminuirá linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble del peso de 88 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante; y

**Nota 33:** Para las aeronaves de rotor basculante en modo de aeronave de ala fija, no se especifica ningún nivel máximo de ruido.

**Nota 34:** 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) Para aproximación:** 110 EPNdB para aeronaves de rotor basculante en modo VTOL/conversión cuyo peso máximo certificado de despegue a la cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que disminuirá linealmente con el logaritmo del peso de la aeronave de rotor basculante a razón de 3 EPNdB por disminución doble del peso de 90 EPNdB, después de lo cual el límite se debe mantener constante.

**Nota 35:** Las ecuaciones para el cálculo de los niveles de ruido en función del peso de despegue presentadas en la Tabla 12 del presente numeral, para las condiciones descritas en los numerales 11. y 11.4.1., están en consonancia con los niveles máximos de ruido definidos en el numeral 15.4. de la presente Circular Obligatoria.

W=Peso máximo de despegue en unidades de 1,000 kg	0	0.788	80.0
Nivel de ruido lateral (EPNdB)	89	$90.03 + 9.97 \log W$	109
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	90	$91.03 + 9.97 \log W$	110
Nivel de ruido sobrevuelo (EPNdB)	88	$89.03 + 9.97 \log W$	108

Tabla 12.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 15.4. de la presente Circular Obligatoria.

### 15.5. Compensaciones.

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

- La suma de los excedentes no debe ser superior a 4 EPNdB;
- Todo excedente en un solo punto no debe ser superior a 3 EPNdB; y
- Los excedentes deben compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

### 15.6. Procedimientos de referencia para homologación de ruido.

#### 15.6.1. Condiciones generales.

**15.6.1.1.** En los procedimientos de referencia deben cumplirse los requisitos apropiados de aeronavegabilidad.

**15.6.1.2.** Los procedimientos de referencia y las trayectorias de vuelo deberán ser aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**15.6.1.3.** Excepto en las condiciones especificadas en el numeral 15.6.1.4. de la presente Circular Obligatoria, los procedimientos de referencia para el despegue, el sobrevuelo y la aproximación deberán ser los definidos en los numerales 15.6.2., 15.6.3. y 15.6.4., respectivamente, de la presente Circular Obligatoria.

**15.6.1.4.** Cuando el solicitante demuestre que las características de diseño de la aeronave de rotor basculante impidiesen que el vuelo se realice de conformidad con los numerales 15.6.2., 15.6.3. o 15.6.4. de la presente Circular Obligatoria, los procedimientos de referencia deben de:

- a) Apartarse de los procedimientos de referencia definidos en los numerales 15.6.2., 15.6.3. o 15.6.4. de la presente Circular Obligatoria, 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 Agencia Federal de Aviación Civil.

**15.6.1.5.** Deben 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.

**15.6.1.6.** En los numerales 15.6.2., inciso d), 15.6.3 inciso d) y 15.6.4 inciso c) de la presente Circular Obligatoria, deben adoptarse las máximas revoluciones por minuto (rpm) de funcionamiento normal como velocidad máxima del rotor para cada procedimiento de referencia correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave y aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil. Cuando se especifique un valor de tolerancia para la velocidad máxima del rotor, deberá 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, debe utilizarse la máxima velocidad del rotor en condiciones normales de funcionamiento correspondiente a la condición de vuelo de referencia durante el procedimiento de homologación en cuestión de ruido. Si puede modificarse por intervención del piloto la velocidad del rotor, debe 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 en cuestión de ruido.

**15.6.2.** El procedimiento de referencia para el despegue debe establecerse como sigue:

- a) Debe 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) El rotor basculante debe 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 (1,640 ft) antes del punto de referencia de trayectoria de despegue a 20 m (65 ft) por encima del suelo;
- c) Debe 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) Debe realizarse el ascenso continuo con la velocidad del rotor estabilizada a las revoluciones por minuto (rpm) de funcionamiento normal máximas certificadas para el despegue;
- e) El peso de la aeronave de rotor basculante debe ser el peso máximo de despegue al cual se solicita la homologación en cuestión de ruido; y
- f) Se define la trayectoria de referencia para el despegue como un tramo en línea recta inclinado desde el punto inicial 500 m (1,640 ft) 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.

**15.6.3.** Procedimiento de referencia para el sobrevuelo.

**15.6.3.1.** El procedimiento de vuelo de referencia para el sobrevuelo debe establecerse como sigue:

- a) El rotor basculante debe estabilizarse en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de trayectoria de vuelo a una altura de 150 m (492 ft);
- b) Debe mantenerse durante todos los procedimientos de referencia para sobrevuelo la configuración constante seleccionada por el solicitante;
- c) El peso de la aeronave de rotor basculante debe ser el peso máximo de despegue al cual se solicita la homologación en cuestión de ruido;
- d) En el modo VTOL/conversión, deberá 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  $0.9 V_{CON}$  y una velocidad estabilizada del rotor a las máximas revoluciones por minuto (rpm) normales de funcionamiento certificadas para vuelo horizontal; y

**Nota 36:** Para fines de homologación en cuestión de ruido, 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 aeronave de ala fija, deben mantenerse las barquillas en la posición de descenso-parada durante todo el procedimiento de referencia para sobrevuelo con:
  - i. La velocidad de rotor estabilizada a las revoluciones por minuto (rpm) correspondientes al modo VTOL/conversión y a una velocidad de  $0.9 V_{CON}$ ; y
  - ii. La velocidad del rotor estabilizada a las revoluciones por minuto (rpm) de crucero normales correspondientes al modo de la aeronave de ala fija y a la correspondiente  $0.9 V_{MCP}$  ó  $0.9 V_{MO}$ , de ambos valores el menor, certificadas para vuelo horizontal.

**Nota 37:** Para fines de homologación de ruido, se define  $V_{MCP}$  como la velocidad aerodinámica máxima límite de funcionamiento, para modo de la aeronave de ala fija 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, al peso máximo certificado pertinente; y  $V_{MO}$  como la velocidad aerodinámica máxima límite de funcionamiento (MO) que no puede ser deliberadamente excedida.

**15.6.3.2.** Deben indicarse en el manual de vuelo aprobado, los valores de  $V_{CON}$  y  $V_{MCP}$  ó  $V_{MO}$  utilizados para la homologación en cuestión de ruido.

**15.6.4.** Procedimiento de referencia para la aproximación debe establecerse como sigue:

- a) El rotor basculante debe estabilizarse y seguir una trayectoria de aproximación de 6°;
- b) La aproximación debe 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 la 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 vuelo y mantenerse hasta la toma de contacto normal;
- c) La aproximación debe realizarse con la velocidad del rotor estabilizada a las máximas revoluciones por minuto (rpm) normales de funcionamiento certificadas para la aproximación;
- d) Debe 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) El peso de la aeronave de rotor basculante en el punto de toma de contacto debe ser el peso máximo de aterrizaje al cual se solicita la homologación de ruido.

**15.7. Procedimientos de ensayo.**

**15.7.1.** Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**15.7.2.** Deben 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 el numeral 15.2. de la presente Circular Obligatoria.

**15.7.3.** Las condiciones de ensayo y los procedimientos deben ser similares a las condiciones y procedimientos de referencia o deben ajustarse los datos acústicos, mediante los métodos esbozados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, para helicópteros a las condiciones de referencia y los procedimientos especificados en el presente numeral.

**15.7.4.** Los ajustes correspondientes a diferencias entre los procedimientos de ensayo y de vuelo de referencia no deben exceder:

a) **Para el despegue:** En 4.0 EPNdB, de los cuales la suma aritmética de  $\Delta_1$  y del término  $-7.5 \log QK/QrKr$  de  $\Delta_2$ , no debe en total exceder de 2.0 EPNdB; y

b) **Para el sobrevuelo o la aproximación:** En 2.0 EPNdB.

**15.7.5.** Durante el ensayo las revoluciones por minuto (rpm) del rotor no deben en promedio variar de las revoluciones por minuto (rpm) máximas de funcionamiento normal en más de  $\pm 1.0\%$  en todo el período de disminución de 10 dB.

**15.7.6.** La velocidad aerodinámica de la aeronave de rotor basculante no debe apartarse de la velocidad aerodinámica de referencia apropiada a la demostración del vuelo, en más de  $\pm 9$  km/h ( $\pm 5$  kt) durante todo el período de disminución de 10 dB.

**15.7.7.** El número de sobrevuelos horizontales realizados con la componente del viento de frente debe ser igual al número de sobrevuelos horizontales realizados con la componente de viento de cola.

**15.7.8.** El rotor basculante debe volar en un entorno de  $\pm 10^\circ$  o  $\pm 20$  m ( $\pm 65$  ft), de ambos valores el mayor, respecto a la vertical por encima de la derrota de referencia en todo el período de disminución de 10 dB (referirse la Figura 11-1, Tolerancia de desviación lateral de los helicópteros).

**15.7.9.** La altura de la aeronave de rotor basculante no debe apartarse durante el sobrevuelo de la altura de referencia durante todo el período de disminución de 10 dB en más de  $\pm 9$  m ( $\pm 30$  ft).

**15.7.10.** Durante la demostración del ruido de aproximación, debe establecerse el rotor basculante en una configuración de aproximación a velocidad constante estabilizada dentro del espacio aéreo comprendido entre los ángulos de aproximación de  $5.5^\circ$  y de  $6.5^\circ$  durante todo el período de disminución de 10 dB.

**15.7.11.** Deben realizarse los ensayos a un peso de la aeronave de rotor basculante no inferior al 90% del peso máximo certificado pertinente y pueden realizarse a un peso que no exceda del 105% del peso máximo certificado pertinente. Para cada una de las condiciones de vuelo, debe completarse por lo menos un ensayo al peso máximo certificado o a un valor superior.

**16. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice con un peso máximo certificado de despegue de 55,000 kg o más. Solicitud del certificado de tipo presentada el 31 de diciembre de 2017 o después de esa fecha.**

**Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas con un peso máximo certificado de despegue de menos de 55,000 kg. Solicitud del certificado de tipo presentada el 31 de diciembre de 2020 o después de esa fecha.**

**Aeronaves de ala fija propulsadas por hélice con un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg e inferior a 55,000 kg. Solicitud del certificado de tipo presentada el 31 de diciembre de 2020 o después de esa fecha.**

**16.1. Aplicabilidad.**

**16.1.1.** Las disposiciones contenidas en el presente numeral deben aplicar, con excepción de las aeronaves de ala fija de reacción que necesiten pistas sin zona de parada ni zona libre de obstáculos de 610 m de longitud o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad o las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice específicamente diseñadas y utilizadas para fines agrícolas o de extinción de incendios:

- a) A todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea de 55,000 kg o superior y respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 31 de diciembre de 2017 o después de esa fecha;
- b) A todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea inferior a 55,000 kg y respecto a las cuales se haya presentado la solicitud de un certificado de tipo el 31 de diciembre de 2020 o después de esa fecha;
- c) A todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg, pero inferior a 55,000 kg y respecto de las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo el 31 de diciembre de 2020 o después de esa fecha; y
- d) A todas las aeronaves de ala fija de reacción subsónicas y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice que hayan obtenido originalmente la homologación de ruido en cumplimiento de los numerales 6., 7. y 8. de la presente Circular Obligatoria, respecto a las cuales se solicite la rehomologación en cumplimiento del numeral 16.

**16.1.2.** Sin perjuicio de lo estipulado en el numeral 16.1.1. de la presente Circular Obligatoria, la Agencia Federal de Aviación Civil puede reconocer que en las situaciones descritas seguidamente para las aeronaves de ala fija de reacción y aeronaves de ala fija propulsadas por hélice de un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg matriculadas en el mismo, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria:

- 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 la aeronave de ala fija no puede utilizarse por un período de más de 90 días a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Circular Obligatoria, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se aplica únicamente a las modificaciones resultantes de una medida de mantenimiento requerida.

**16.2. Mediciones del ruido.**

**16.2.1.** La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**16.3.** Puntos de referencia para la medición del ruido.

**16.3.1.** En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas disposiciones, la aeronave de ala fija no debe exceder los niveles de ruido especificados en el numeral 16.4., en el ruido medido en los puntos especificados en el numeral 6.3.1.1., incisos a), b) y c).

**16.3.2.** Puntos de medición del ruido durante los ensayos se deben aplicar las disposiciones del numeral 6.3.2., relativas a los puntos para la medición del ruido.

**16.4.** Niveles máximos de ruido.

**16.4.1.** Los niveles máximos de ruido cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deben exceder de los valores siguientes:

**16.4.1.1. En el punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia:** 103 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 400,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 94 EPNdB que corresponde a aeronaves de ala fija con un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante hasta un peso de 8,618 kg, donde decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 88.6 EPNdB que corresponde a aeronaves de ala fija con un peso de 2,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**16.4.1.2.** En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) Aeronaves de ala fija de dos motores o menos:** 101 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 385,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso a razón de 4 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad hasta 89 EPNdB, después de lo cual el límite se mantendrá constante hasta un peso de 8,618 kg, donde decrecerá linealmente con el logaritmo del peso a razón de 4 EPNdB por cada disminución del peso a la mitad hasta un peso de 2,000 kg, después de lo cual el límite se debe mantener constante;
- b) Aeronaves de ala fija de tres motores:** Igual que en el inciso a) del presente numeral, pero 104 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 kg; y
- c) Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más:** Igual que en el inciso a) del presente numeral, pero 106 EPNdB para aeronaves de ala fija con un peso máximo certificado de despegue que sea igual o superior a 385,000 kg.

**16.4.1.3. En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación:** 105 EPNdB para aeronaves de ala fija cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuestión de ruido, sea igual o superior a 280,000 kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 98 EPNdB que corresponde a aeronaves de ala fija de un peso de 35,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante hasta un peso de 8,618 kg, donde decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 93.1 EPNdB que corresponden a las aeronaves de ala fija con un peso de 2,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**16.4.1.4.** La suma de las diferencias de los tres puntos de medición entre los niveles máximos de ruido y los niveles máximos de ruido autorizados especificados en los numerales 16.1.1., 16.1.2. y 16.1.3., no debe ser inferior a 17 EPNdB.

**16.4.1.5.** El nivel máximo de ruido en cada uno de los tres puntos de medición no será inferior a 1 EPNdB por debajo del nivel máximo de ruido autorizado correspondiente especificado en los numerales 16.1.1., 16.1.2. y 16.1.3.

**Nota 38:** Referirse a las ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función del peso de despegue, en el Apéndice "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**16.5.** Procedimientos de referencia para la homologación en cuestión de ruido.

**16.5.1.** Los procedimientos de referencia para la homologación en cuestión de ruido corresponderán a lo prescrito en el numeral 6.6. de la presente Circular Obligatoria.

**16.6.** Procedimientos de ensayo.

**16.6.1.** Los procedimientos de ensayo corresponderán a lo prescrito en el numeral 6.7. de la presente Circular Obligatoria.

**16.7.** Rehomologación.

**16.7.1.** Para las aeronaves de ala fija especificadas en el numeral 16.1.1., inciso d), se otorgará la homologación basándose en que las pruebas utilizadas para determinar el cumplimiento con el numeral 16., son tan satisfactorias como las pruebas correspondientes a las aeronaves de ala fija que se especifican en el numeral 16.1.1., incisos a), b) y c).

**17. Grupos auxiliares de energía (APU) instalados abordo y sistemas asociados de aeronaves durante operaciones en tierra.**

**Nota 39:** No se han formulado todavía las normas y métodos recomendados de este numeral. Entretanto, las directrices que se proporcionan en el Adjunto "C" Normativo de la presente Circular Obligatoria, pueden utilizarse para la homologación acústica de los grupos auxiliares de energía (APU) instalados abordo y de los correspondientes sistemas de aeronave de:

- a) Todas las aeronaves, de las cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo, o la autoridad de certificación hubiese 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.

**18. Medición del ruido para fines de vigilancia.**

**Nota 40:** 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 "F", se utilice para fines de vigilancia.

**Nota 41:** 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.

**19. Evaluación del ruido en los aeropuertos.**

**Nota 42:** 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.

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 torno a los aeropuertos (Doc. 9911, OACI).

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 torno a los aeropuertos (Doc. 9911, OACI).

## 20. Enfoque equilibrado para la gestión del ruido.

**Nota 43:** *Las disposiciones generales de la presente Circular Obligatoria 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.*

**20.1.** 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 (ver la parte de las disposiciones generales de la presente Circular Obligatoria), 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, OACI).

**20.2.** 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.

**20.3.** Los procedimientos operacionales de aeronaves para la atenuación del ruido deberán elaborarse en consulta con los explotadores que utilizan el aeródromo interesado.

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 OACI), *Volúmenes I y II*]; y
- e) La actuación humana en la aplicación de los procedimientos operacionales.

**Nota 44:** *Véase el Anexo 6 Parte I, Capítulo 4 de la OACI, en lo que se refiere a los procedimientos operacionales de aviones para la atenuación del ruido.*

**Nota 45:** *Textos de orientación sobre actuación humana figuran en el manual de instrucción sobre factores humanos (Doc. 9683, OACI).*



Recomendación. – Si bien en la mayoría de los países a 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, OACI)].

## 21. Vigilancia.

**21.1.** Es facultad de la Agencia Federal de Aviación Civil verificar que se cumplan las especificaciones y procedimientos técnicos de la presente Circular Obligatoria, que establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves.

**21.2.** El concesionario, permisionario, operador aéreo o entidad responsable del diseño tipo de la aeronave, ya sea nacional o extranjero; será sujeto a evaluación de la conformidad, a través de la certificación de homologación de ruido, convalidación de homologación de ruido, aceptación de homologación de ruido o certificación de rehomologación de ruido, de conformidad con lo establecido en la presente Circular Obligatoria.

**21.3.** Cuando el concesionario, permisionario, operador aéreo o entidad responsable del diseño tipo de la aeronave, ya sea nacional o extranjero; solicite la formulación de la evaluación de la conformidad, de acuerdo con la presente Circular Obligatoria, debe presentar físicamente o mediante vía electrónica ante la Agencia Federal de Aviación Civil una solicitud por escrito precisando lo siguiente:

- a) Lugar y fecha de emisión del escrito;
- b) Nombre, denominación o razón social de quién o quiénes promuevan la evaluación de la conformidad, o en su caso el representante legal;
- c) Dirigido a la Agencia Federal de Aviación Civil a través Dirección Ejecutiva de Aviación;
- d) Un apartado donde se solicite la evaluación de la conformidad de la presente Circular Obligatoria, a través de cualquiera de los siguientes métodos:
  - i. "Certificación de homologación de ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.1. de la presente Circular Obligatoria;
  - ii. "Convalidación de homologación de ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.2. de la presente Circular Obligatoria;
  - iii. "Aceptación de homologación de ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.3. de la presente Circular Obligatoria; o
  - iv. "Certificado de rehomologación de ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.4. de la presente Circular Obligatoria.
- e) Los hechos o razones que dan motivo a la petición;
- f) Domicilio para oír y recibir notificaciones;
- g) Nombre de la persona o personas facultadas para oír y recibir notificaciones; y
- h) Firma del interesado o su representante legal, a menos que no sepa o no pueda firmar, caso en el cual, se debe imprimir su huella digital.

Fundamento jurídico: 15 y 15-A de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo.

**21.4.** Con el mencionado escrito, y de conformidad al numeral 20.3. de la presente Circular Obligatoria, el concesionario, permisionario, operador aéreo o entidad responsable del diseño tipo de la aeronave, nacional o extranjero, debe presentar lo siguiente:

- a) **"Certificado de homologación de ruido";**  
Para el concesionario, permisionario u operador aéreo:

- i. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos de lo dispuesto en la Ley Federal de Procedimiento Administrativo);
- ii. Pruebas documentales (soporte técnico), cuando se haya realizado una modificación que altere los niveles de emisión de ruido de la aeronave;
- iii. Copia simple del certificado de aeronavegabilidad estándar;
- iv. Copia simple de la sección del manual de vuelo o del suplemento al manual de vuelo de la aeronave, que contenga la información de emisión de ruido, según aplique;
- v. Copia simple del designador OACI de tres letras, aplica únicamente para aeronaves pertenecientes a concesionarios o permisionarios nuevos o que cambien su designador OACI;

Para el caso de la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave:

- vi. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos del fundamento de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo); y
- vii. Programa de certificación.

**b) "Convalidación de homologación de ruido";**

- i. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos del fundamento de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo);
- ii. Certificado de ruido o documento equivalente emitido por la Autoridad de Aviación Civil Extranjera del país fabricante;
- iii. Copia simple del certificado de aeronavegabilidad estándar; y
- iv. Copia simple de la enmienda al manual de vuelo de la aeronave por la inclusión de las gráficas de ruido y características de operación para su aprobación.

**c) "Aceptación de homologación de ruido";**

- i. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos del fundamento de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo);
- ii. Certificado de ruido o documento equivalente emitido por la Autoridad de Aviación Civil Extranjera del país fabricante;
- iii. Copia simple del certificado de aeronavegabilidad estándar; y
- iv. Copia simple de la enmienda al manual de vuelo de la aeronave por la inclusión de las gráficas de ruido y características de operación para su aprobación.

**d) "Certificado de rehomologación de ruido";**

Para el concesionario, permisionario u operador aéreo:

- i. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos del fundamento de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo);
- ii. Pruebas documentales (soporte técnico);
- iii. Copia simple del certificado de aeronavegabilidad estándar;
- iv. Copia simple de la sección del manual de vuelo o del suplemento al manual de vuelo de la aeronave, que contenga la información de emisión de ruido, según aplique;
- v. Copia simple del designador OACI de tres letras, aplica únicamente para aeronaves pertenecientes a concesionarios o permisionarios nuevos o que cambien su designador OACI.

Para el caso de la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave:

- vi. Poder(es) del (de los) representante(s) legal(es) (Original o copia certificada y copia simple para cotejo, el original o copia certificada se devolverá al interesado en términos del fundamento de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo); y
- vii. Programa de certificación.

**21.5.** De cumplir con lo establecido en la presente Circular Obligatoria, el concesionario, permisionario, operador aéreo o entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave, nacional o extranjero, recibirá por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil, según corresponda:

**21.5.1.** Certificado de homologación de ruido.

**21.5.1.1.** La certificación de homologación de ruido de la aeronave al servicio de un concesionario, permisionario, operador aéreo o entidad responsable del diseño tipo de la aeronave, es a través de las especificaciones descritas en un certificado de homologación de ruido emitido por la Agencia Federal de Aviación Civil, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.1. de la presente Circular Obligatoria.

**21.5.2.** Convalidación de homologación de ruido.

**21.5.2.1.** La convalidación de homologación de ruido de la aeronave al servicio de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacional, es a través de las especificaciones descritas en una convalidación de homologación de ruido emitido por la Agencia Federal de Aviación Civil, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.2. de la presente Circular Obligatoria.

**21.5.3.** Aceptación de homologación de ruido.

**21.5.3.1.** La aceptación de homologación de ruido de la aeronave al servicio de un concesionario o permisionario, es a través de las especificaciones descritas en su certificado de operador de servicios aéreos (AOC) emitido por la Agencia Federal de Aviación Civil, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.3. de la presente Circular Obligatoria.

**21.5.4.** Certificado de rehomologación de ruido.

**21.5.4.1.** La rehomologación de la aeronave al servicio del concesionario, permisionario u operador aéreo, es a través de un certificado de rehomologación de ruido emitido por la Agencia Federal de Aviación Civil, de cumplir con lo establecido en los numerales 4.5.4. de la presente Circular Obligatoria.

## **22. Sanciones.**

**22.1.** Corresponde a la Agencia Federal de Aviación Civil, sancionar cualquier incumplimiento a la presente Circular Obligatoria, en términos de lo dispuesto por las Leyes y demás disposiciones jurídicas aplicables.

## **23. Grado de concordancia con normas y lineamientos internacionales y con Leyes, Reglamentos y Normas Oficiales Mexicanas tomadas como base para su elaboración.**

**23.1.** La presente Circular Obligatoria concuerda con el artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional y con las normas y métodos recomendados en el Anexo 16 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional de título Protección al Medio Ambiente, emitido por la Organización de Aviación Civil Internacional.

## **24. Bibliografía.**

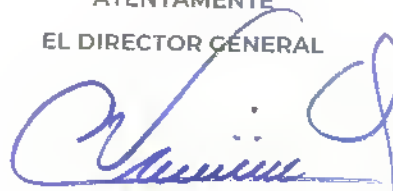
**24.1.** Artículo 37 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional y las normas y métodos recomendados en el Anexo 16 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional de título Protección al Medio Ambiente emitido por la Organización de Aviación Civil Internacional, Vol. I Ruido de las Aeronaves, 8va. Edición, 13va Enmienda, 2021, OACI.

**24.2.** Manual Técnico - Ambiental sobre procedimientos de homologación acústica de las aeronaves (Doc. 9501, OACI).

**25. Vigencia y fecha de emisión.**

**25.1.** La presente Circular Obligatoria CO AV-036/23, entrará en vigor al día siguiente de su publicación en el Diario Oficial de la Federación y estará vigente indefinidamente hasta su modificación o cancelación.



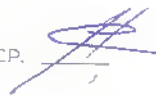
**ATENTAMENTE  
EL DIRECTOR GENERAL**



**GRAL. DIV. P.A. D.E.M.A. RET. MIGUEL ENRIQUE VALLIN OSUNA**

Ciudad de México a 04 de mayo de 2023.

---

Elaboró: JJS.M.  Aprobó: FRO.  Autorizó: PCP. 



**APÉNDICE "A" NORMATIVO**

**Método de evaluación para la homologación de ruido de aeronaves de ala fija de reacción subsónicas – Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977.**

**Nota 1 Ap. A:** Referirse al numeral 5 de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 2 Ap. A:** Los procedimientos que figuran en el presente apéndice se aplican también a algunos tipos de aeronaves comprendidos en los numerales 8. y 10. de la presente Circular Obligatoria.

**A1. Introducción.**

**Nota 3 Ap. A:** Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido;
- b) Medición del ruido de aeronaves de ala fija 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 Agencia Federal de Aviación Civil y corrección de los datos medidos.

**Nota 4 Ap. A:** Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación de emisión de ruido y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de ala fija de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a las aeronaves de ala fija comprendidas en las cláusulas de aplicación del numeral 5. de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 5 Ap. A:** De los numerales A6. al A9. del presente apéndice, se incluyen una lista completa de símbolos y unidades, la formulación matemática del ruido percibido, 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.

**A2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación acústica.**

**A2.1. Generalidades.**

**A2.1.1.** En este numeral se prescriben las condiciones con los que se llevarán a cabo los ensayos de homologación de emisión de ruido, así como también los procedimientos de medición que corresponde usar.

**Nota 6 Ap. A:** Muchas solicitudes de homologación de emisión de ruido tratan únicamente de modificaciones de menor cuantía del diseño de tipo de la aeronave de ala fija. 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.

**A2.2. Condiciones generales de los ensayos.**

**A2.2.1.** Los ensayos para determinar si se cumple lo establecido respecto a los niveles de homologación de emisión de ruido, consistirán en una serie de despegues y aterrizajes durante los cuales se efectuarán mediciones en los puntos establecidos en la presente Circular Obligatoria, estos puntos son normalmente los siguientes:

- a) Punto de medición del ruido de sobrevuelo (Denominado algunas veces punto de medición del ruido de despegue);
- b) Punto de medición del ruido de aproximación; y
- c) Puntos de medición del ruido lateral (Denominados algunas veces punto de medición de línea lateral).

**A2.2.1.1.** Los cuales, para fines de homologación de emisión de ruido, se especifican en los numerales 5. y 5.3. de la presente Circular Obligatoria. 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.

**A2.2.2.** Los lugares en que se mida el ruido producido por las aeronaves de ala fija 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 de la aeronave de ala fija. 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 7 Ap. A:** *Las personas que llevan a cabo las mediciones pueden constituir un obstáculo.*

**A2.2.3.** 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 5,1 m/s (10 kt) y de la componente transversal media no superior a 2.6 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

**Nota 8 Ap. A:** *Las ventanas de ensayo de homologación de emisión de ruido para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión de 0.1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento, para fines de homologación de emisión de ruido.*

- e) Ausencia de inversión de temperatura o de condiciones anómalas de viento que puedan afectar de una manera significativa al nivel de ruido de la aeronave de ala fija registrado en los puntos de medición especificados en la presente Circular Obligatoria.

**A2.3.** Procedimiento de ensayo para aeronaves de ala fija.

**A2.3.1.** Los procedimientos de ensayo serán aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**A2.3.2.** Los procedimientos de ensayo y mediciones de ruido para aeronaves de ala fija 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 el numeral A4 del presente apéndice.

**A2.3.3.** La altura y posición lateral de la aeronave de ala fija para la prolongación del eje de pista se determinarán mediante un método independiente de los instrumentos normales de abordaje, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito o fototelemetría.

**A2.3.4.** Mediante señales de sincronización, se relacionará la posición de la aeronave de ala fija a lo largo de la trayectoria de vuelo con el ruido registrado en los puntos de medición. Durante la aproximación, se registrará la posición de la aeronave de ala fija para la pista, desde un punto situado por lo menos a 7.4 km (4 MN) del umbral y por lo menos a 11 km (6 MN) del inicio del recorrido de despegue.

**A2.3.5.** Si el ensayo de despegue se lleva a cabo con un peso distinto del máximo de despegue indicado en la solicitud de homologación de emisión de ruido, la corrección EPNL necesaria no debe exceder de 2 EPNdB. Si el ensayo de aproximación se lleva a cabo con un peso distinto del máximo de aterrizaje indicado en la solicitud de homologación de emisión de ruido, la corrección EPNL no debe exceder de 1 EPNdB.

#### **A2.4. Mediciones.**

**A2.4.1.** Los datos de posición y de la performance que se necesitan para hacer las correcciones descritas en el numeral 5. del presente apéndice, se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado. La posición de la aeronave de ala fija se registrará para la pista, desde un punto situado por lo menos a 7.4 km (4 MN) del trecho comprendido entre el umbral y el punto de toma de contacto, cuando se trate de la aproximación, y a 11 km (6 MN) del inicio del recorrido de despegue.

**A2.4.2.** Los datos de posición y de la performance se ajustarán mediante los métodos descritos en el numeral 5. del presente apéndice a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en el numeral A5.3.1., inciso a) del presente apéndice.

**A2.4.3.** Los datos acústicos se ajustarán mediante los métodos descritos en el numeral A5. del presente apéndice a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en el numeral A5.3.1., inciso a), subincisos i), ii) y iii). 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 de la aeronave de ala fija 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.

**A2.4.4.** 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 las aeronaves de ala fija. 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 al numeral A2. del presente apéndice.

### **A3. Medición del ruido de los aviones percibido en tierra.**

#### **A3.1. Generalidades.**

**A3.1.1.** 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 las aeronaves de ala fija durante el vuelo, en cualquier estación de observación que se requiera.

**A3.1.2.** Los métodos para determinar la distancia entre las estaciones de observación y la aeronave de ala fija comprenderán técnicas de triangulación con teodolito, las dimensiones a escala de la aeronave de ala fija en fotografías tomadas mientras este sobrevuele los puntos de medición, radioaltímetros y sistemas de seguimiento radar.

**A3.1.3.** 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 en los numerales A3.2. y A3.4. del presente apéndice.

**A3.2.** Sistema de medición.

**A3.2.1.** 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 el numeral A3.3. del presente apéndice, 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 establecidas en el numeral A3.3. del presente apéndice;
- 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; y
- e) Equipo de análisis que satisfaga los requisitos de respuesta y precisión especificados en el numeral A3.4. del presente apéndice.

**A3.3.** Equipo de captación, registro y reproducción.

**A3.3.1.** El sonido producido por la aeronave de ala fija se registrará de tal manera que se retenga la información completa, incluso la evolución en función del tiempo. Para ello es aceptable un magnetófono.

**A3.3.2.** 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.

**A3.3.3.** Si las limitaciones de la gama dinámica del equipo lo exigieran, se agregará pre-énfasis de altas frecuencias al canal de registro, y se introducirá de-énfasis al reproducir la grabación. El pre-énfasis 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.

**A3.3.4.** El equipo se calibrará, tanto electrónicamente como acústicamente, de acuerdo con lo indicado en el numeral A3.4. del presente apéndice. La calibración acústica se efectuará con medios que proporcionen condiciones de campo libre.

**A3.3.5.** Cuando se hagan mediciones de ruido de aeronaves de ala fija con velocidades de viento superiores a 3 m/s (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.

**A3.4.** Equipo de análisis.

**A3.4.1.** Se efectuará un análisis de frecuencia de la señal acústica, de una manera equivalente al uso de filtros de tercio de octava.

**A3.4.2.** 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.

**A3.4.3.** 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) Promedio integración; y
- c) Conversión de las funciones lineales en funciones logarítmicas.



**A3.4.3.1.** 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  $\pm 1.0$  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.

**A3.4.4.** 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  $4 \text{ dB} \pm 1 \text{ dB}$  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; y
- b) El valor máximo de salida excederá en  $0.5 \pm 0.5 \text{ dB}$  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.

**A3.4.5.** Se obtendrá un solo valor para el nivel de la media cuadrática para cada una de las 24 bandas de tercio de octava, cada  $0.5 \pm 0.01$  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.

**A3.4.6.** El analizador tendrá un poder de resolución de amplitud inferior o igual a 0.50 dB.

**A3.4.7.** Cada uno de los niveles de salida del analizador corresponderá al nivel de la señal de entrada con una precisión de  $\pm 1.0$  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  $\pm 3$  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.

**A3.4.8.** La capacidad de la gama dinámica del analizador para presentar el caso de ruido producido por una sola aeronave de ala fija 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.

**A3.4.9.** 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.

**A3.5.** Procedimientos de medición del ruido.

**A3.5.1.** 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.

**A3.5.2.** 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.

**A3.5.3.** 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 de la aeronave de ala fija.

**A3.5.4.** 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 las aeronaves de ala fija. Si los niveles de presión acústica de las aeronaves de ala fija 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.

#### **A4. Cálculo del nivel de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido.**

##### **A4.1. Generalidades.**

**A4.1.1.** El elemento básico en los criterios que rigen para la homologación de emisión de ruido 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 las aeronaves de ala fija 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).

**A4.1.2.** 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 de la aeronave de ala fija.

**A4.1.3.** 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* (referirse a la Tabla A1-1. del presente apéndice) en ruido percibido. 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; y
- 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:

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

**A4.1.4.** Se obtienen los valores instantáneos del nivel de ruido percibido corregido por tono y se determina el valor máximo  $PNLTM$ , del modo siguiente:

- a) 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
- b) 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:

$$EPNL = PNLTM + D$$

##### **A4.2. Nivel de ruido percibido.**

**A4.2.1.** 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:

**A4.2.1.1. Operación 1.** Conviértase la  $SPL(i,k)$ , de cada banda de tercio de octava, de 50 a 10,000 Hz, en ruido percibido  $n(i,k)$ , valiéndose de la Tabla A1-1. del presente apéndice, o de la formulación matemática que figura en la tabla de valores *noy* presentada en el numeral A7. del presente apéndice.

**A4.2.1.2. Operación 2.** Usando la fórmula que sigue, combínense los valores de ruido percibido  $n(i,k)$ , hallados en la operación 1:

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

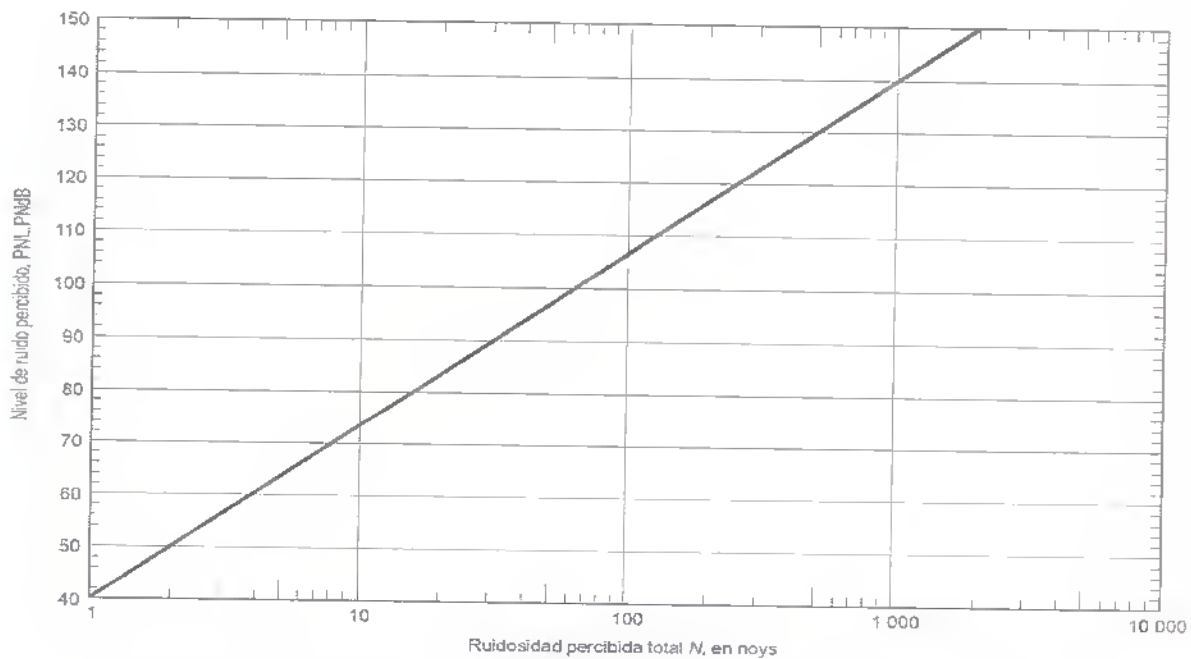
$$= 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)$$

Donde  $n(k)$  es el mayor de los 24 valores de  $n(i,k)$  y  $N(k)$  es el ruido percibido total.

**A4.2.1.3. Operación 3.** Conviértase el ruido percibido total  $N(k)$  en nivel de ruido percibido  $PNL(k)$ , mediante la siguiente fórmula:

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

Que está representada gráficamente en la siguiente Figura A1-1.  $PNL(k)$  también puede obtenerse hallando  $N(k)$  en la columna de 1,000 Hz de la Tabla A1-1, del presente apéndice, 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 nuy 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		
28																			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																			1.07	1.23	1.23	1.15	1.07			
33																			1.07	1.32	1.32	1.23	1.15			
34																			1.00	1.15	1.32	1.41	1.32			
35																			1.00	1.15	1.32	1.41	1.32			
36																			1.07	1.23	1.41	1.51	1.41	1.32		
37																			1.15	1.32	1.51	1.62	1.51	1.41		
38																			1.23	1.41	1.62	1.74	1.62	1.51		
39																			1.00	1.32	1.51	1.74	1.62	1.51	1.00	
40																			1.07	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
41																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
42																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
43																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
44																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
45																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
46																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
47																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
48																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
49																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
50																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
51																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
52																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
53																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
54																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
55																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
56																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
57																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
58																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
59																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
60																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
61																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
62																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
63																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
64																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
65																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
66																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
67																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
68																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
69																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
70																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
71																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
72																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
73																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
74																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
75																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
76																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
77																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
78																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
79																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
80																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
81																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
82																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
83																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
84																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
85																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
86																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
87																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
88																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	
89																			1.00	1.41	1.62	1.86	1.74	1.62	1.00	



**A4.3.1.3. Operación 3.** Del modo siguiente:

- 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  $SPL(i,k)$ ;
- 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  $SPL[(i-1),k]$ ; y
- En todos los demás casos no se pondrá círculo alguno en los valores de nivel de presión acústica.

**A4.3.1.4. Operación 4.** Prescíndase de todos los  $SPL(i,k)$  que se hubiesen rodeado de círculos en la operación 3, y calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica  $SPL'(i,k)$ , del modo siguiente:

- Respecto a los niveles de presión acústica no encerrados en círculos, iguálense los nuevos niveles a los niveles originales:  $SPL'(i,k) = SPL(i,k)$ ;
- Por lo que toca a los niveles de presión acústica encerrados en círculos correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálense el nuevo nivel de presión acústica a la media aritmética de los niveles precedentes y subsiguientes:

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

- 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:

$$SLP'(24, k) = SLP(23, k) + s(23, k) \quad SLP'(24, k) = SLP(23, k) + s(23, k)$$

**A4.3.1.5. Operación 5.** Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes  $s'(i,k)$ , incluyendo una para 25ª banda imaginaria:

$$\begin{aligned} s'(3,k) &= s'(4,k) \\ s'(4,k) &= SPL(4,k) - SPL(3,k) \\ s'(i,k) &= SPL'(i,k) - SPL'[(i-1),k] \\ s'(24,k) &= SPL'(24,k) - SPL'(23,k) \\ s'(25,k) &= s'(24,k) \end{aligned}$$

**A4.3.1.6. Operación 6.** Calcúlese para  $i$  desde 3 hasta 23 la media aritmética de las tres pendientes contiguas, del modo siguiente:

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

**A4.3.1.7. 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, del modo siguiente:

$$\begin{aligned} SPL''(3,k) &= SPL(3,k) \\ SPL''(4,k) &= SPL''(3,k) + s(3,k) \\ SPL''(i,k) &= SPL''[(i-1),k] + s[(i-1),k] \\ SPL''(24,k) &= SPL''(23,k) + s(23,k) \end{aligned}$$

**A4.3.1.8. Operación 8.** Calcúlense las diferencias  $F(i,k)$  entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de fondo, del modo siguiente:

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

Y anótense sólo los valores iguales o mayores que tres.

**A4.3.1.9.** Operación 9. Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica  $F(i,k)$ , y de la Tabla A1-2. del presente apéndice, determinense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

**A4.3.1.10.** Operación 10. Designese como  $C(k)$  el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9. En la Tabla A1-3. del presente apéndice, se encontrará un ejemplo del procedimiento de corrección por tono.

**A4.3.1.11.** Los niveles de ruido percibidos corregidos por tono  $PNLT(k)$ , se determinarán sumando los valores  $C(k)$  a los correspondientes valores  $PNL(k)$ , es decir:

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

**A4.3.1.12.** 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 de ala fija, 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.

**A4.4.** Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.

**A4.4.1.** 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 del numeral A4.3. del presente apéndice, para obtener una evolución del ruido en función del tiempo que resulte satisfactoria, se harán mediciones a intervalos de medio segundo.

**Nota 9 Ap. A:** La Figura A1-2. del presente apéndice, que muestra claramente el valor máximo, es un ejemplo de la evolución del ruido de sobrevuelo en función del tiempo.

**A4.4.2.** Si no hubiese marcadas irregularidades en el espectro, aun cuando se examine por análisis de banda estrecha, se prescindirá del procedimiento del numeral A4.3. del presente apéndice, ya que  $PNLT(k)$  sería idénticamente igual a  $PNL(k)$ , en tal caso, PNLTM será el valor máximo de  $PNL(k)$  e igual a PNLTM.

**A4.5.** Corrección por duración.

**A4.5.1.** El factor de corrección por duración  $D$ , determinado por integración estará definido por la siguiente expresión:

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

Donde  $T$  es una constante de tiempo normalizadora, PNLTM es valor máximo de PNLT.

**A4.5.1.1.** 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  $PNLTM - 10$ .

**A4.5.1.2.** 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.

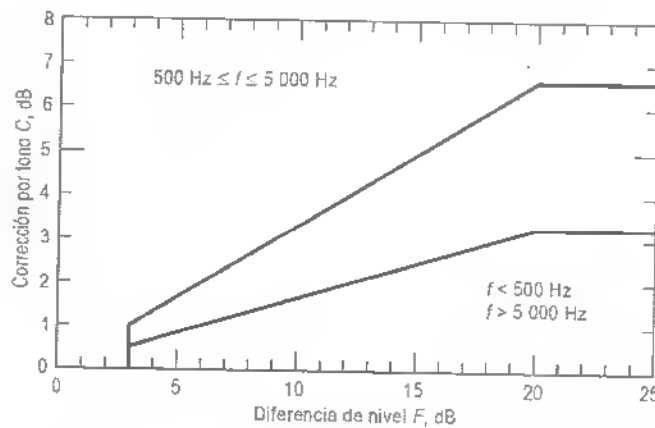
**A4.5.1.3.** Si PNLTM es menor que 90 TPNdB, la corrección por duración se tomará igual a 0.

**A4.5.2.** 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:

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

Donde  $\Delta t$  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 de los numerales A4.5.1.1 a A4.5.1.3.

**Tabla A1-2. Factores de corrección por tono**



Frecuencia $f$ , Hz	Diferencia de nivel $F$ , dB	Corrección por tono $C$ , dB
$50 \leq f < 500$	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3 1/3$
$500 \leq f \leq 5000$	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6 2/3$
$5000 < f \leq 10000$	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3 1/3$

**A4.5.3.** Para obtener un historial satisfactorio del nivel de ruido percibido, se usarán:

- a) Intervalos  $\Delta t$  de medio segundo; o
- b) Un intervalo más corto, con límites y constantes aprobados.

**A4.5.4.** Al calcular  $D$ , se usarán los siguientes valores para  $T$  y  $\Delta t$  según el procedimiento indicado en el numeral A4.5.2:

$$T = 10 \text{ s, y}$$

$$\Delta t = 0.5 \text{ s}$$



Con dichos valores, la ecuación de  $D$  resulta ser:

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

Donde el entero  $d$  es la duración definida por los puntos correspondientes a los valores  $PNLTM - 10$  o  $90$  según el caso.

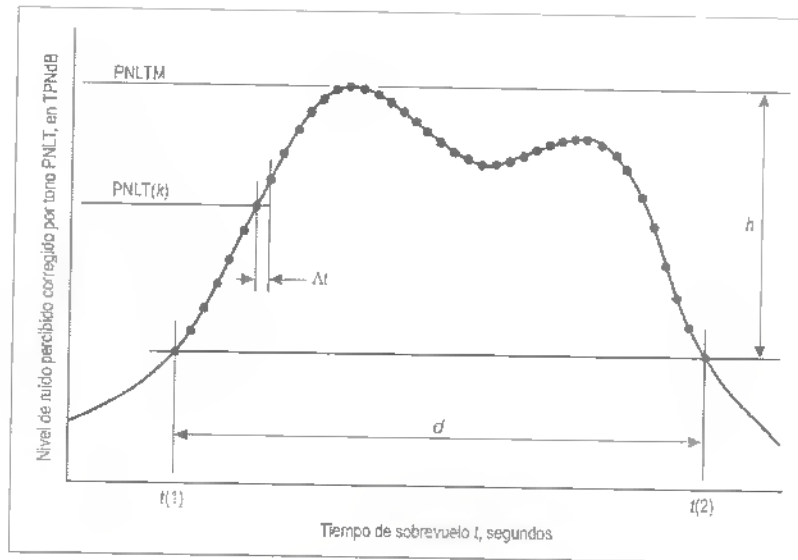


Figura A1-2. Ejemplo del nivel de ruido percibido corregido por tono en función del tiempo de sobrevuelo de la aeronave.

**A4.5.5.** Si en los procedimientos dados en el numeral A4.5.2., 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.

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

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Banda (i)	f Hz	SPL dB	S dB Operación 1	$ \Delta S $ dB Operación 2	SPL' dB Operación 4	S' dB Operación 5	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	-2 1/3	70	—	—
4	100	62	-8	—	62	-8	+3 1/3	67 2/3	—	—
5	125	70	+8	16	71	+9	+6 2/3	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+9	+2 2/3	77 2/3	—	—
7	200	82	+2	8	82	+2	-1 1/3	80 1/3	—	—
8	250	83	+1	1	79	-3	-1 1/3	79	4	0.61
9	315	76	-7	8	76	-3	+1/3	77 2/3	—	—
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	-1/3	79	—	—
14	1 000	80	+2	3	80	+2	-2/3	78 2/3	—	—
15	1 250	78	-2	4	78	-2	-1/3	78	—	—
16	1 600	76	-2	0	76	-2	+1/3	77 2/3	—	—
17	2 000	79	+3	5	79	+3	+1	78	—	—
18	2 500	85	+6	3	79	0	-1/3	79	6	2
19	3 150	79	-6	12	79	0	-2 2/3	78 2/3	—	—
20	4 000	78	-1	5	78	-1	-6 1/3	76	—	—
21	5 000	71	-7	6	71	-7	-8	69 2/3	—	—
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8 2/3	61 2/3	—	—
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	⑤ (i) - ⑤ (i-1)

Operación 6	[⑦ (i) + ⑦ (i+1) + ⑦ (i+2)] ÷ 3
Operación 7	⑨ (i-1) + ⑧ (i-1)
Operación 8	⑤ (i) - ⑨ (i)
Operación 9	Véase la Tabla A1-2

**A4.6.** Nivel efectivo de ruido percibido.

**A4.6.1.** El efecto subjetivo total ejercido del ruido de sobrevuelo de una aeronave de ala fija, 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:

$$EPNL = PNLTM + D$$

Donde PNLTM y D se calculan de acuerdo con los procedimientos indicados en los numerales A4.2., A4.3., A4.4. y A4.5. Si la corrección por duración D es negativa y excede en valor absoluto de PNLTM - 90, D se tomará igual a 90 - PNLTM.

**A5. Notificación de datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y corrección de los datos medidos.**

**A5.1. Generalidades.**

**A5.1.1.** Los datos que representan mediciones físicas o correcciones de datos medidos se registrarán de manera permanente y se anexarán del presente Apéndice, 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 definidos.

**A5.2. Notificación de datos.**

**A5.2.1.** 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 disposiciones indicadas en el numeral A3. del presente Apéndice.

**A5.2.2.** Se notificará el tipo de equipo usado para medir y analizar los datos acústicos en relación con la performance de la aeronave de ala fija, así como los datos meteorológicos.

**A5.2.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral A2 del presente Apéndice:

- a) La temperatura del aire y la humedad relativa;
- b) Las velocidades máxima, mínima y media del viento; y
- c) La presión atmosférica.

**A5.2.4.** Se notificarán los comentarios sobre la topografía local, la vegetación y fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**A5.2.5.** Se dará la siguiente información acerca de la aeronave de ala fija:

- a) Tipo, modelo y números de serie (si los hubiese), de la aeronave de ala fija y de los motores;
- b) Las dimensiones globales de la aeronave de ala fija y ubicación de los motores;
- c) El peso total de la aeronave de ala fija para cada pasada de ensayo;
- d) La configuración de la aeronave de ala fija, 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 de la flecha del compresor, determinadas mediante los instrumentos de la aeronave de ala fija y según los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave; y
- g) La altura de la aeronave de ala fija por encima del suelo, determinada por un método independiente de los instrumentos del puesto de pilotaje, como ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría.

**A5.2.6.** La velocidad y posición de la aeronave de ala fija, 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 este numeral y en sincronía con la medición del ruido.

**A5.2.6.1.** Se notificará la posición lateral con relación a la prolongación del eje de pista, la configuración y el peso total.

**A5.3.** Condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido.

**A5.3.1.** Los datos de posición y performance de la aeronave de ala fija, como también las mediciones de ruido, se ajustarán a las siguientes condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido:

- a) Condiciones meteorológicas:
  - i) Presión atmosférica al nivel del mar, de 1,013.25 hPa;
  - ii) Temperatura ambiente 25°C, es decir ISA + 10°C, excepto que, a discreción de la Agencia Federal de Aviación Civil, podrá usarse como temperatura ambiente de referencia 15°C, es decir ISA;
  - iii) Humedad relativa, 70%; y
  - iv) Sin viento;
- b) Condiciones relativas a la aeronave de ala fija:
  - i) Peso máximo de despegue y de aterrizaje que figuran en la solicitud de homologación de emisión de ruido;
  - ii) Ángulo de aproximación de 3°; y
  - iii) La aeronave de ala fija a 120 m (394 ft) por encima de la estación de medición del ruido de aproximación.

**A5.4.** Corrección de datos.

**A5.4.1.** Los datos de ruido se ajustarán a las condiciones de referencia indicadas en el numeral A5.3, las condiciones meteorológicas medidas serán las que se obtengan de acuerdo con el numeral A2, del presente Apéndice. Los requisitos relativos a la atenuación del sonido en la atmósfera figuran en el numeral A8, del presente Apéndice. Cuando se ajusten los datos a una temperatura ambiente de referencia de 15°C [referirse al numeral A5.3., inciso a) subinciso ii)], habrá que efectuar una corrección complementaria de +1 EPNdB en los niveles de ruido obtenidos en el punto de medición de sobrevuelo.

**A5.4.2.** 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 de emisión de ruido.

**Nota 10 Ap. A:** *Las correcciones necesarias relativas a la trayectoria de vuelo o a la performance de la aeronave de ala fija pueden deducirse de datos aprobados que no sean los del ensayo de homologación de emisión de ruido.*

**A5.4.2.1.** 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 la aeronave de ala fija 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 de la aeronave de ala fija para 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 11 Ap. A:** *En el numeral A9, del presente Apéndice figuran los requisitos detallados de corrección.*

**A5.4.3.** 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.

**A5.4.4.** Si los niveles de presión acústica de la aeronave de ala fija 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.

**A5.5.** Validez de los resultados.

**A5.5.1.** 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 todos los ensayos válidos realizados, 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 ensayo realizado se promediarán para que constituyan una sola medición.

**A5.5.2.** El tamaño de muestra mínimo aceptable para cada uno de los tres puntos de medición para la homologación de emisión de ruido será seis. Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente, para cada uno de los tres niveles de homologación de emisión de ruido, un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  EPNdB. Del proceso de promediar, no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifique de otro modo la Agencia Federal de Aviación Civil.

**A5.5.3.** 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 de la aeronave de ala fija en lo referente al ruido, comparándolos con los criterios de homologación de emisión de ruido.

## A6. Nomenclatura.

**A6.1.** Símbolos y unidades.

**Nota 12 Ap. A:** Se indican a continuación los significados de los diversos símbolos empleados del presente Apéndice. Se admite que pueden existir diferencias con las unidades y significados de los símbolos análogos que figuran en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

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.
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 0.

Símbolo	Unidad	Significado
$\log$	-	Logaritmo de base 10.
$\text{Log}n(a)$	-	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 $\log n$ .
$M(b), M(c),$ <i>etc.</i>	-	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	Ruido percibido. El ruido percibido en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i, k)$	noy	Ruido percibido. El ruido percibido en el instante de orden $k$ , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden $i$ .
$n(k)$	noy	Ruido percibido máximo. El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden $k$ .
$N(k)$	noy	Ruido percibido total. El ruido percibido total en el instante de orden $k$ , calculado de los 24 valores instantáneos de $n(i, k)$ .
$p(b), p(c),$ <i>etc.</i>	-	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 $TPNdB$ 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 $k$ .
$\Delta s(i, k)$	$dB$	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.
$SPL$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	Nivel de presión acústica. El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$SPL(a)$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	Coordenada de discontinuidad de noy. El valor $SPL$ del punto de intersección de las rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$ .
$SPL(b)$ $SPL(c)$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	Ordenadas de noy en el origen. Las intersecciones con el eje $SPL$ de las rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$ .
$SPL(i, k)$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	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 $i$ .
$SPL'(i, k)$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	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 $k$ .
$SPL(i)$	$dB \text{ ref}$ $20 \mu Pa$	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 $PNLTM$ .

Símbolo	Unidad	Significado
$SPL(i)c$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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.
$SPL''(i,k)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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.
$t1, t2$	$s$	Límite de tiempo. El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por $h$ .
$\Delta t$	$s$	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 $T = 10 s$ .
$t(^{\circ}C)$	$^{\circ}C$	Temperatura. La temperatura atmosférica ambiente.
$\alpha(i)$	$\frac{dB}{100m}$	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.
$\alpha(i)_o$	$\frac{dB}{100m}$	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.
$\beta$	<i>grados</i>	Ángulo del primer ascenso constante.
$\gamma$	<i>grados</i>	Ángulo del segundo ascenso constante.
$\delta$	<i>grados</i>	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.
$\epsilon$	<i>grados</i>	
$\eta$	<i>grados</i>	Ángulo de aproximación.
$\eta_r$	<i>grados</i>	Ángulo de aproximación de referencia.
$\theta$	<i>grados</i>	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.
$\lambda$	<i>grados</i>	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.
$\Delta 1$	<i>EPNdB</i>	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.
$\Delta 2$	<i>EPNdB</i>	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.
$\Delta 3$	<i>EPNdB</i>	Corrección por diferencia de peso. 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 el peso máximo y el peso real de la aeronave de ala fija de ensayo.
$\Delta 4$	<i>EPNdB</i>	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.
$\Delta AB$	<i>metros</i>	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.
$\Delta \beta$	<i>grados</i>	
$\Delta \gamma$	<i>grados</i>	
$\Delta \delta$	<i>grados</i>	
$\Delta \epsilon$	<i>grados</i>	

## A6.2. 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 reducción de empuje.
E	Comienzo del segundo ascenso constante.
Ec	Comienzo del segundo ascenso constante en trayectoria de vuelo corregida.
F	Final de la trayectoria de despegue para la homologación de emisión de ruido.
Fc	Final de la trayectoria de despegue corregida para la homologación de emisión de ruido.
G	Comienzo de la trayectoria de aproximación para la homologación de emisión de ruido.
Gr	Comienzo de la trayectoria de aproximación de referencia para la homologación de emisión de ruido.
H	Punto de la trayectoria de aproximación en la vertical de la estación de medición de ruido.
Hr	Punto de la trayectoria de aproximación de referencia en la vertical de la estación de medición de ruido.
I	Inicio de la estabilización.
Ir	Inicio de la estabilización en la trayectoria de aproximación de referencia.
J	Punto de toma de contacto.
K	Punto de medición de ruido de sobrevuelo
L	Punto de medición del ruido lateral (no situados sobre la derrota).
M	Final de la derrota de despegue para la homologación de emisión de ruido.
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 de emisión de ruido.
Q	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM aparente en la estación K. (Referirse A9.2).
Qc	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, correspondiente al PNLTM en la estación K. (Referirse A9.2).
R	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, más próximo a la estación K.
Rc	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.
Sr	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.
Tr	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.

## A6.3. 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, la aeronave de ala fija 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 de la aeronave de ala fija.
KQ	metros	Trayectoria del ruido de despegue medida. La distancia desde la estación K hasta la posición Q, medida, de la aeronave de ala fija.
KQc	metros	Trayectoria del ruido de despegue corregida. La distancia desde la estación K hasta la posición Qc, corregida, de la aeronave de ala fija.



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.
KRc	metros	Distancia mínima a la trayectoria de despegue corregida. La distancia desde la estación K hasta el punto Rc, 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, de la aeronave de ala fija.
NH	metros (pies)	Altura de aproximación de la aeronave de ala fija. La altura de la aeronave de ala fija sobre la estación de medición de aproximación.
NHr	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, de la aeronave de ala fija.
NSr	metros	Trayectoria de referencia del ruido de aproximación. La distancia desde la estación N a la posición Sr de referencia de la aeronave de ala fija.
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.
NTr	metros	Distancia mínima a la trayectoria de aproximación de referencia. La distancia desde la estación N al punto Tr 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 de la aeronave de ala fija.

#### A7. Formulación matemática de las tablas NOY.

**Nota 13 Ap. A:** La relación entre el nivel de presión acústica y el ruido percibido 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, inciso a) representa el caso de línea doble para frecuencias inferiores a 400 Hz y superiores a 6,300 Hz; la Figura A1-3 inciso 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 14 Ap. A:** Matemáticamente, la relación se expresa como sigue:

Caso 1: Figura A1-3 a)  $f < 400$  Hz

$$f > 6300 \text{ Hz}$$

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

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

$$a) SPL < SPL(a)$$

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

$$b) SPL \geq SPL(a)$$

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

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

$$SPL = p(b) \log n + SPL(b)$$

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

$$SPL = p(c) \log n + SPL(c)$$

Caso 2: Figura A1-3 b):  $400 \leq f \leq 6300 \text{ Hz}$

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

$$SPL = p(c) \log n + SPL(c)$$

**Nota 15 Ap. A:** 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 15 Ap. A tomarán la forma:

Caso 1: Figura A1-3 a):  $f < 400 \text{ Hz}$

$f > 6300 \text{ Hz}$

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

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

$$a) SPL < SPL(a)$$

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

$$b) SPL \geq SPL(a)$$

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

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

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

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

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

Caso 2: Figura A1-3. b):  $400 \leq f \leq 6300 \text{ Hz}$

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

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

**Nota 16 Ap. A:** La Tabla A1-4, contiene los valores de las constantes importantes necesarias para calcular el nivel de presión acústica en función del ruido percibido.

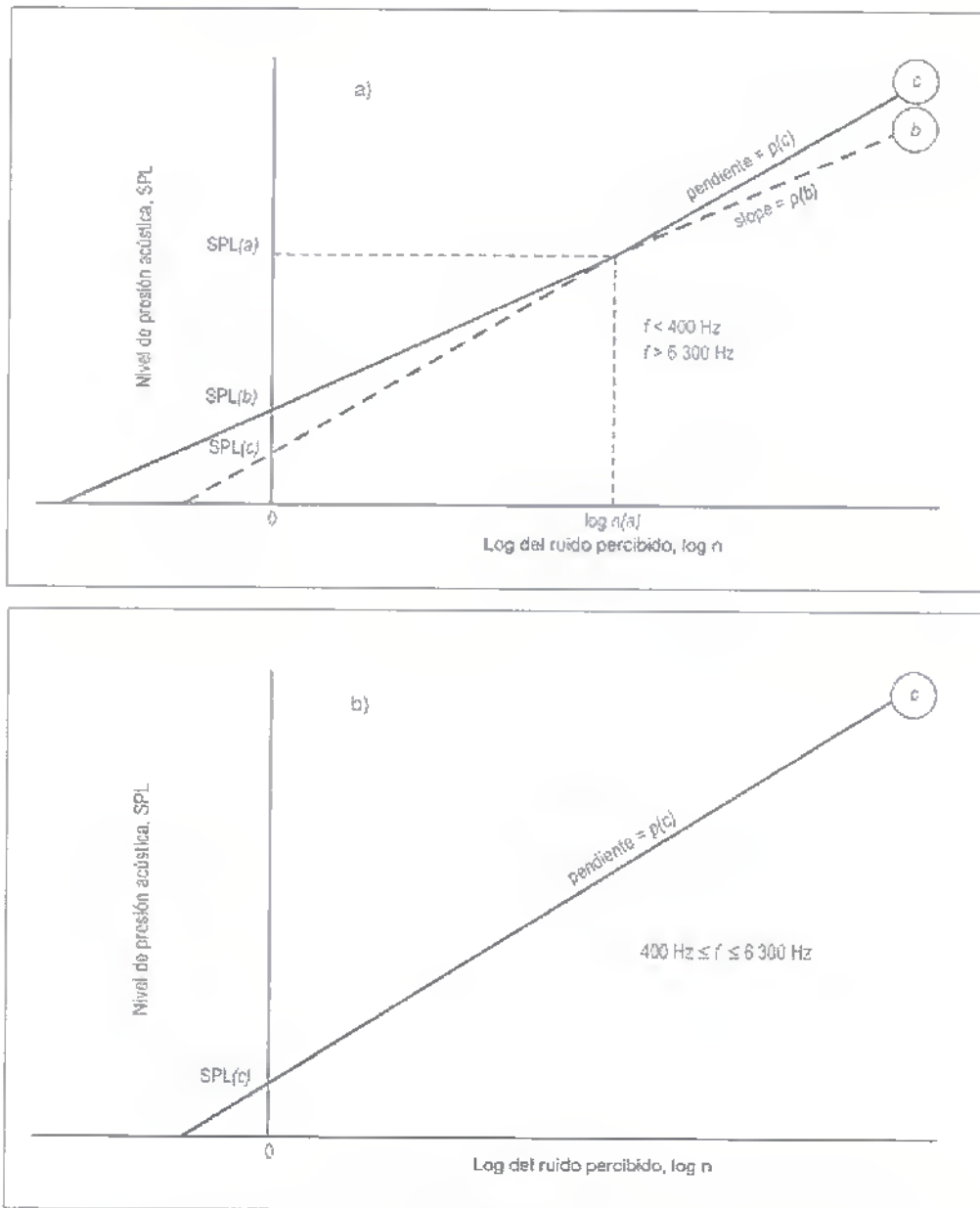


Fig. A1-3. Nivel de presión acústica en función del ruido percibido.

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

Banda (i)	f Hz	M(b)	SPL(b) dB	SPL(a) dB	M(e)	SPL(e) 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

**A8. Atenuación del sonido en el aire.**

**A8.1.** La atenuación atmosférica del sonido se determinará de conformidad con el siguiente procedimiento:

**A8.2.** La relación entre la atenuación del sonido, la frecuencia, la temperatura y la humedad se expresa mediante las ecuaciones siguientes:

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_0/1000) + 1,1394 \times 10^{-3} \theta - 1,916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8,42994 \times 10^{-3} \theta - 2,755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{(\log H - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2})} * 10^{(-2,173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1,7496 \times 10^{-6} \theta^3)}$$

En la que:

$\eta(\delta)$  se obtiene de la Tabla A1-5 y  $f_0$  de la Tabla A1-6;

$\alpha(i)$  es el coeficiente de atenuación en dB/100 m;

$\theta$  es la temperatura en °C; y

$H$  es la humedad relativa.

**A8.3.** Las ecuaciones del numeral A8.2. 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

$\delta$	$\eta$	$\delta$	$\eta$
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

<i>Frecuencia central de la banda de un tercio de octava</i>	$f_c$ (Hz)	<i>Frecuencia central de la banda de un tercio de octava</i>	$f_c$ (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										
	-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	0,1
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										
	-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	0,1	0,1	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	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	0,0
80	0,1	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	0,1	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	0,1	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	0,1
200	0,2	0,2	0,1	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	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,3	0,2	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	0,2	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	0,3	0,4
630	0,9	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	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	0,5	0,6	0,6
1 000	1,3	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,5	2,0	1,9	1,6	1,2	0,9	0,8	0,7	0,8	0,8	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	1,1	1,3
2 000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	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	2,3	2,5
4 000	2,6	4,5	6,8	7,9	6,9	5,8	4,7	3,8	3,3	3,1	3,1	3,3
5 000	2,8	4,8	7,4	9,0	8,2	6,9	5,7	4,6	3,9	3,6	3,6	3,7
6 300	3,2	5,3	8,6	11,1	11,3	9,6	8,0	6,6	5,4	4,8	4,8	4,7
8 000	3,8	6,1	9,9	13,9	15,6	13,6	11,5	9,5	7,9	6,8	6,8	6,4
10 000	4,5	7,1	11,4	16,9	20,3	19,1	16,6	13,9	11,6	9,7	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	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	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	0,0
80	0,0	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	0,0	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	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	0,1
200	0,2	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	0,2	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	0,2	0,1	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	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	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	0,4	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	0,6
1 000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,8	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	1,1	1,3
2 000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,7	1,8	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	2,3	2,5
4 000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	2,8	3,0	3,0	3,3
5 000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,3	3,4	3,4	3,7
6 300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,4	4,5	4,5	4,7
8 000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	6,1	5,8	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	8,1
12 500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	12,4	10,9	10,9	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	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	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	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	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	0,1
200	0,1	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	0,2
315	0,3	0,2	0,1	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	0,3
500	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	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	0,4	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	0,6
1 000	1,4	1,1	0,9	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,8	1,6	1,2	0,9	0,7	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	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	1,1	1,3
2 000	2,8	3,1	2,4	1,9	1,5	1,2	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,4	4,0	3,4	2,7	2,1	1,6	1,5	1,5	1,7	1,8	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	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	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	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	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	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	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	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	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	0,0
80	0,0	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	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	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	0,1
200	0,1	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	0,1	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	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	0,3
500	0,5	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	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	0,4	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	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	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	1,0
1 600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	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	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	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	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	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	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	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	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	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	10,5

Tabla A1-13. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 70%											
	Temperatura en °C											
	Hr	-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	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	0,0
80	0,0	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	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	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	0,1
200	0,1	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	0,1	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	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	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,4	0,3	0,2	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	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	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	1,0
1 250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	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	0,8	0,9	1,0	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,3	1,8	1,3	1,0	1,0	1,0	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	2,0
3 150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,9	2,1	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	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	4,7
6 300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	3,6	3,6	4,0	4,3	4,7	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	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	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	10,5

Tabla A1-14. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 80%											
	Temperatura en °C											
	Hr	-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	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	0,0
80	0,0	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	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	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	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
250	0,1	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	0,1	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	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	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	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,7	0,5	0,4	0,3	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	1,0
1 250	1,3	1,0	0,7	0,6	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	0,8	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	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	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	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	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	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	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	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	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	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	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	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	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	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	0,1
200	0,1	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	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	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	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	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	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	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	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	1,0
1 600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	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	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	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	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	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	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	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	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	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	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	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	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	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	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	0,1
200	0,1	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	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	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	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	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	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	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	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	1,0
1 600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3	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	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	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	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	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	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	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	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	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	10,5

**A9. Procedimientos detallados de corrección.****A9.1. Introducción.**

**A9.1.1.** Cuando, para la homologación de emisión de ruido 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 el presente numeral.

**Nota 17 Ap. A:** *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) Peso de ensayo diferente del máximo.

**Nota 18 Ap. A:** *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 de la aeronave de ala fija (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.*

**A9.1.2.** 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.

**A9.1.2.1.** 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 de emisión de ruido.

**A9.1.2.2.** 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 de la aeronave de ala fija, respecto del cual se observa el PNLTM en la estación de medición del ruido. Para el despegue, un perfil de vuelo, corregido para las condiciones de referencia, se deducirá de los datos aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**Nota 19 Ap. A:** *Para la aproximación, el perfil de referencia se define mediante las condiciones de referencia del numeral A5.3.*

**A9.1.2.3.** 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.

**A9.1.2.4.** Los valores corregidos de SPL se convertirán entonces en PNLT, de los que se resta el PNLTM.

**Nota 20 Ap. A:** La diferencia representa la corrección que ha de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

**A9.1.3.** 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 de la aeronave de ala fija. La corrección por duración se agregará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

**A9.1.4.** A base de los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave en forma de curvas, de tablas o de alguna otra manera, que dan la variación del EPNL en función del peso de despegue y también del peso 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 los pesos máximos de despegue y de aterrizaje y el peso de la aeronave de ala fija del ensayo.

**A9.1.5.** A base de los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave 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.

**A9.2.** Perfiles de despegue.

**Nota 21 Ap. A:**

- a) La Figura A1-4 ilustra un típico perfil de despegue. La aeronave de ala fija 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  $b$  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  $\gamma$  (habitualmente expresado como pendiente en tanto por ciento).
- b) El extremo de la trayectoria de despegue para la homologación de emisión de ruido está representado por la posición F de la aeronave de ala fija, cuya proyección vertical sobre la derrota (prolongación del eje de pista) es el punto M. La posición de la aeronave de ala fija se registra para una distancia AM de 11 km (6 mn) 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 de emisión de ruido para las condiciones de referencia, atmosféricas y de peso. El perfil de despegue está relacionado con los cinco parámetros siguientes: AB, longitud del recorrido de despegue;  $\beta$ , ángulo del primer ascenso constante;  $\gamma$ , ángulo del segundo ascenso constante; finalmente  $\delta$  y  $\epsilon$ , ángulos de reducción de empuje. Estos cinco parámetros son funciones de la performance de la aeronave de ala fija, su peso 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. del presente Apéndice. Los cambios de los parámetros del perfil (denotados como  $\Delta AB$ ,  $\Delta\beta$ ,  $\Delta\gamma$ ,  $\Delta\delta$  y  $\Delta\epsilon$ ) pueden deducirse de los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave (aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil) y se utilizan para definir el perfil de vuelo corregido para las condiciones atmosféricas de referencia; permaneciendo invariable el peso de la aeronave de ala fija. 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.

- e) 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  $\gamma$ , 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.
- f) El punto Q representa la posición de la aeronave de ala fija 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  $\theta$  con sus trayectorias de vuelo. Esta hipótesis de un ángulo  $\theta$  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.
- g) 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 PNL 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 de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave.



**A9.3. Perfiles de aproximación.****Nota 22 Ap. A:**

a) La Figura A1-7. del presente Apéndice, muestra un perfil típico de aproximación. El comienzo del perfil de aproximación para la homologación de emisión de ruido está representado por la posición  $G$  de la aeronave de ala fija cuya proyección vertical sobre la derrota (prolongación del eje de pista) es el punto  $P$ . La posición de la aeronave de ala fija se registra para una distancia  $PO$ , desde el umbral de pista  $O$ , de 7.4 km (4 mn) por lo menos.

b) La aeronave de ala fija efectúa la aproximación a un ángulo  $\eta$ , pasa por la vertical de la estación  $N$  de medición del ruido a una altura  $NH$ , inicia la maniobra de estabilización en el punto  $I$  y toma contacto en el punto  $J$ .

c) El perfil de aproximación se define por el ángulo de aproximación  $\eta$  y la altura  $NH$ , que son funciones de las condiciones de utilización de la aeronave de ala fija 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. del presente Apéndice), las correcciones se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

d) En la Figura A1-9. del presente Apéndice, 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  $G_I$  representa la trayectoria de aproximación medida, con un ángulo de aproximación  $\eta$ , y la  $G_r I_r$  representa la trayectoria de aproximación de referencia a la altitud de referencia y con el ángulo de aproximación de referencia  $\eta_r$ .

e) El punto  $S$  representa la posición de la aeronave de ala fija 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  $\lambda$  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.

**A9.4. Correcciones del PNLTM.**

**A9.4.1.** Siempre que las condiciones atmosféricas 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:



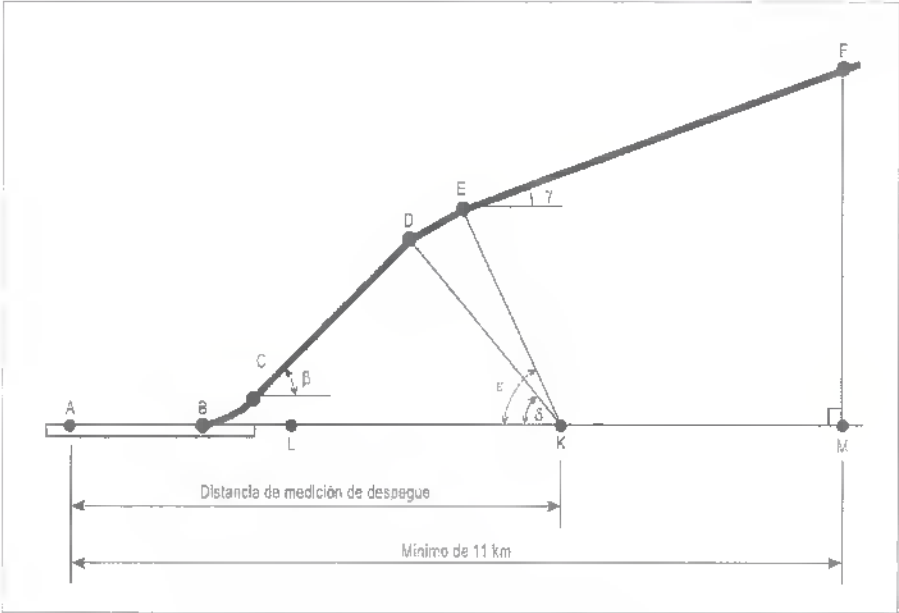


Figura A1-4. Perfil de despegue medido.

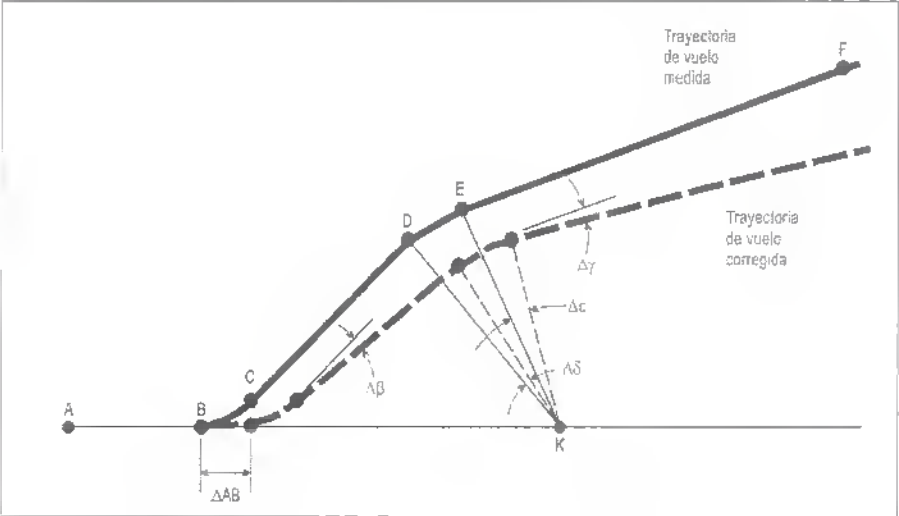


Figura A1-5. Comparación de los perfiles de despegue medidos y corregidos.

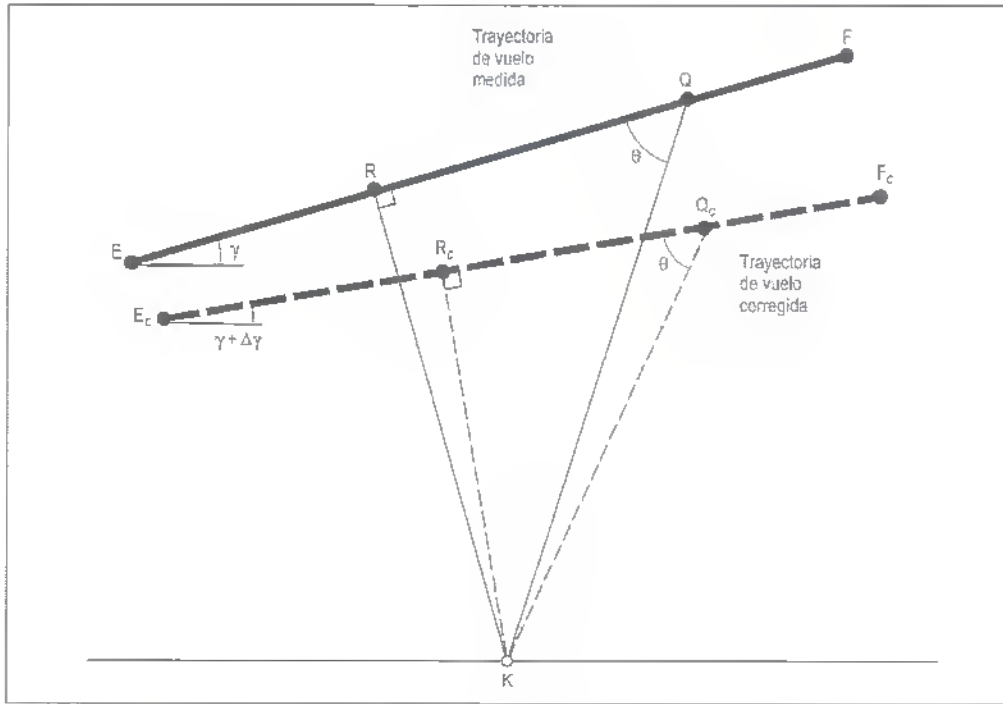


Figura A1-6. Características del perfil de despegue que influyen en el nivel acústico.

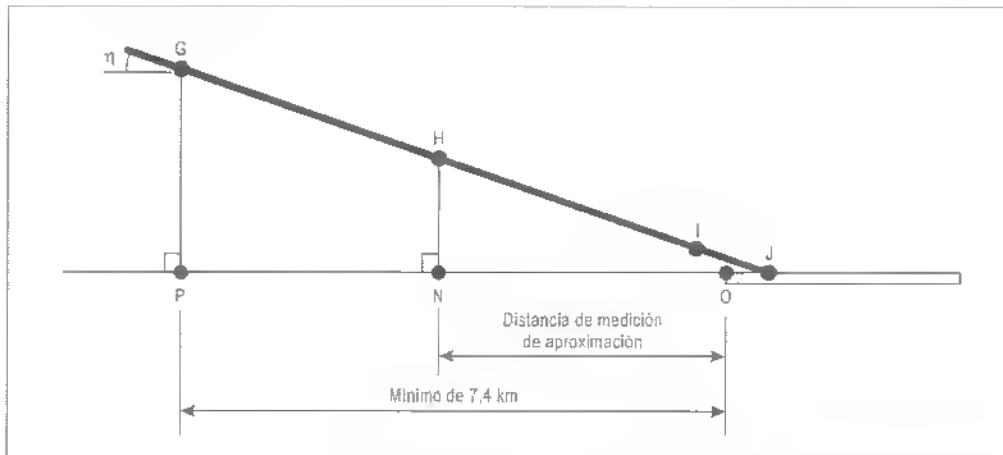


Figura A1-7. Perfil de aproximación medido.

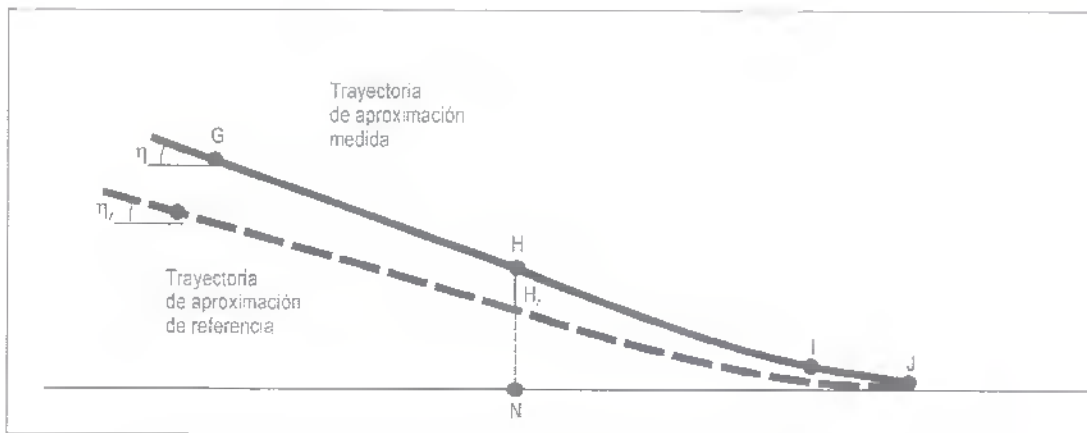


Figura A1-8. Comparación de los perfiles de aproximación medidos y corregidos.

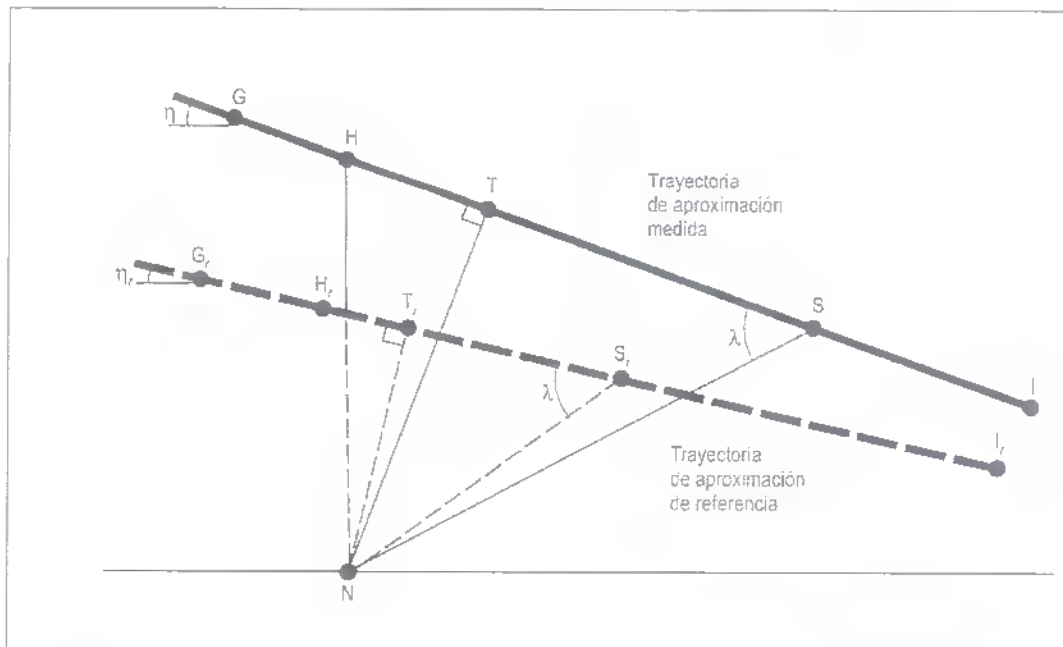


Figura A1-9. Características de perfil de aproximación que influyen en el nivel acústico.

#### A9.4.1.1. Despegue.

- a) 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 a la aeronave de ala fija 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:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_o]KQ + 0,01\alpha(i)_o(KQ - KQ_c) + 20 \log(KQ/KQ_c)$$

- i) El término  $0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_o]KQ$  corresponde a los efectos de cambio en la absorción atmosférica del sonido, siendo  $(i)$  y  $(i)_o$  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;

- ii) 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
  - iii) 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.
- b) Los valores corregidos  $SPL(i)_c$  se convertirán entonces en PNL<sub>T</sub> y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$\Delta_1 = PNL_T - PNL_{TM}$$

Que representa la corrección que ha de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

#### A9.4.1.2. Aproximación.

- a) 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 aparece 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.

#### A9.4.1.3. 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. del presente Apéndice), hasta la posición X de la aeronave de ala fija para la cual se ha observado el PNL<sub>TM</sub> 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.

#### A9.5. Correcciones por duración.

**A9.5.1.** 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.

##### A9.5.1.1. Despegue.

En lo que respecta a la trayectoria de despegue de la Figura A1-6. del presente numeral, 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.

**A9.5.1.2. 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. del presente Apéndice, 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.

**A9.5.1.3. 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.

**A.9.6. Corrección por diferencias de peso.**

**A9.6.1.** Siempre que el peso de la aeronave de ala fija, bien sea durante un ensayo de aproximación o de despegue a los efectos de homologación de emisión de ruido, sea diferente del correspondiente peso máximo 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 de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en las Figuras A1-10, y A1-11. del presente Apéndice. Los datos de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación de emisión de ruido.

**A9.7. Corrección por diferencias de ángulo de aproximación.**

**A9.7.1.** Siempre que el ángulo de aproximación de la aeronave de ala fija durante el ensayo de aproximación a efectos de homologación de emisión de ruido 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 de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en la Figura A1-12. Los datos de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación de emisión de ruido y al peso de aterrizaje del ensayo.

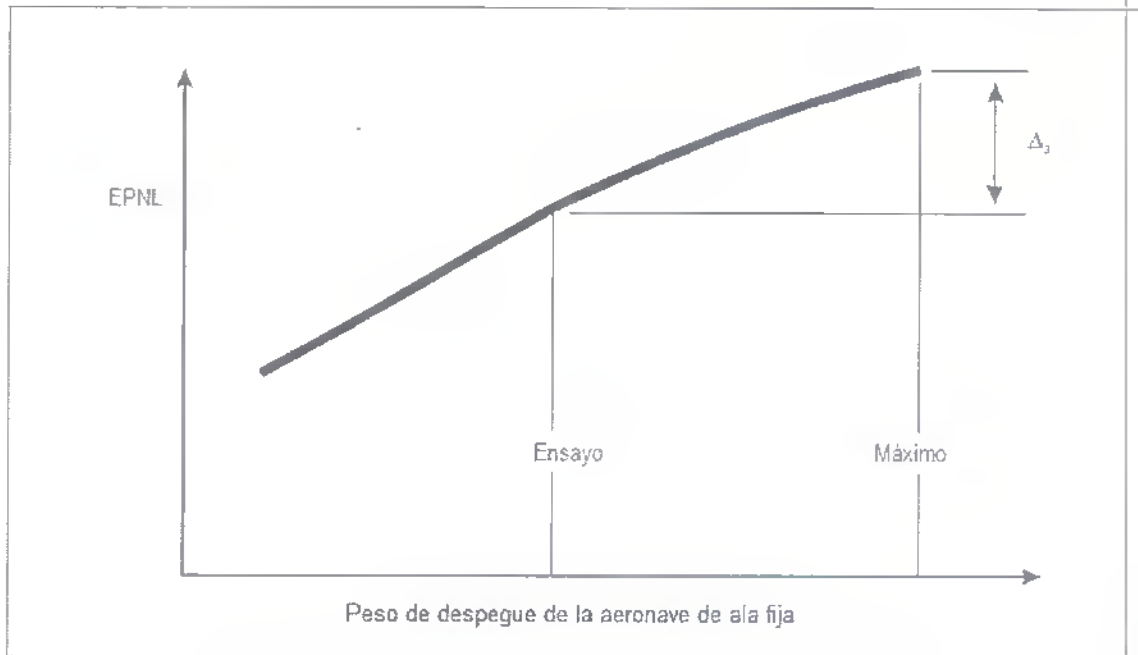


Fig. A1-10. Corrección del peso de despegue correspondiente al EPNL.

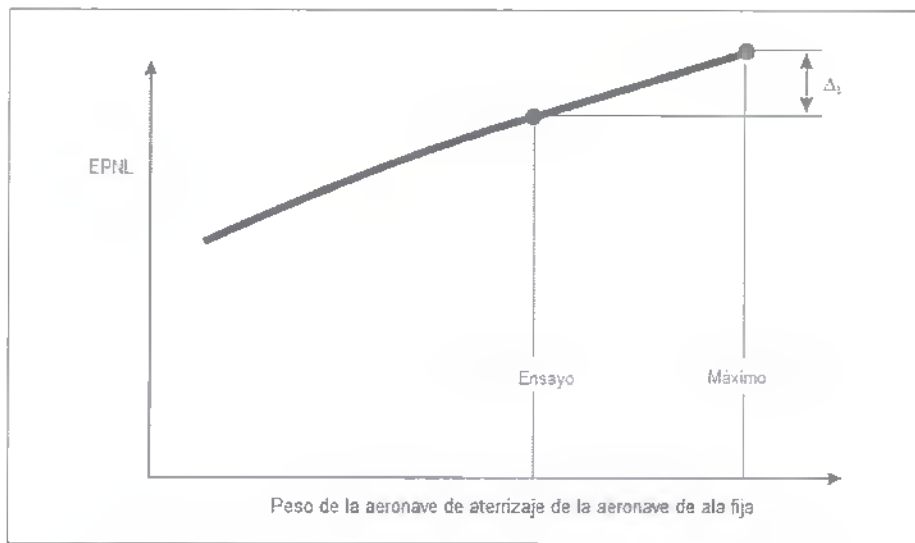


Fig. A1-11. Corrección del peso de aproximación correspondiente al EPNL.

*[Handwritten signature]*

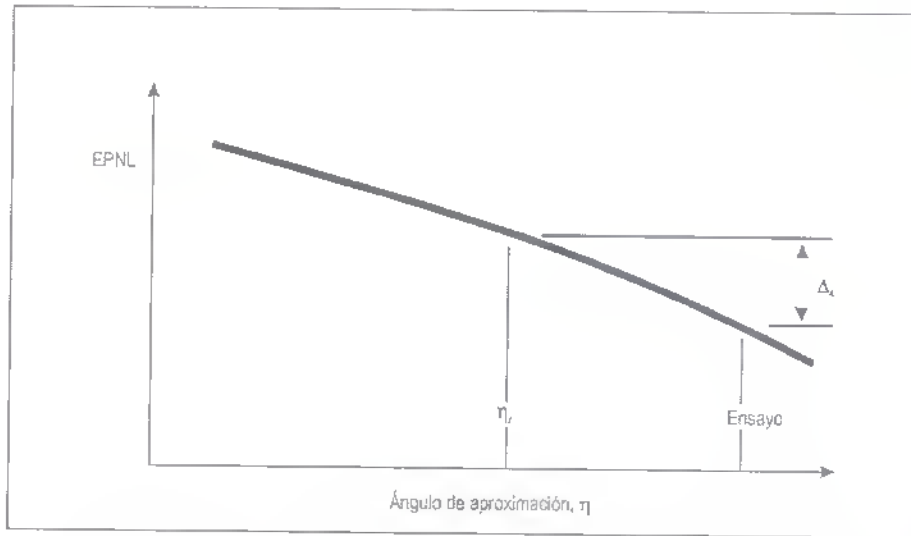


Figura A1-12. Corrección del ángulo de aproximación correspondiente al EPNL.

**Apéndice "B" NORMATIVO.**

**Método de evaluación para la homologación de ruido de:**

1. **Aeronaves de reacción subsónicas — Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.**
2. **Aeronaves de más de 8 618 kg propulsadas por hélice — Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha.**
3. **Helicópteros.**
4. **Aeronaves de rotor basculante.**

*Nota 1 Ap. B: Referirse los numerales 6, 11, 15 y 16 de la presente Circular Obligatoria.*

**B1. Introducción.**

*Nota 2 Ap. B: Este método de evaluación del ruido comprende:*

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido;
- b) Medición del ruido de aeronaves 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 Agencia Federal de Aviación Civil y corrección de los datos medidos.

*Nota 3 Ap. B: Las instrucciones y procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación de emisión de ruido y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de varios tipos, en diversos lugares geográficos.*

*Nota 4 Ap. B: En los numerales B6. a B8. del presente Apéndice se incluyen una lista completa de símbolos y unidades, la formulación matemática del ruido percibido, 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.*

**B2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.**

**B2.1. Generalidades.**

**B2.1.1.** En este numeral se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación de emisión de ruido, así como también los procedimientos de medición que corresponderá usar.

*Nota 5 Ap. B: 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 el presente Apéndice.*

**B2.2. Medio ambiente de ensayo.**

**B2.2.1. Emplazamiento de los micrófonos.**

**B2.2.1.1.** 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 6 Ap. B:** Las personas que efectúan las mediciones podrían ellas mismas constituir obstáculos.

**B2.2.2.** Condiciones atmosféricas.

**B2.2.2.1.** Definiciones y especificaciones.

Para los fines de la homologación de emisión de ruido, en este numeral se aplicarán las especificaciones siguientes:

- a) **Coefficiente 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 atmosférica se proporcionan en el numeral B7 del presente apéndice.
- b) **Constante de distancia (o longitud de respuesta).** El paso del viento (en metros) requerido para que un sensor de la velocidad del viento indique  $100 \times (1-1/e) \%$  (aproximadamente, el 63%) de un aumento de la función escalonada de la velocidad inicial.
- c) **Constante de tiempo (de un sistema de primer orden).** El tiempo que debe transcurrir para que un dispositivo detecte e indique  $100 \times (1-1/e) \%$  (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].
- d) **Componente máxima de viento cruzado.** El valor máximo dentro de la serie de valores individuales del componente "perpendicular a la derrota" ( $v$ ) de las muestras de viento registrados cada segundo durante el intervalo de tiempo en que la aeronave presenta 10 dB de atenuación.
- e) **Componente promedio de viento cruzado.** 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 promedio 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 sobre el micrófono.
- f) **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 el viento:** Entre 1 m/s (2 kt) más de 10 m/s (20 kt);

**Linealidad:**  $\pm 5^\circ$  en el intervalo especificado; y

**Resolución:**  $5^\circ$

**Nota 7 Ap. B:** 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).

- g) 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:

<b>Intervalo:</b>	Entre 1 m/s (2 kt) más de 10 m/s (20 kt);
<b>Línealidad:</b>	$\pm 0,5$ m/s ( $\pm 1$ kt) en el intervalo especificado; y
<b>Constante de distancia:</b>	menos de 5 metros para sistemas cuyo comportamiento dinámico se caracteriza mejor por medio de una constante de distancia; o
<b>Constante de tiempo:</b>	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.

- h) 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.
- i) Velocidad máxima del viento.** El valor máximo dentro de la serie de muestras individuales de la velocidad del viento registradas a cada segundo, durante el intervalo de tiempo en que la aeronave presenta 10 dB de atenuación.
- j) 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 sobre el micrófono. 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 promedio lineal en un intervalo de 30 segundos, o un proceso promedio 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 sobre el micrófono. La dirección del viento (respecto de la derrota) y la velocidad media del viento se calcularán luego a partir de los componentes u y v promediados de acuerdo con el Teorema de Pitágoras y la función "arctan(v/u)".

**B2.2.2.2. Medición.**

- a) Las mediciones de la temperatura ambiente y humedad relativa se efectuarán en un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno. Para las aeronaves de ala fija, 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 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 8 Ap. B:** *La temperatura y la humedad relativa medidas a 10 m (33 ft) se suponen constantes desde los 10 m (33 ft) al suelo.*

- b) Las mediciones de velocidad y dirección del viento se efectuarán a 10 m (33 ft) sobre el terreno a lo largo de cada ensayo.
- c) 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.

**B2.2.2.3. Instrumentación.**

- a) La instrumentación para la medición de temperatura y humedad entre el suelo y la aeronave de ala fija, 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 Agencia Federal de Aviación Civil, la toma de muestras de las condiciones atmosféricas a incrementos verticales de la altura de 30 m (100 ft) o menos.
- b) 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 5°.
- c) 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 la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave.

**B2.2.2.4. Ventana de ensayo.**

- a) Para que los ensayos de aeronaves resulten aceptables, se llevarán a cabo en las siguientes condiciones atmosféricas, excepto por lo dispuesto en el inciso b) del presente numeral:
- i) Ausencia de precipitación;
  - ii) Temperatura del aire ambiente no superior a 35°C 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;
  - iii) 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;
  - iv) 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 9 Ap. B:** En el numeral B7. Del presente Apéndice se especifica el método para calcular los coeficientes de atenuación del ruido basados en la temperatura y la humedad.

- v) Para las aeronaves de ala fija, la velocidad media del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no debe exceder de 6.2 m/s (12 kt) y la velocidad máxima del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 7.7 m/s (15 kt);
- vi) Para las aeronaves de ala fija, la componente promedio de viento cruzado a 10 m (33 ft) sobre el terreno no debe exceder de 3.6 m/s (7 kt) y la componente máxima de viento cruzado a 10 m (33 ft) sobre el terreno no debe exceder de 5.1 m/s (10 kt);
- viii) Para los helicópteros, la velocidad media del viento a 10 m (33 ft) sobre el terreno no excederá de 5.1 m/s (10 kt);
- ix) Para los helicópteros, la componente promedio de viento cruzado a 10 m (33 ft) sobre el terreno no debe exceder de 2.6 m/s (5 kt); y
- x) Ausencia de condiciones anómalas, meteorológicas o del viento, que pudieran afectar significativamente los niveles de ruido medidos.

**Nota 10 Ap. B:** Las ventanas de ensayo de homologación de emisión de ruido para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión de 0.1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento, para fines de homologación de emisión de ruido.

- b) Para los helicópteros, los requisitos del numeral B2.2.2.4. inciso a), numerales ii), iii) y iv) se aplicarán solamente a 10 m (33 ft) sobre el terreno.

#### **B2.2.2.5.** División en capas.

- a) Para cada ensayo de la aeronave 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 de la aeronave, con incrementos verticales de altura no superiores a 30 m (100 ft).
- b) 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 el inciso a) del presente numeral no varían en más de 0.5 dB/100 m para un valor determinado a 10 m (33 ft), el coeficiente que ha de utilizarse para el ajuste de los niveles de ruido de la aeronave 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) sobre el terreno y el coeficiente calculado a partir de la temperatura y humedad a la altura de la aeronave en ensayo.
- c) 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 el inciso a) del presente numeral 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 de la aeronave:
  - i) La atmósfera a partir del terreno hasta por lo menos la altura de la aeronave de ala fija se dividirá en capas de 30 m (100 ft) de espesor;
  - ii) Para cada una de las capas especificadas en el inciso c), subinciso i) del presente numeral, el coeficiente de atenuación del ruido se determinará para cada banda de un tercio de octava; y

iii) *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 de la aeronave de ala fija será el promedio de los coeficientes de las capas individuales especificados en el inciso c) subinciso ii) del presente numeral.*

d) 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.

### B2.3. Medición de la trayectoria de vuelo.

**B2.3.1.** La altura y posición lateral de la aeronave para 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.

**B2.3.2.** 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.

**B2.3.3.** Los datos de posición y de performance que se necesitan para hacer los ajustes descritos en el numeral B8. Del presente Apéndice se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado.

### B3. Medición del ruido de las aeronaves percibido en tierra.

#### B3.1. Definiciones.

**B3.1.1.** Para los fines de este numeral tendrán aplicación las siguientes definiciones:

a) **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 11 Ap. B:** *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.*

b) **Diferencia de niveles.** Para cualquier frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava, el nivel de la señal de salida, en dB, medido en cualquier gama de niveles, menos el nivel de la correspondiente señal de entrada eléctrica.

c) **Diferencia de niveles de referencia.** Para una frecuencia indicada, la diferencia de niveles, en dB, 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.

d) **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.

e) **Frecuencia de verificación para calibración.** La frecuencia nominal, en hertzios, de la señal de presión acústica sinusoidal producida por el calibrador de sonido.

f) **Gama de niveles.** Una gama de funcionamiento, en dB, 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 al límite superior correspondiente a cualquier gama particular de niveles.

- g) Gama de niveles de referencia.** La gama de niveles, en dB, para determinar la sensibilidad acústica del sistema de medición y que comprende el nivel de presión acústica para calibración.
- h) Gama lineal de funcionamiento.** Respecto a una gama de niveles y frecuencias indicadas, la gama de niveles, en dB, 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 linealidad de los niveles está dentro de los límites de tolerancia especificados.

**Nota 12 Ap. B:** *No es necesario incluir como configurados en el campo los cables de extensión de los micrófonos.*

- i) Nivel de presión acústica para calibración.** El nivel de presión acústica, en dB, 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.
- j) Nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos.** Veinte veces el logaritmo de base 10, en dB, 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 13 Ap. B:** *Puede determinarse el nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos sustrayendo el nivel de presión acústica (dB re 20  $\mu$ Pa) del sonido incidente en el micrófono del nivel de voltaje (en dB re 1 V) a la salida del sistema de micrófonos y añadiendo al resultado 93.98 dB.*

- k) No linealidad de los niveles.** La diferencia de niveles, en dB, 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.
- l) 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 dB, sin que esté instalada la pantalla del viento en torno al micrófono, menos el nivel de presión acústica con la pantalla de viento instalada.
- m) Promedio en el tiempo del nivel de presión acústica en la banda.** Diez veces el logaritmo de base 10, en dB, 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  $\mu$ Pa.
- n) 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.
- o) 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).

- p) **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.
- q) **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.
- r) **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 14 Ap. B:** *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 del presente numeral, cada canal de medición completa se considerará como un sistema de medición al cual se aplican consiguientemente los requisitos.*

- s) **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.

### B3.2. Condiciones medioambientales de referencia.

**B3.2.1.** 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%.

### B3.3. Generalidades.

**Nota 15 Ap. B:** *Las mediciones del ruido de las aeronaves, cuando se utilizan instrumentos conformes a las especificaciones de este numeral, 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 el numeral B4 del presente apéndice.*

**B.3.3.1** El sistema de medición constará de equipo aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil y será equivalente a lo siguiente:

- Una pantalla de viento (referirse B3.4. del presente apéndice);
- Un sistema de micrófonos (referirse B3.5. del presente apéndice);

- c) Un sistema de registro y reproducción a fin de almacenar las señales medidas de ruido de las aeronaves para un análisis subsiguiente (referirse B3.6. del presente apéndice);
- d) Un sistema de análisis de banda de un tercio de octava (referirse B3.7. del presente apéndice); y
- e) Sistemas de calibración para mantener la sensibilidad acústica de los sistemas indicados dentro de los límites de tolerancia especificados (referirse B3.8. del presente apéndice).

**B3.3.2.** 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.

**B3.4.** Pantallas del viento.

**B3.4.1.** 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  $\pm 1.5$  dB a las frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava, desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive.

**B3.5.** Sistema de micrófonos.

**B3.5.1.** El sistema de micrófonos se conformará a las especificaciones de B3.5.2. a B3.5.4. del presente apéndice. Cuando se utilizan dos o más sistemas de micrófonos del mismo tipo, para demostrar la conformidad es suficiente que se demuestre que por lo menos uno de los sistemas se conforma plenamente a las especificaciones.

**Nota 16 Ap. B:** *Esta demostración de actuación equivalente no suprime la necesidad de calibrar y verificar cada sistema según lo definido en el numeral B3.9. del presente apéndice.*

**B3.5.2.** 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 del presente apéndice. Se ilustran los ángulos de incidencia sonora en un micrófono.

**B3.5.3.** 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  $\pm 1.0$  dB de la frecuencia de verificación para calibración y dentro de  $\pm 2.0$  dB de las frecuencias nominales de centro de banda de 6.3 kHz, 8 kHz y 10 kHz.

**B3.5.4.** 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 del presente apéndice. 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 del presente apéndice no excederán del límite de tolerancia correspondiente al mayor de los ángulos.



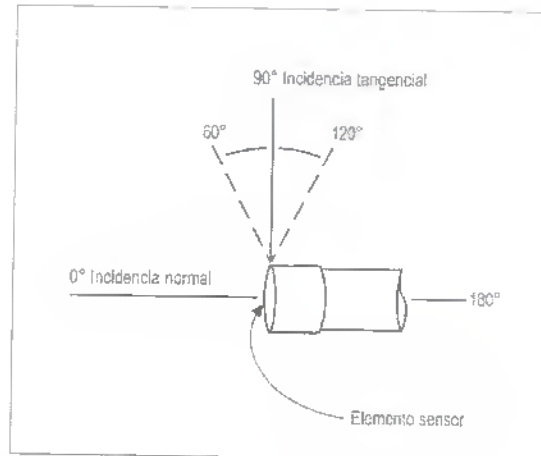


Figura A2-1. Ilustración de los ángulos de incidencia sonora en micrófono.

### B3.6. Sistemas de registro y reproducción.

**B3.6.1.** 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 los numerales B3.6.2. a B3.6.9. del presente apéndice, 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.

**B3.6.2.** Se calibrarán en la forma descrita en B3.9. del presente apéndice los sistemas de registro y reproducción.

**Nota 17 Ap. B:** 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

**B3.6.3.** 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  $\pm 1,5$  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  $\pm 0,3$  dB de la respuesta a 10 kHz en toda la gama de frecuencias desde 10 kHz hasta 11,2 kHz.

**Nota 18 Ap. B:** No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos, según lo configurado en el campo.

**B3.6.4.** 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  $\pm 0,5$  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.

**B3.6.5.** En toda la gama adecuada de niveles y respecto a las señales eléctricas sinusoidales estacionarias aplicadas a la entrada del sistema de medición, excluido el sistema de los micrófonos, pero incluido el preamplificador de los micrófonos, y cualesquiera otros elementos de acondicionamiento de la señal que se consideren ser parte del sistema de micrófonos, en cualquiera de las frecuencias nominales de centro de banda de un tercio de octava de 50 Hz, 1 kHz y 10 kHz, y de la frecuencia de verificación para calibración que no sea ninguna de estas frecuencias, la no linealidad del nivel no excederá de  $\pm 0,5$  dB para una gama de funcionamiento lineal de por lo menos 50 dB por debajo del límite superior de la gama de niveles.

**Nota 19 Ap. B:** No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos según lo configurado en el campo.

**B3.6.6.** 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.

**B3.6.7.** Las gamas de funcionamiento lineal 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 20 Ap. B:** *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.*

**B3.6.8.** Debe preverse que ocurra una indicación de sobrecarga durante una condición de sobrecarga en cualquier gama de niveles pertinente.

**B3.6.9.** Los atenuadores incluidos en el sistema de medición permitirán que funcionen modificaciones de la gama de niveles a intervalos conocidos de incrementos de dB.

**B3.7.** Sistemas de análisis.

**B3.7.1.** El sistema de análisis se conformará a las especificaciones de los numerales B3.7.2 a B3.7.7 del presente apéndice, para las anchuras de banda de frecuencias, configuraciones de canales y reglajes de ganancia utilizados en el análisis.

**B3.7.2.** 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  $\pm$  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.

**B3.7.3.** 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  $-4 \pm 1$  dB a 0.5 segundos,  $-1.75 \pm 0.75$  dB a 1 segundo,  $-1 \pm 0.5$  dB a 1.5 segundos y  $-0.5 \pm 0.5$  dB a 2 segundos relativa al nivel de estado estacionario. La respuesta de descenso será tal que la suma de los niveles de señal de salida relativa al nivel inicial de estado estacionario y la lectura correspondiente de respuesta de ascenso sea de  $-6.5 \pm 1$  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).

**B3.7.4.** 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:

$$L_s(i, k) = 10 \log[(0,60653)10^{0,1L_s[i,(k-1)]} + (0,39347)10^{0,1L(i,k)}]$$

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  $L_s[i, (k - 1 = 0)]$  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 21 Ap. B:** 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.

**B3.7.5.** El instante de tiempo por el cual se caracteriza un nivel de presión acústica de ponderación de tiempo LENTA se ubicará 0.75 segundos antes del tiempo real de lectura.

**Nota 22 Ap. B:** 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.

**B3.7.6.** La resolución de los niveles de presión acústica, presentados y almacenados, será de 0.1 dB o mejor.

**B3.8.** Instrumentación para calibración.

**B3.8.1.** Todos los instrumentos utilizados para calibración y determinación de correcciones serán aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**B3.8.2.** 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 la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave acerca del influjo de la presión atmosférica y de la temperatura del aire. Se determinará la salida del calibrador de sonido mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de disposiciones dentro de un plazo de seis meses posteriores a cada medición de ruido de una aeronave. Los cambios admisibles en la salida respecto de la calibración anterior no serán de más de 0.2 dB.

**B3.8.3.** Si se utiliza el ruido rosa para determinar las correcciones de respuesta de frecuencia del sistema referidas en el numeral B3.9.7. del presente numeral, se determinará la salida del generador de ruido mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de disposiciones en un plazo de seis meses posteriores a cada medición de ruido de una aeronave. Los cambios admisibles en la salida relativa respecto de la calibración anterior en cada banda de tercio de octava no serán de más de 0.2 dB.

### **B3.9.** Calibración y verificación del sistema.

**B3.9.1.** Se realizará la calibración y verificación del sistema de medición y de sus componentes constituyentes a satisfacción de la Agencia Federal de Aviación Civil por los métodos especificados en los numerales B3.9.2. a B3.9.9., del presente apéndice. Todas las correcciones y ajustes de calibración, incluidos los correspondientes a efectos ambientales en el nivel de salida del calibrador de sonido, se notificarán a la Agencia Federal de Aviación Civil y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador. Los datos de ruido de una aeronave recopilados durante una condición de sobrecarga de cualquier componente del sistema de medición en la trayectoria de la señal hasta e incluyendo el registrador serán inválidos y se utilizarán. Cuando la condición de sobrecarga haya ocurrido durante el análisis o en un punto de la trayectoria de la señal ubicado después del registrador, se repetirá el análisis con menor sensibilidad para eliminar la sobrecarga.

**B3.9.2.** 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. Se registrará 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 medición de ruido de una aeronave. Los datos medidos del ruido de la aeronave no se considerarán válidos para efectos de homologación de emisión de ruido a menos que previa y posteriormente se hayan efectuado calibraciones de nivel de presión acústica válidas. El sistema de medición se considerará satisfactorio si la diferencia entre los niveles de sensibilidad acústica registrada inmediatamente antes e inmediatamente después de cada una de las series de mediciones de ruido de una aeronave en un día determinado no es superior a 0.5 dB. Se aplica el límite de 0.5 dB después de aplicar toda corrección de presión atmosférica al nivel de salida del calibrador. La media aritmética de las calibraciones antes y después se utilizará para representar el nivel de sensibilidad acústica del sistema de medición correspondiente a cada serie de mediciones de ruido de una aeronave. Se notificarán las correcciones de calibración a la Agencia Federal de Aviación Civil y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

**B3.9.3.** Para magnetófonos analógicos (directos o FM) cada volumen del medio de grabación, como un carrete, bobina o casete, portará una calibración de nivel de presión acústica de por lo menos 10 segundos de duración al principio y al final.

- B3.9.4.** La respuesta de frecuencia de campo libre del sistema de micrófonos puede determinarse utilizando un activador electrostático en combinación con los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave o mediante ensayos en una instalación de campo libre sin ecos. Se determinará la corrección para respuesta de frecuencia dentro de los 90 días de cada medición de ruido de la aeronave y se notificará a la Agencia Federal de Aviación Civil. Las correcciones se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.
- B3.9.5.** Cuando los ángulos de incidencia del sonido emitido por la aeronave estén dentro de  $\pm 30^\circ$  del ángulo de incidencia tangencial en el micrófono (referirse la Figura A2-1 del presente apéndice), un solo conjunto de correcciones de campo libre basadas en el ángulo de incidencia tangencial se considerará suficiente para la corrección de efectos de respuesta direccional. En los demás casos las correcciones adecuadas para tener en cuenta los efectos de incidencia se determinarán en el ángulo de incidencia para cada muestra de medio segundo. Estas correcciones se notificarán a la Agencia Federal de Aviación Civil y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.
- B3.9.6.** La incidencia en el campo libre por inserción de la pantalla de viento para cada frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive se determinará con las señales sonoras sinusoidales a ángulos de incidencia adecuados en el micrófono insertado. Para una pantalla de viento que no esté dañada ni contaminada, los efectos de la inserción pueden tomarse de los datos de la Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave. Además, los efectos de la inserción de la pantalla de viento pueden determinarse mediante un método que pueda referirse a un laboratorio nacional de disposiciones en un plazo de seis meses de cada medición de ruido de la aeronave. Los cambios admisibles de los efectos de inserción respecto a la calibración anterior en cada banda de frecuencia de un tercio de octava no serán de más de 0.4 dB. Las correcciones para los efectos por inserción de la pantalla de viento en el campo libre se notificarán a la Agencia Federal de Aviación Civil y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.
- B3.9.7.** Se determinará la respuesta de frecuencia de todo el sistema de medición, excluyendo el micrófono y la pantalla de viento, desplegado en el campo durante las mediciones de ruido de la aeronave. Se determinarán correcciones para cada frecuencia nominal de centro de banda de un tercio de octava desde 50 Hz hasta 10 kHz inclusive. La determinación se efectuará a un nivel dentro de 5 dB del nivel correspondiente al nivel de presión acústica para calibración en la gama de niveles de referencia, utilizándose el ruido aleatorio rosa o el ruido pseudoaleatorio, o señales sinusoidales discretas o barridas. Se notificarán las correcciones para respuesta de frecuencia a la Agencia Federal de Aviación Civil y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador. Si las correcciones para respuesta de frecuencia del sistema no se determinan en el campo, se realizarán pruebas de respuesta de frecuencia en el campo para asegurar la integridad del sistema de medición.
- B3.9.8.** Para magnetófonos analógicos (directos o FM), cada volumen del medio de grabación, como un carrete, bobina o casete, portará por lo menos 30 segundos de ruido aleatorio rosa o ruido pseudoaleatorio al principio y al fin. Se aceptarán como válidos los datos de ruido de las aeronaves obtenidos de las señales registradas en cinta magnética analógica solamente si las diferencias de nivel en la banda de un tercio de octava de 10 kHz no son de más de 0.75 dB para las señales registradas al principio y al final. Para los sistemas que utilizan magnetófonos analógicos (directo o FM), las correcciones de respuesta de frecuencia se determinarán a partir de grabaciones de ruido rosa realizadas en el campo durante las mediciones de ruido de las aeronaves.

**B3.9.9.** El adecuado funcionamiento de los atenuadores conmutados en el equipo utilizado durante las mediciones para la homologación de emisión de ruido y las calibraciones se verificará en un plazo de seis meses de cada medición de ruido de la aeronave para asegurar que el error máximo no exceda de 0.1 dB. La exactitud de las variaciones de ganancia se comprobará o se determinará con base en las especificaciones de la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave a satisfacción de la Agencia Federal de Aviación Civil.

**B3.10.** Ajustes por el ruido de fondo.

**B3.10.1.** 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 [referirse en el numeral B4.1.3 inciso a), del presente apéndice], están por lo menos a 20 dB por debajo del PNL máximo de la aeronave.

**B3.10.2.** Los niveles de presión acústica de la aeronave dentro de puntos de disminución de 10 dB (referirse en el numeral B4.5.1 del presente apéndice) 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.

**B4.** Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido.

**B4.1.** Generalidades.

**B4.1.1.** 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.

**B4.1.2.** 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.

**B4.1.3.** 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 del numeral B4.7. del presente apéndice en ruido percibido. Primero se combinan los valores  $n_{oy}$  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 del numeral B4.2 del presente apéndice;
- b) Se calcula un factor de corrección por tono  $C(k)$ , para cada espectro, mediante el método del numeral B4.3 del presente apéndice, 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:

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

- d) Se examina la historia de los niveles de ruido percibido  $PNLT(k)$  para determinar el valor máximo  $PNLTM$  aplicando el método del numeral B4.4. del presente apéndice y la duración del ruido aplicando el método del numeral B4.5. del presente apéndice; 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 del numeral B4.6. del presente apéndice.

**B4.2.** Nivel de ruido percibido.

**B4.2.1.** 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:

**B4.2.1.1. Operación 1.** Conviértase el  $SPL(i,k)$  de cada banda de tercio de octava de 50 a 10,000 Hz, en ruido percibido  $n(i,k)$ , con referencia a la formulación matemática de las tablas de valores  $n$  del numeral B4.7. del presente apéndice.

**B4.2.1.2. Operación 2.** Usando la fórmula que sigue, combínense los valores de ruido percibido  $n(i,k)$  hallados en la operación 1:

$$\begin{aligned} N(k) &= n(k) + 0,15 \left\{ \left[ \sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\} \\ &= 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k) \end{aligned}$$

Donde  $n(k)$  es el mayor de los 24 valores de  $n(i,k)$  y  $N(k)$  es el ruido percibido total.

**B4.2.1.3. Operación 3.** Conviértase el ruido total  $N(k)$ , en nivel de ruido percibido  $PNL(k)$ , mediante la fórmula:

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

**B4.3.** Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales.

**B4.3.1.** 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:

**B4.3.1.1. Operación 1.** Excepto en el caso de los helicópteros y las aeronaves de rotor basculante que comienzan a 50 Hz (banda número 1), comiencese con el nivel de presión acústica corregido en la banda de tercio de octava de 80 Hz (banda número 3), calcúlese los cambios de nivel de presión acústica (o las "pendientes") en las demás bandas, como sigue:

$$\begin{aligned} s(3,k) &= \text{sin ningún valor} \\ s(4,k) &= SPL(4,k) - SPL(3,k) \\ s(i,k) &= SPL(i,k) - SPL(i-1,k) \\ s(24,k) &= SPL(24,k) - SPL(23,k) \end{aligned}$$

**B4.3.1.2. 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:

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s(i-1,k)| > 5$$

**B4.3.1.3. Operación 3.**

- 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  $SPL(i,k)$ ;
- 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  $SPL(i-1,k)$ ;
- En todos los demás casos no se pondrá círculo alguno en los valores de nivel de presión acústica.

**B4.3.1.4. Operación 4.** Calcúlese nuevos niveles ajustados de presión acústica  $SPL'(i,k)$ , como sigue:



- a) Respecto a los niveles de presión acústica no encerrados en círculos, iguálense los nuevos niveles a los niveles originales:  $SPL'(i,k) = SPL(i,k)$ ;
- b) Por lo que toca a los niveles de presión acústica encerrados en círculos correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálense el nuevo nivel de presión acústica a la media aritmética de los niveles precedente y subsiguiente:

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

- 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:

$$SPL'(24,k) = SPL(23,k) + s(23,k)$$

**B4.3.1.5. Operación 5.** Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes  $s'(i,k)$ , incluyendo una para una banda 25 imaginaria:

$$s'(3,k) = s'(4,k)$$

$$s'(4,k) = SPL'(4,k) - SPL'(3,k)$$

$$s'(i,k) = SPL'(i,k) - SPL'(i-1,k)$$

$$s'(24,k) = SPL'(24,k) - SPL'(23,k)$$

$$s'(25,k) = s'(24,k)$$

**B4.3.1.6. Operación 6.** Respecto a  $i$  calcúlense desde 3 hasta 23 (o desde 1 a 23 para los helicópteros), la media aritmética de las tres pendientes contiguas, como sigue:

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

**B4.3.1.7. Operación 7.** Calcúlense los niveles finales de presión acústica de banda de tercio de octava  $SPL''(i,k)$ , comenzando con la banda número 3 (o banda número 1 para los helicópteros) y procediendo hacia la banda número 24, como sigue:

$$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$$

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + \bar{s}(3,k)$$

$$SPL''(i,k) = SPL''(i-1,k) + \bar{s}(i-1,k)$$

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

**B4.3.1.8. 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:

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

Y anótense sólo los valores iguales o mayores a uno y medio.

**B4.3.1.9. Operación 9.** Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica  $F(i,k)$  y de la Tabla A2-2. del presente apéndice, determínense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

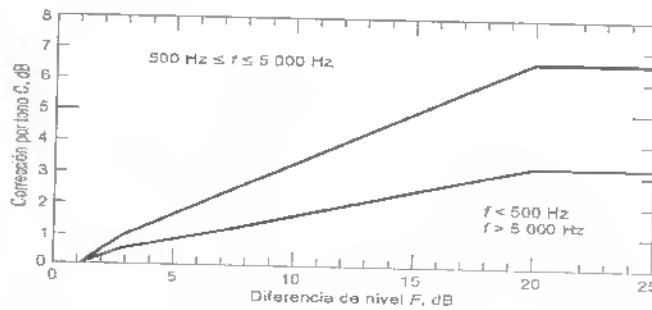
**B4.3.1.10. Operación 10.** Designese como  $C(k)$  el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9.

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:

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

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 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  $SP''(i,k)$  y se utilizará para calcular un factor de corrección por tono, para la banda de un tercio de octava de que se trate.

**Tabla A2-2. Factores de corrección por tono**



Frecuencia $f$ , Hz	Diferencia de nivel $F$ , dB	Corrección por tono $C$ , dB
$50 \leq f < 500$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{2}$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$2 F/3 - 1$
	$3 \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6\frac{1}{2}$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$1\frac{1}{2}^* \leq F < 3$	$F/3 - \frac{1}{2}$
	$3 \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3\frac{1}{2}$

\* Véase la operación 8 de 4.3.1.

**B4.3.2.** Este procedimiento subestimaré el EPNL si un tono importante tuviera una frecuencia tal que se encontrará registrado en dos bandas de tercio de octava adyacentes. Se demostrará de manera satisfactoria para la Agencia Federal de Aviación Civil:

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.

**B4.4.** Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.

**B4.4.1.** 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 del numeral B4.3., del presente apéndice. 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 del numeral B4.4.2., del presente apéndice. El incremento relacionado con  $PNLTM$  se designa como  $k_M$ .

**Nota 23 Ap. B:** La Figura A2-2 es un ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo con clara indicación del valor máximo.

**B4.4.2.** 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,  $\Delta_B$ , y un valor de PNLTM ajustado para dicha compartición.

$$C_{avg} = [C(k_M - 2) + C(k_M - 1) + C(k_M) + C(k_M + 1) + C(k_M + 2)]/5$$

Si  $C_{avg} > C(k_M)$  entonces  $\Delta_B = C_{avg} - C(k_M)$ , y

$$PNLTM = PNL(k_M) + \Delta_B$$

**B4.4.3.** El valor de PNLTM corregido para la compartición de banda debe utilizarse para el cálculo del EPNL.

**B4.5.** Duración del ruido.

**B4.5.1.** Los límites de la duración del ruido están indicados por el primero y el último punto a menos de 10 dB. Estos límites se determinan examinando el historial de tiempo del  $PNLT(k)$  con respecto al PNLTM:

- 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
- 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 24 Ap. B:** En la Figura A2-2 se ilustra la selección del primer y el último punto a menos de 10 dB,  $k_F$  y  $k_L$ .

**B4.5.2.** 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.

**B4.5.3.** El valor de PNLTM utilizado para determinar los puntos a menos de 10 dB debe incluir el ajuste para la compartición de banda,  $\Delta_B$ , aplicando el método del numeral B4.4.2, del presente apéndice.

**B4.6.** Nivel efectivo de ruido percibido.

**B4.6.1.** 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  $PNLTM - 10$ .

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0,1 PNL(t)} dt$$

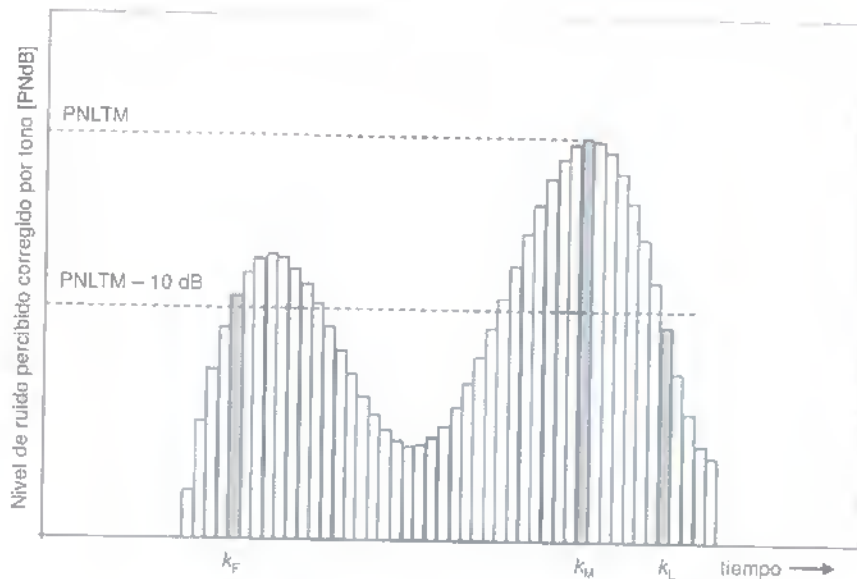


Figura A2-2. Ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo.

**B4.6.2.** En la práctica el PNLTM 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 del numeral B4.6.1 del presente numeral con la siguiente expresión de sumatoria:

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{K_F}^{K_L} 10^{0,1PNLT(k)} \Delta t$$

Para  $T_0 = 10$  y  $\Delta t = 0.5$  esta expresión puede simplificarse como sigue:

$$EPNL = 10 \log \sum_{K_F}^{K_L} 10^{0,1PNLT(k)} - 13$$

**Nota 25 Ap. B:** 13 dB es una constante que relaciona los valores de medio segundo de  $PNLT(k)$  con la duración de referencia de 10 segundos  $T_0$ :  $10 \log(0,5/10) = -13$

**B4.6.3.** El valor de PNLTM utilizado para determinar el EPNL debe incluir el ajuste por compartición de banda,  $\Delta_B$ , aplicando el método del numeral B4.4.2, del presente apéndice.

**B4.7.** Formulación matemática de las tablas noy.

**B4.7.1.** La relación entre el nivel de presión acústica (SPL) y el logaritmo del ruido percibido se ilustra en la Tabla A2-3 y la Figura A2-3, del presente apéndice.

**B4.7.2.** Los aspectos importantes de la formulación matemática son los siguientes:

- Las pendientes de las rectas  $[M(b), M(c), M(d) \text{ y } M(e)]$ ;
- Las intersecciones  $[SPL(b) \text{ y } SPL(c)]$  de las rectas con el eje SPL; y

c) Las coordenadas de los puntos de discontinuidad:

$$SPL(a) \text{ y } \log n(a); SPL(d) \text{ y } \log n = -1,0; \text{ y } SPL(e) \text{ y } \log n = \log(0,3).$$

**B4.7.3.** Las ecuaciones son las siguientes:

a)  $SPL \geq SPL(a)$

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

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

$$SPL(e) \leq SPL \leq SPL(b)$$

c)

$$n = 0,3 \text{ antilog} \{M(e)[SPL - SPL(e)]\}$$

d)  $SPL(d) \leq SPL \leq SPL(e)$

$$n = 0,1 \text{ antilog} \{M(d)[SPL - SPL(d)]\}$$

**B4.7.4.** En la Tabla A2-3 figuran los valores de las constantes necesarias para calcular el ruido percibido en función del nivel de presión acústica.

**B5.** Notificación de datos a la Agencia Federal de Aviación Civil.

**B5.1.** Generalidades.

**B5.1.1.** Los datos que representan mediciones físicas o correcciones de datos medidos se registrarán de manera permanente y se anexarán al expediente.

**B5.1.2.** Todas las correcciones serán aprobadas por la Agencia Federal de Aviación Civil en especial las correcciones de mediciones que se refieran a desviaciones en la actuación del equipo.

**B5.1.3.** Se notificarán, cuando se requiera, los cálculos de los distintos errores inherentes a cada una de las operaciones realizadas para obtener los datos definitivos.

**B5.2.** Notificación de datos.

**B5.2.1.** 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 disposiciones indicadas en el numeral B3. del presente apéndice.

**B5.2.2.** Se notificará el tipo de equipo usado para medir y analizar los datos acústicos en relación con la performance y los datos meteorológicos.

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

BANDA ( <i>f</i> )	<i>f</i> Hz	SPL( <i>a</i> )	SPL( <i>b</i> )	SPL( <i>c</i> )	SPL( <i>d</i> )	SPL( <i>e</i> )	<i>M</i> ( <i>b</i> )	<i>M</i> ( <i>c</i> )	<i>M</i> ( <i>d</i> )	<i>M</i> ( <i>e</i> )
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		↑	↑	↑
15	1 250		38	38	15	23	0,030103	↓	0,053013	↓
16	1 600		34	34	12	21	0,029960	▲	0,059640	0,034859
17	2 000		32	32	9	18	▲	NO SE APLICA	0,053013	0,040221
18	2 500		30	30	5	15		NO SE APLICA	"	0,037349
19	3 150		29	29	4	14		NO SE APLICA	0,047712	0,034859
20	4 000		29	29	5	14		NO SE APLICA	"	▲
21	5 000		30	30	6	15		NO SE APLICA	0,053013	▼
22	6 300	∞	31	31	10	17	0,029960	▼	"	0,034859
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	0,029960	0,068160	0,037349
24	10 000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,079520	"
									0,059640	0,043573

**B5.2.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral B2 del presente apéndice:

- La temperatura del aire y la humedad relativa;
- Las velocidades del viento y las direcciones del viento; y
- La presión atmosférica.

**B5.2.4.** Se notificarán comentarios sobre la topografía local, la vegetación y fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**B5.2.5.** Se dará la siguiente información:

- Tipo, modelo y números de serie (si los hubiere) de la aeronave, de los motores, de las hélices o de los rotores (según corresponda);
- Las dimensiones totales de la aeronave y ubicación de los motores y de los rotores (si corresponde);
- El peso total de la aeronave y los límites del centro de gravedad para cada serie de pruebas realizadas;
- 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);
- Si la unidad de potencia auxiliar (APU), si las 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 (km/s);
- h) 1) *Para aeronaves de ala fija de reacción:* La performance de los motores, indicando empuje neto, relación de presiones, temperatura de los gases de escape y las velocidades de rotación de la flecha del compresor, determinadas mediante los instrumentos de la aeronave de ala fija y según los datos de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave;  
2) *Para aeronaves de ala fija 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 de la aeronave de ala fija y según los datos de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave; 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 Agencia Federal de Aviación Civil.

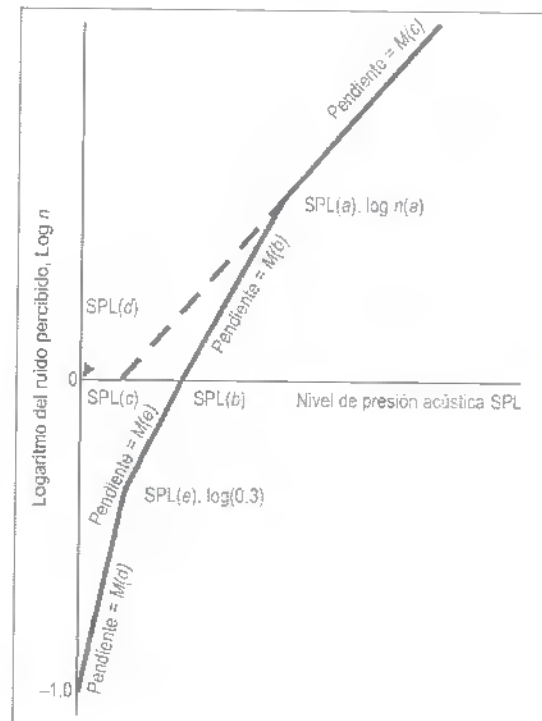


Figura A2-3. Ejemplo del nivel de ruido percibido corregido por tono, en función del tiempo de sobrevuelo del avión

**B5.3.** Notificación de las condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido.

**B5.3.1.** 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 de emisión de ruido que se especifican en el numeral pertinente de la presente Circular Obligatoria, notificándose esas condiciones junto con los parámetros, procedimientos y configuraciones de referencia.

**B5.4.** Validez de los resultados.

**B5.4.1.** 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 del anterior inciso a) y los límites de confianza de 90% que corresponden.

**Nota 26 Ap. B:** *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.*

**B5.4.2.** El tamaño mínimo de muestra aceptable para cada uno de los tres puntos de medición en la homologación de emisión de ruido de las aeronaves de ala fija 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 de emisión de ruido, un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  EPNdB. Del proceso de promedio no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifique de otro modo la Agencia Federal de Aviación Civil.

**B5.4.3.** 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 de emisión de ruido.

**B6.** 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



Símbolo	Unidad	Significado
		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.
$\log$	-	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	Ruido percibido. El ruido percibido en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i,k)$	noy	Ruido percibido. El ruido percibido en el instante de orden $k$ , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden $i$ .
$n(k)$	noy	Ruido percibido máximo. El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden $k$ .
$N(k)$	noy	Ruido percibido total. El ruido percibido 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).
$PNLT$	PNdB	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).

Símbolo	Unidad	Significado
$PNLT(k)$	$TPNdB$	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 $dB$ ).
$PNLT_r$	$TPNdB$	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.
$s'(i, k)$	$dB$	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 $k$ .
$s(i, \bar{k})$	$dB$	Pendiente media del nivel de presión acústica.
$SPL$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	Nivel de presión acústica. El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$SPL(a)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	Coordenada de discontinuidad de noy. El valor $SPL$ del punto de intersección de las rectas que representan la variación de $SPL$ en función de $\log n$ .
$SPL(b)$ $SPL(c)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	Ordenadas de noy en el origen. Las intersecciones con el eje $SPL$ de las rectas que representan la variación de $SPL$ en función de $\log n$ .
$SPL(i, k)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	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 $i$ .
$SPL'(i, k)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	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 $k$ .
$SPL(i)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	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 $PNLTM$ .
$SPL(i)_r$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	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.
$SPL''(i, k)$	$dB \text{ ref. } 20 \mu Pa$	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 $h$ .

Símbolo	Unidad	Significado
$\Delta t$	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.
$t(^{\circ}C)$	$^{\circ}C$	Temperatura. La temperatura atmosférica ambiente.
$\alpha(i)$	$\frac{dB}{100m}$	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.
$\alpha(i)_0$	$\frac{dB}{100m}$	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.
$A_1$	grados	Ángulo del primer ascenso constante*.
$A_2$	grados	Ángulo del segundo ascenso constante**.
$\delta$ $\varepsilon$	grados 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.
$\eta$	grados	Ángulo de aproximación.
$\eta_r$	grados	Ángulo de aproximación de referencia.
$\theta$	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.
$\psi$	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.
$\mu$	grados	Parámetro de emisión de ruido del motor. (referirse 9.3.4.)
$\Delta_1$	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.
$\Delta_2$	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.
$\Delta_3$	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.

\* 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.

**B7.** Atenuación del sonido en el aire.

**B7.1.** La atenuación atmosférica del sonido se determinará de conformidad con el procedimiento que se indica a continuación.

**B7.2.** La relación entre la atenuación del sonido, la frecuencia, la temperatura y la humedad, se expresa con las ecuaciones siguientes:

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_0/1000 + 1,1394 \times 10^{-3} \theta - 1,916984)]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8,42994 \times 10^{-3} \theta - 2,755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{(\log H - 1,328924 + 3,179768 \times 10^{-2} \theta)} * 10^{(-2,173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1,7496 \times 10^{-6} \theta^3)}$$

En las que:

$\eta(\delta)$  se obtiene de la Tabla A2-4 y  $f_0$  de la Tabla A2-5;

$\alpha(i)$  es el coeficiente de atenuación en  $dB/100 m$ ;

$\theta$  es la temperatura en  $^{\circ}C$ ; y

$H$  es la humedad relativa expresada como porcentaje.

**B7.3.** Las ecuaciones que figuran en el numeral B7.2. del presente apéndice, se prestan al cálculo con computadora.

**Tabla A2-4. Valores de  $\eta(\delta)$**

$\delta$	$\eta(\delta)$	$\delta$	$\eta(\delta)$
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		

**Tabla A2-5. Valor de  $f_0$**

Frecuencia central de la banda de 1/3 de octava (Hz)		Frecuencia central de la banda de 1/3 de octava (Hz)	
$f_0$ (Hz)	$f_0$ (Hz)	$f_0$ (Hz)	$f_0$ (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

Cuando sea necesario, utilícese un término de interpolación cuadrática.

**B8.** Ajuste de los resultados de los ensayos en vuelo de las aeronaves.

**B8.1.** Perfiles de vuelo y geometría del ruido.

**B8.1.1.** 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 las aeronaves de ala fija, los correspondientes parámetros de control de motores utilizados para determinar la emisión acústica de la aeronave de ala fija. En el numeral B8.1.1. se describen perfiles de vuelo de aeronave idealizados para aeronaves de ala fija y en el numeral B8.1.2. se describen los perfiles de vuelo de aeronave idealizados para helicópteros.

**Nota 27 Ap. B:** La "trayectoria de vuelo de ruido" a que se hace referencia en los numerales B8.1.1. y B8.1.2., se define con arreglo al requisito del numeral B2.3.2. del presente apéndice.

**B8.1.1.2.** Características del perfil de referencia para ruido lateral con plena potencia. En la siguiente figura A2-4. del presente apéndice, del presente apéndice, se ilustran las características de perfil para el procedimiento de despegue de la aeronave de ala fija correspondientes a las mediciones de ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido lateral con plena potencia:

- La aeronave de ala fija 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
- Los puntos K2L y K2R son los puntos de medición del ruido lateral izquierdo y derecho para aeronaves de ala fija 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 K4 es el punto de medición del ruido "lateral" con plena potencia para aeronaves de ala fija propulsadas por hélice emplazado en la prolongación del eje de la pista verticalmente debajo del punto de la trayectoria de vuelo de ascenso cuando la aeronave de ala fija se encuentra a la altura especificada.

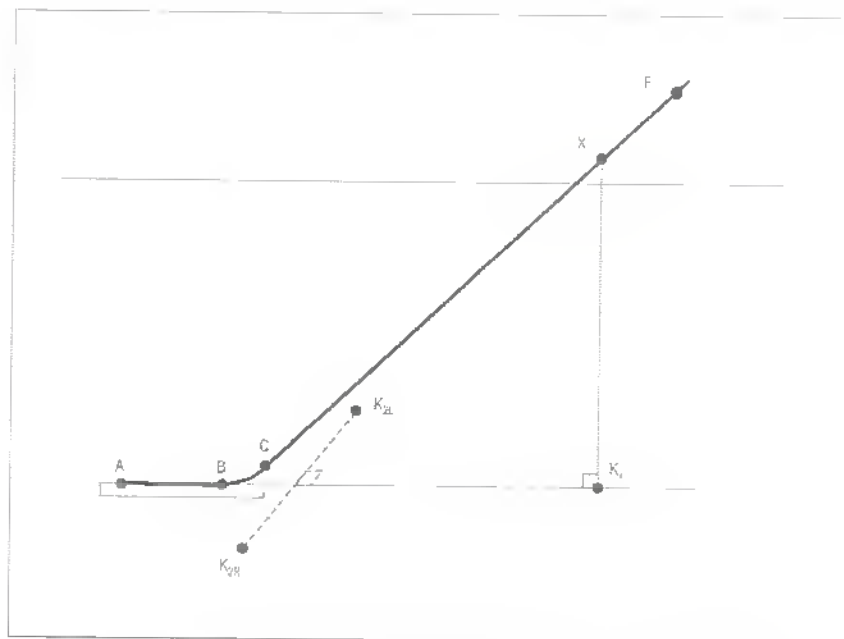


Figura A2-4. Características del perfil de ruido lateral con plena potencia de referencia para aviones.

*[Firma manuscrita]*

**B8.1.1.3.** Características del perfil de sobrevuelo de referencia. En la figura A2-5, del presente apéndice, se ilustran las características del perfil para el procedimiento de despegue de la aeronave de ala fija correspondientes a las mediciones del ruido efectuadas en el punto de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) La aeronave de ala fija 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 la aeronave de ala fija continúa ascendiendo según un ángulo constante hasta el punto F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y

**Nota 28 Ap. B:** 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.

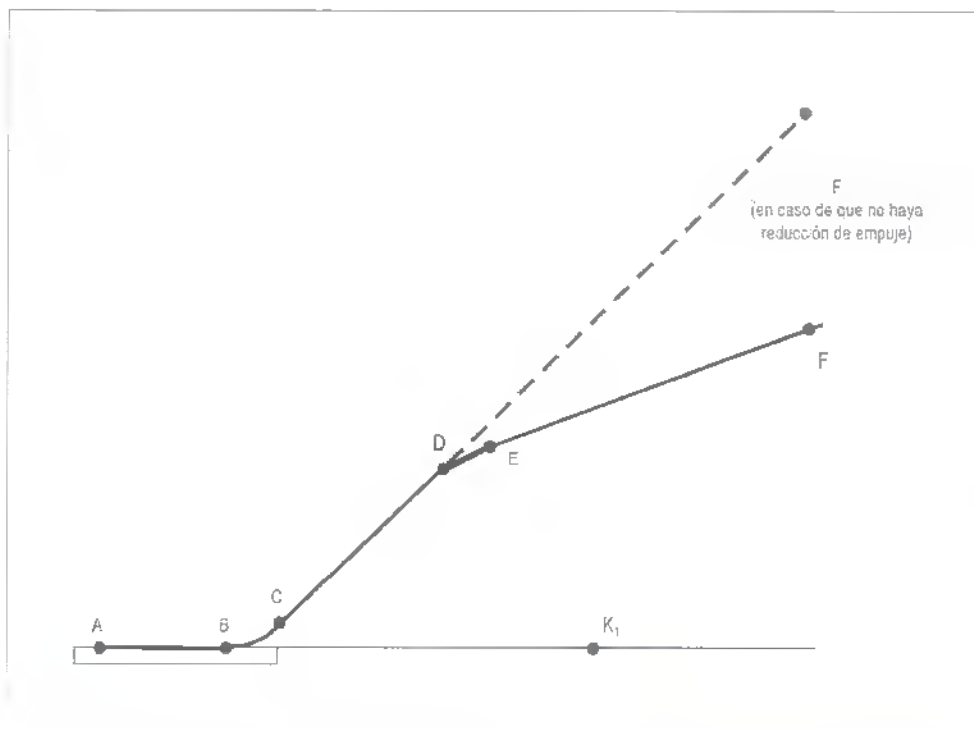


Figura A2-5. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para aeronaves de ala fija.

**B8.1.1.4.** Características del perfil de aproximación de referencia. En la figura A2-6, del presente apéndice, se ilustran las características del perfil para el procedimiento de aproximación de la aeronave de ala fija correspondientes a las mediciones de ruido efectuadas en el punto de medición del ruido de aproximación:

- a) La aeronave de ala fija 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 29 Ap. B:** Para las mediciones durante la aproximación, el punto de referencia de la aeronave de ala fija será la antena del ILS.

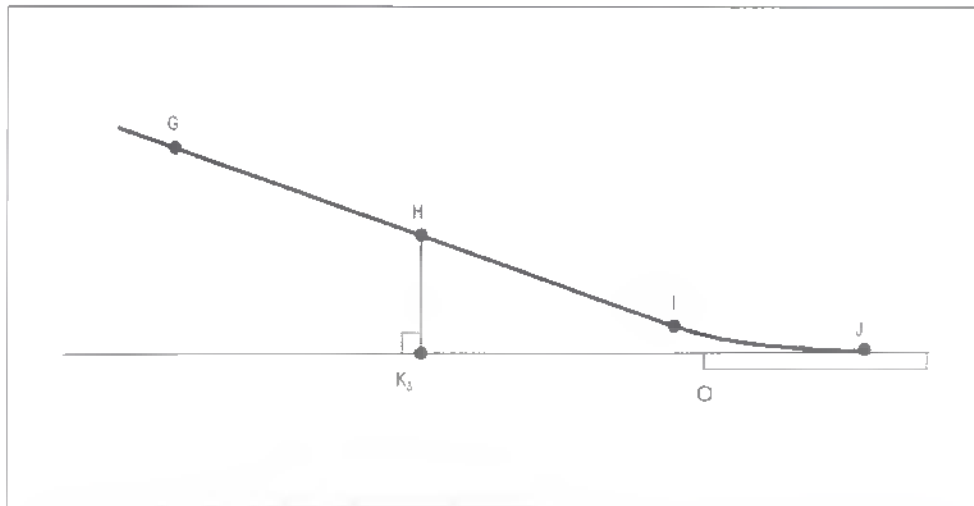


Figura A2-6. Características del perfil de aproximación de referencia para aeronaves de ala fija.

### B8.1.2. Perfiles de vuelo de helicópteros.

**B8.1.2.1.** Características del perfil de despegue de referencia. En la figura A2-7, del presente apéndice, 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:

- 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
- 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  $K_1'$  y  $K_1''$  a través de  $K_1$  perpendicularmente a la derrota de despegue  $TM$  y a la distancia especificada a cada lado de  $K_1$ .

**Nota 30 Ap. B:** En la práctica, el punto en el que se aplica la potencia de despegue estará a cierta distancia antes del punto B.

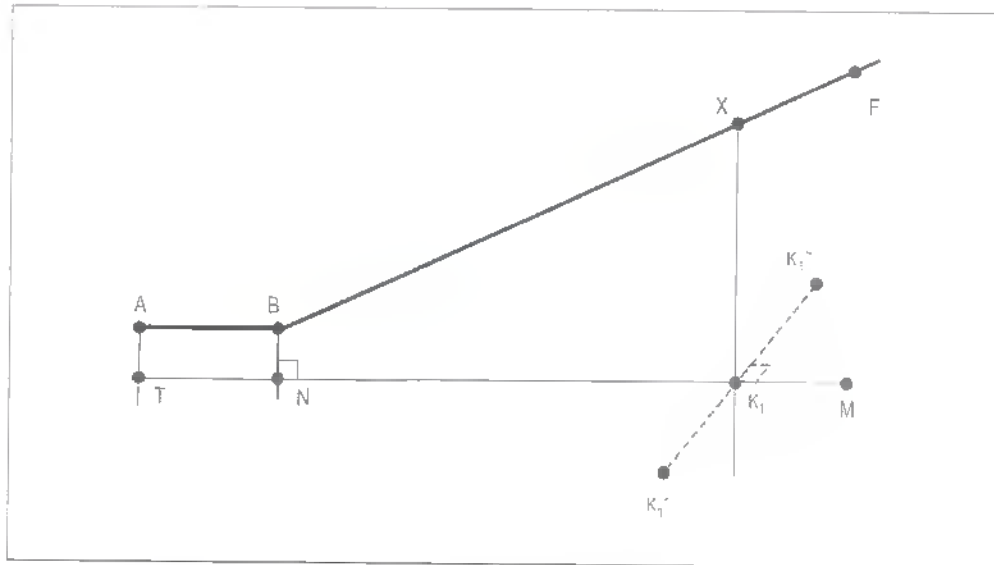


Figura A2-7. Características del perfil de despegue de referencia para helicópteros

**B8.1.2.2.** Características del perfil de sobrevuelo de referencia. En la figura A2-8. del presente apéndice, se ilustran las características del perfil para el procedimiento de sobrevuelo de helicópteros correspondientes a las mediciones del ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido de sobrevuelo:

- 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
- 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  $K_2'$  y  $K_2''$  a través de  $K_2$  perpendicularmente a la derrota de sobrevuelo RS y a la distancia especificada a cada lado de  $K_2$ .

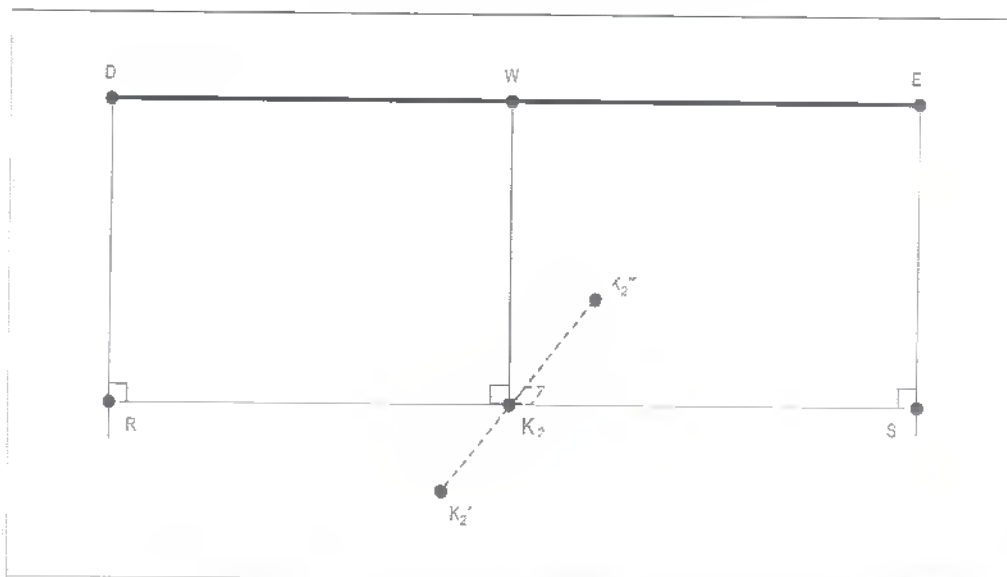


Figura A2-8. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para helicópteros.



**B8.1.2.3.** Características del perfil de aproximación de referencia. En la Figura A2-9 del presente apéndice, 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 de los ruidos conexos emplazados en una línea  $K_3'$  y  $K_3''$  perpendicularmente a la derrota de aproximación PU y a la distancia especificada a cada lado de  $K_3$ .

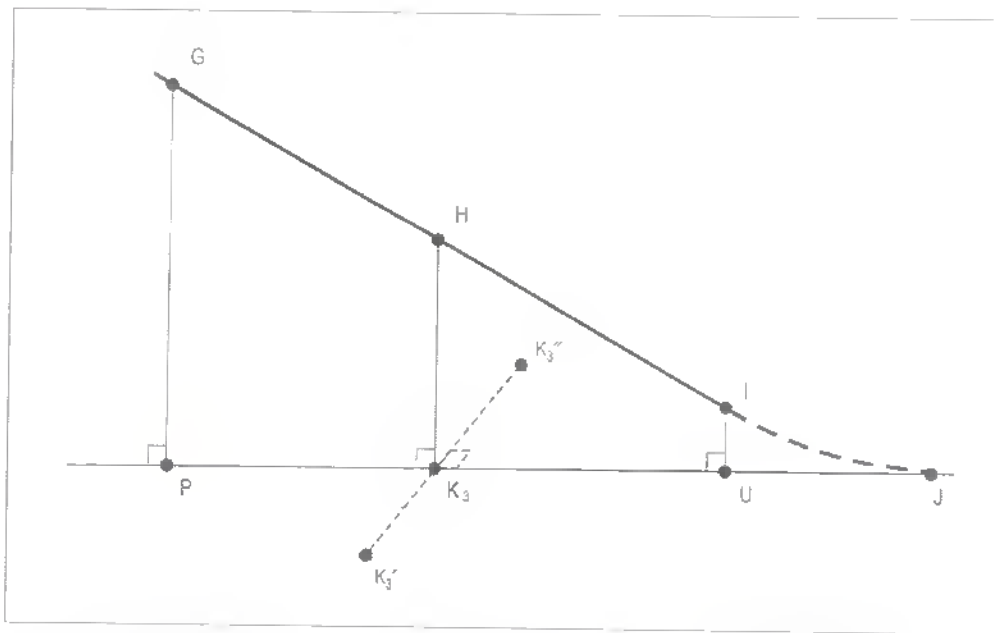


Figura A2-9. Características del perfil de aproximación de referencia para helicópteros.

**B8.1.3.** Ajuste de los niveles de ruido medidos a partir de los perfiles medido y de referencia en el cálculo del EPNL.

**Nota 31 Ap. B:** La "parte útil de la trayectoria de vuelo medida" a que se hace referencia en este numeral se define con arreglo a los requisitos del numeral B2.3.2. del presente apéndice.

**B8.1.3.2.** 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 del presente apéndice, donde:

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida [Figura A2-10 a)], y X<sub>r</sub>Y<sub>r</sub> la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [Figura A2-10 b)] del presente apéndice; y

- b) K es 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  $\theta$ , 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  $\theta$ . QK y  $Q_rK_r$  son las trayectorias de propagación del ruido de medición y de referencia, respectivamente.

**Nota 32 Ap. B:** Esta situación se aplicará en el caso de las aeronaves de ala fija para las mediciones del ruido en el sobrevuelo y la aproximación y, solamente para las aeronaves de ala fija propulsadas 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.

**B8.1.3.3.** 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 del presente apéndice, donde:

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida [Figura A2-11 a)] del presente apéndice, y  $X_rY_r$  la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [Figura A2-11 b)] del presente apéndice; 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  $\theta$ , ángulo de emisión acústica. El ángulo entre QK y el suelo es  $\psi$ , 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  $\theta$ , y el ángulo entre  $Q_rK_r$  y el suelo es  $\psi_r$ , donde en el caso de las aeronaves de ala fija, se minimiza la diferencia entre  $\psi$  y  $\psi_r$ .

**Nota 33 Ap. B:** Esta situación se aplicará en el caso de las aeronaves de ala fija 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.

**B8.1.3.4.** En ambas situaciones, el ángulo de emisión acústica  $\theta$  se establecerá utilizando geometría tridimensional.

**B8.1.3.5.** En el caso de las mediciones de ruido lateral con plena potencia de aeronaves de ala fija de reacción, la medida en que las diferencias entre  $\psi$  y  $\psi_r$  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 34 Ap. B:** En el caso de las mediciones para helicópteros no hay requisito de minimizar la diferencia entre  $\psi$  y  $\psi_r$ . No obstante, estos ángulos se determinarán y notificarán.

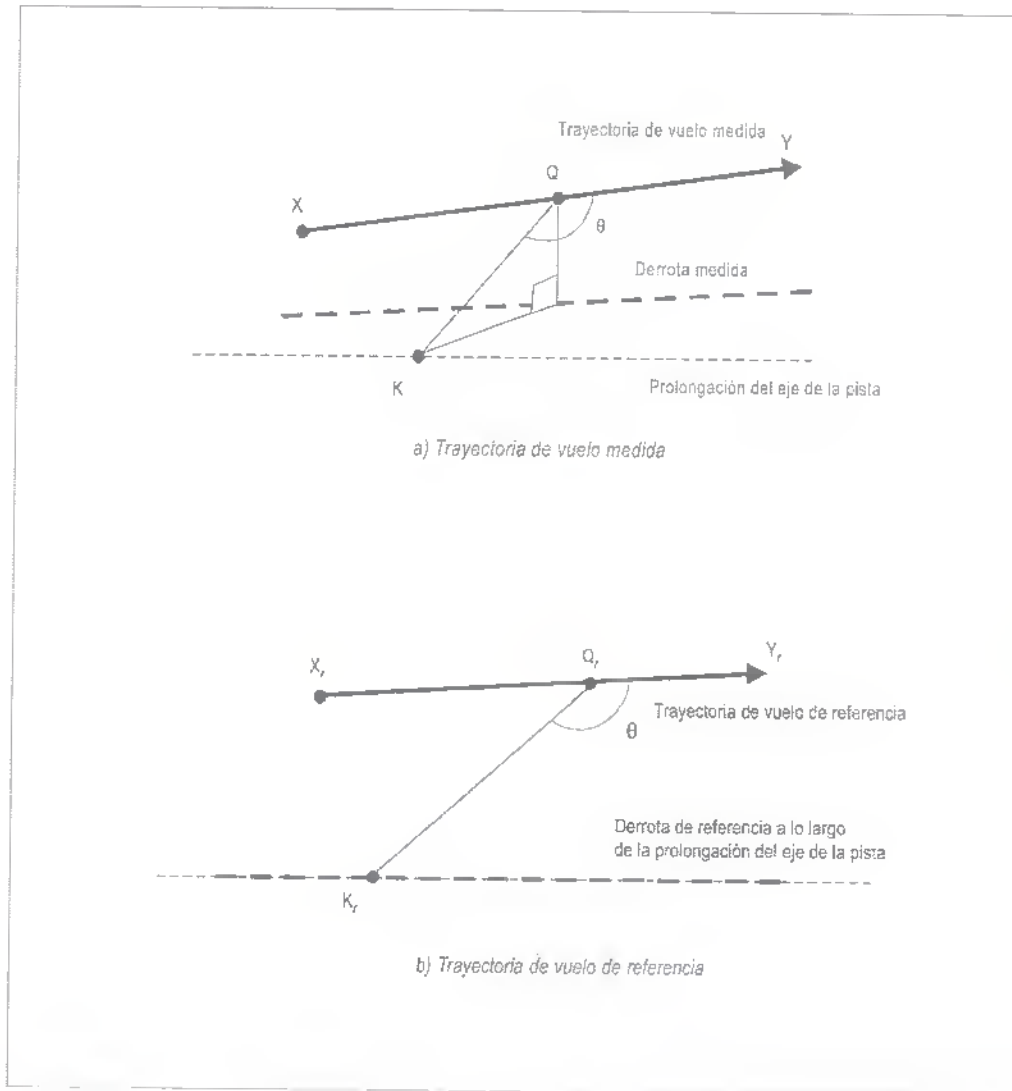


Figura A2-10. Características del perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos emplazados debajo de la trayectoria de vuelo.

*[Handwritten signature]*

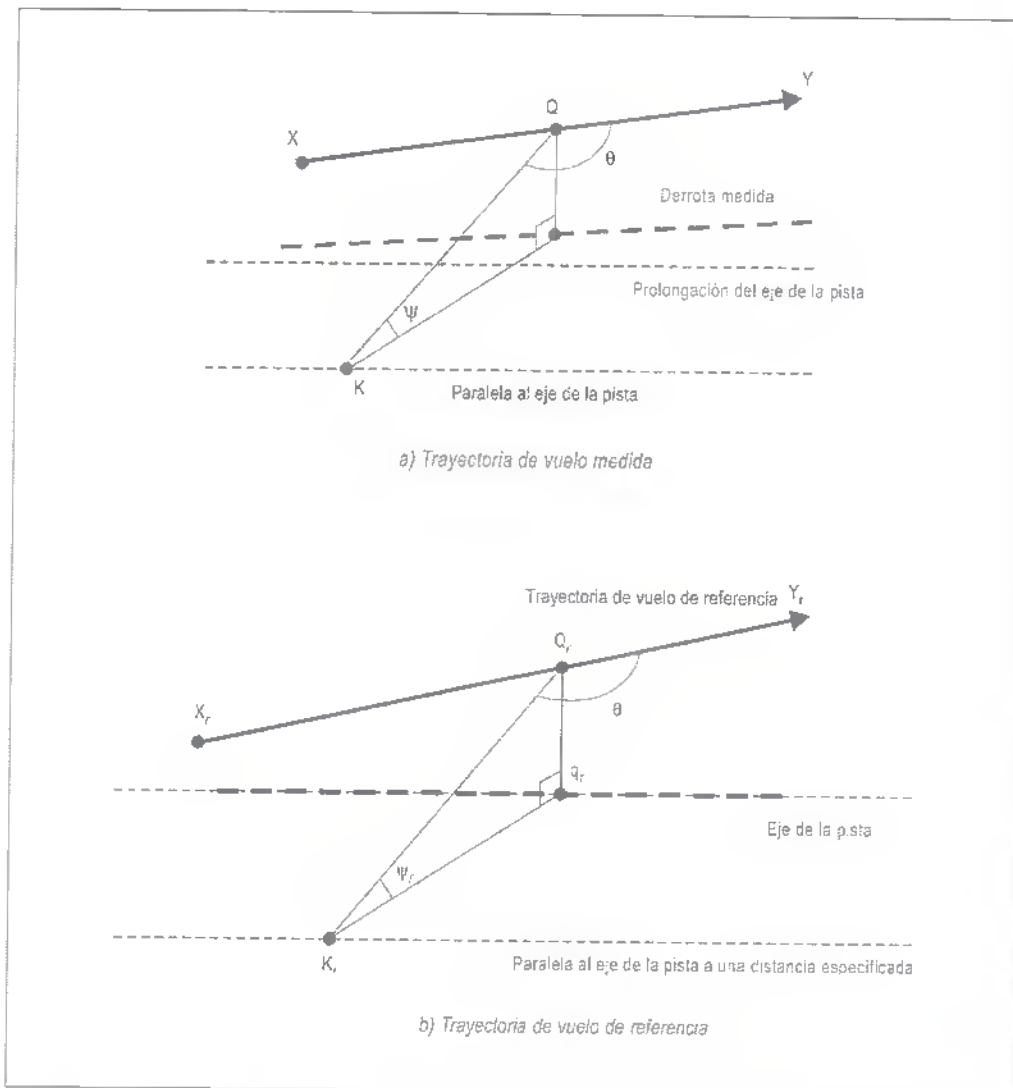


Figura A2-11. Características de perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos desplazados lateralmente.

## B8.2. Selección del método de ajuste.

B8.2.1. Se efectuarán ajustes de los valores de ruido medidos para los siguientes casos:

- Trayectoria de vuelo de la aeronave de ala fija y velocidad relativa al micrófono;
- Atenuación del sonido en el aire; y
- Ruido en la fuente.

**B8.2.2.** Para los helicópteros, se utilizará el método simplificado descrito en el numeral B8.3. del presente apéndice.

**Nota 35 Ap. B:** *La Agencia Federal de Aviación Civil puede aprobar el método integrado como equivalente al método simplificado.*

**B8.2.3.** Para las aeronaves de ala fija, se utilizará ya sea el método simplificado descrito en el numeral B8.3. del presente apéndice, o el método integrado, descrito en el numeral B8.4. del presente apéndice, 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 del numeral B8.3., del presente apéndice y el valor medido de  $EPNL$  calculado con arreglo al procedimiento descrito en el numeral B4.1.3. del presente apéndice 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 el numeral B8.3. del presente apéndice, y el valor medido de  $EPNL$  calculado con arreglo al procedimiento descrito en el numeral B4.1.3. del presente apéndice 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 el numeral B8.3. del presente apéndice, es mayor que los niveles máximos de ruido prescritos en el numeral 6.4. de la presente Circular Obligatoria, menos 1  $EPNdB$ .

**Nota 36 Ap. B:** *En el numeral 6.7.6. de la presente Circular Obligatoria, 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.*

**B8.3.** Método simplificado de ajuste.

**B8.3.1.** Generalidades.

**B8.3.1.1.** 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)  $\Delta_1$  — ajuste por diferencias en el espectro  $PNLTM$  en condiciones de ensayo y de referencia (referirse al numeral B8.3.2. del presente apéndice);
- b)  $\Delta_{Cresta}$  — ajuste para cuando el  $PNL$  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  $PNL$  para el espectro  $PNLTM$  ajustado (referirse al numeral B8.3.3. del presente apéndice);
- c)  $\Delta_2$  — 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 (referirse al numeral B8.3.4. del presente apéndice); y
- d)  $\Delta_3$  — ajuste por diferencias en los mecanismos de generación de ruido en la fuente (referirse al numeral B8.3.5. del presente apéndice).

**B8.3.1.2.** Las coordenadas de (tiempo, X, Y y Z) del punto de referencia relacionado con la emisión de PNLTM, se determinarán de modo que el ángulo  $\theta$  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.

**B8.3.1.3.** Los términos de ajuste descritos en los numerales B8.3.2. al B8.3.5. del presente apéndice, se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos para obtener el nivel efectivo de ruido percibido EPNL<sub>r</sub>, en la condición de referencia simplificada, según se describe en el numeral B8.3.6. del presente apéndice.

**B8.3.1.4.** Toda asimetría en el ruido lateral se tendrá en cuenta para determinar el EPNL según se describe en el numeral B8.3.7. del presente apéndice.

**B8.3.2.** Ajustes al espectro en PNLTM.

**B8.3.2.1.** Los niveles de bandas de tercio de octava SPL(*i*) utilizados para construir el PNL(*K<sub>m</sub>*) (PNL) en el momento de PNLTM observado en el punto de medición K) se ajustarán a los niveles de referencia SPL<sub>r</sub>(*i*) del modo siguiente:

$$\begin{aligned} SPL_r(i) = & SPL(i) + 0,01[\alpha(i) - \alpha(i)_0]QK \\ & + 0,01\alpha(i)_0(QK - Q_rK_r) \\ & + 20 \log (QK / Q_rK_r) \end{aligned}$$

**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 del numeral B7. del presente apéndice;
- 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 37 Ap. B:** 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.

**B8.3.2.2.** Los valores corregidos de SPL<sub>r</sub>(*i*) obtenidos en el numeral B8.3.2.1. del presente apéndice, se utilizarán para calcular un valor PNL<sub>r</sub> de referencia PNL<sub>r</sub>(*k<sub>M</sub>*), según se describe en los numerales B4.2. y B4.3. del presente apéndice. El valor del ajuste por compartición de banda  $\Delta_B$ , calculado para el PNLTM del día de ensayo mediante el método del numeral B4.4.2. del presente apéndice, se agregará a este valor PNL<sub>r</sub>(*k<sub>M</sub>*) para obtener el PNLTM<sub>r</sub> de condición de referencia:

$$PNLTM_r = PNLTM_r(k_M) + \Delta_B$$

Luego se calcula un término de ajuste  $\Delta_1$ , como sigue:

$$\Delta_1 = PNLTM_r - PNLTM$$

**B8.3.2.3.**  $\Delta_1$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en el numeral B8.3.6. del presente apéndice.

**B8.3.3.** Ajustes por crestas secundarias.

**B8.3.3.1.** Durante un vuelo de ensayo todo valor de PNL<sub>T</sub> que se encuentre dentro de 2 dB del PNL<sub>TM</sub> 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 el numeral B8.3.2.1. del presente apéndice. Los valores de PNL<sub>T</sub> corregidos se calcularán para cada "cresta secundaria" según se describe en los numerales B4.2. y B4.3. del presente apéndice. Si algún valor de cresta ajustado de PNL<sub>T</sub> excede del valor de PNL<sub>TM</sub>, se aplicará un ajuste  $\Delta_{CRESTA}$ .

**B8.3.3.2.**  $\Delta_{CRESTA}$ , se calculará como sigue:

$$\Delta_{CRESTA} = PNL_{T_r}(Cresta\ máx) - PNL_{TM_r}$$

Donde  $PNL_{T_r}(Cresta\ máx)$  es el valor de PNL<sub>T</sub> de condición de referencia de la mayor de las crestas secundarias; y  $PNL_{TM_r}$  es el valor PNL<sub>TM</sub> de condición de referencia en el instante del PNL<sub>TM</sub>.

**B8.3.3.3.**  $\Delta_{CRESTA}$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos como se describe en el numeral B8.3.6. del presente apéndice.

**B8.3.4.** Ajustes por los efectos de la duración del ruido.

**B8.3.4.1.** 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 se describe en los numerales B8.3.4.2. y B8.3.4.3. del presente apéndice.

**B8.3.4.2.** Con referencia a la trayectoria de vuelo de las Figuras A2-10 y A2-11 del presente apéndice, el término  $\Delta_2$  de ajuste se calculará a partir de los datos medidos como sigue:

$$\Delta_2 = -7,5 \log\left(\frac{QK}{Q_r K_r}\right) + 10 \log(V_G/V_{GR})$$

Dónde:

$V_G$  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 38 Ap. B:** Los factores,  $-7.5$  y  $10$ , se han determinado empíricamente a partir de una población de muestras representativas de aeronaves de ala fija 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.

**B8.3.4.3.**  $\Delta_2$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en el numeral B8.3.6. del presente apéndice.

**B8.3.5.** Ajustes del ruido en la fuente.

**B8.3.5.1.** 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 de emisión de ruido y los que se calculan o indican en las condiciones de referencia del numeral 6.6.1.5. de la presente Circular Obligatoria. Dichos parámetros operacionales pueden incluir, para las aeronaves de ala fija de reacción, el parámetro  $\mu$  de control del motor (típicamente velocidad normalizada del compresor de baja presión, empuje de motor normalizado o relación de presión del motor), para las aeronaves de ala fija propulsadas 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 de la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**B8.3.5.2.** Para las aeronaves de ala fija, el término de ajuste  $\Delta_3$  se determinará normalmente a partir de curvas de sensibilidad de EPNL respecto de los parámetros operacionales de propulsión a los que se hizo referencia en el numeral B8.3.5.1. del presente apéndice. 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  $\Delta_3$  se sumará algebraicamente al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos (referirse al numeral B8.3.6 del presente apéndice).

**Nota 39 Ap. B:** *Se representan datos característicos para las aeronaves de ala fija de reacción en la Figura A2-12 del presente apéndice, que muestra una curva del EPNL en función del parámetro  $\mu$  de control del motor. Los datos EPNL se han ajustado a todas las demás condiciones de referencia pertinentes (peso, velocidad, altitud de la aeronave de ala fija y temperatura del aire) y, en cada valor de  $\mu$ , para tener en cuenta las diferencias de ruido entre el motor instalado y el motor según las disposiciones del manual de vuelo.*

**B8.3.5.3.** Para las aeronaves de ala fija 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.

**B8.3.5.4.** Para las aeronaves de ala fija 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 de emisión de ruido. La Agencia Federal de Aviación Civil aprobará los datos de ensayos o los procedimientos de análisis utilizados para cuantificar este efecto.

**B8.3.5.5.** 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 de la entidad responsable del diseño de tipo de la aeronave aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil:



- 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.

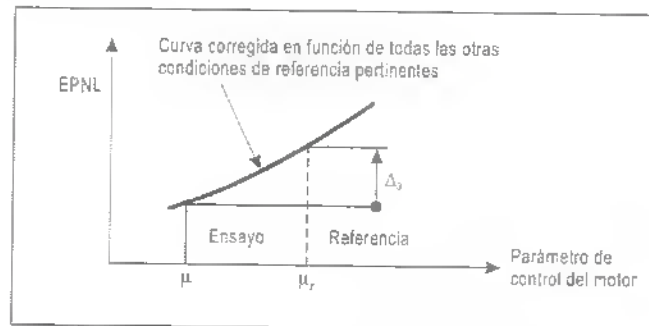


Figura A2-12. Ajuste del ruido en la fuente.

Este ajuste se efectuará normalmente aplicando una curva de sensibilidad de PNL<sub>TMr</sub> con respecto al número de Mach del extremo de la pala que avanza. El ajuste puede efectuarse utilizando un parámetro o parámetros alternativo(s) aprobado(s) por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**Nota 40 Ap. B:** 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 Agencia Federal de Aviación Civil, 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 PNL<sub>TMr</sub> 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 de emisión de ruido, eje, lado izquierdo y lado derecho, definidos con relación al sentido del vuelo en cada ensayo.

**Nota 41 Ap. B:** Cuando se utilice el número de Mach del extremo de la pala que avanza se deberá calcular utilizando la velocidad aerodinámica verdadera, la temperatura del aire exterior (OAT) indicada a bordo y la velocidad del rotor.

**B8.3.5.6.** Para los helicópteros, el término de ajuste  $\Delta_3$ , obtenido según el numeral B8.3.5.5. del presente apéndice, se sumará algebraicamente al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en el numeral B8.3.6. del presente apéndice.

**B8.3.6.** Aplicación de los términos de ajuste para el método simplificado.

Determinación del EPNL para condiciones de referencia, EPNL<sub>r</sub>, utilizando el método simplificado, mediante adición de los términos de ajuste identificados en los numerales B8.3.2. a B8.3.5. del presente apéndice del EPNL calculado a partir de condiciones de medición como sigue:

$$EPNL_r = EPNL + \Delta_1 + \Delta_{Cresta} + \Delta_2 + \Delta_3$$

**B8.3.7.** Asimetría del ruido lateral.

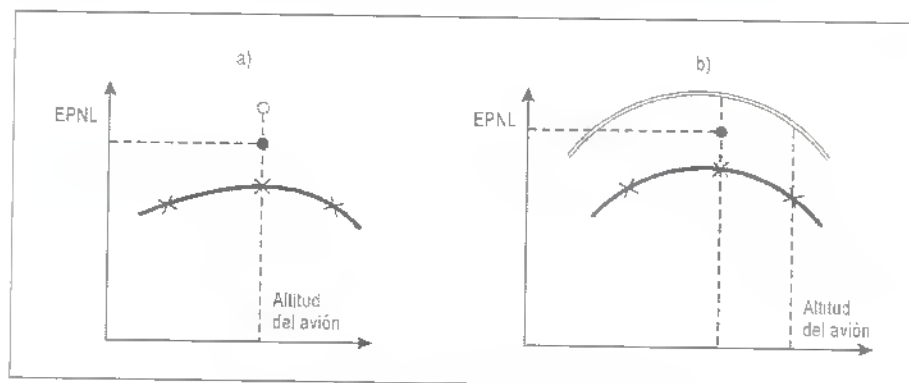
**B8.3.7.1.** Para determinar el nivel de ruido lateral de las aeronaves de ala fija de reacción, se llevará a cabo un ajuste de asimetría (referirse al numeral 6.3.2.2. de la presente Circular Obligatoria) del modo siguiente:

- Si el punto de medición simétrica se encuentra opuesto al punto en el que se obtiene el mayor nivel de ruido, el nivel de ruido para la homologación de emisión de ruido será la media (aritmética) de los niveles de ruido medidos en esos dos puntos [referirse a la Figura A2-13 a) del presente apéndice];
- De no ser así, se supondrá que la variación de ruido en función de la altitud de la aeronave de ala fija 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) [referirse a la Figura A2-13 b) del presente apéndice]. El nivel de ruido para la homologación de emisión de ruido será entonces el valor máximo de la media entre estas líneas.

**B8.4.** Método integrado de ajuste.**B8.4.1.** Generalidades.

**B8.4.1.1.** El método integrado de ajuste 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.

**B8.4.1.2.** Las coordenadas de emisión (tiempo, X, Y, y Z) del punto de datos de referencia relacionado con cada  $PNLT_i(k)$  se determinarán de modo que el ángulo de emisión acústica  $\theta$  en la trayectoria de vuelo de referencia, relativa al micrófono de referencia, tengan el mismo valor que el ángulo de emisión acústica en los datos medidos relacionados con  $PNLT_i(k)$ .



**Figura A2-13.** Corrección de asimetría lateral

**Nota 42 Ap. B:** 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 con normalidad no estarán igualmente espaciados ni serán iguales a medio segundo.

**B8.4.1.3.** Las etapas del procedimiento integrado son las siguientes:

- El espectro relacionado con cada punto de datos del día del ensayo,  $PNLT_i(k)$ , se ajusta para tener en cuenta la expansión esférica y la atenuación debida a la absorción atmosférica, llevándola a condiciones de referencia (referirse al numeral B8.4.2.1. del presente apéndice);

- 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 (referirse al numeral B8.4.2.2. del presente apéndice);
- c) El valor máximo,  $PNLTM_r$  y los puntos primero y último de menos de 10 dB se determinan a partir de la serie  $PNLT_r$  (referirse a los numerales B8.4.2.3. y B8.4.3.1. del presente apéndice);
- 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 (referirse a los numerales B8.4.3.2. y B8.4.3.3. del presente apéndice);
- 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 (referirse al numeral B8.4.4. del presente apéndice); y
- f) Se determina y aplica un ajuste del ruido en la fuente (referirse al numeral B8.4.5. del presente apéndice).

#### B8.4.2. Cálculos del PNLTr.

**B8.4.2.1.** 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 del numeral B8.3.2.1. del presente apéndice. Los valores correspondientes de  $PNL_r(k)$  se calcularán según se describe en el numeral B4.2. del presente apéndice.

**B8.4.2.2.** 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 del numeral B4.3 del presente apéndice, y se sumará a  $PNL_r(k)$  para obtener  $PNLT_r(k)$ .

**B8.4.2.3.** 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,  $\Delta B_r$ , según se describe en el numeral B4.4.2. del presente apéndice.

**Nota 43 Ap. B:** 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  $PNLTM_r$ . La determinación de  $PNLTM_r$  es independiente del  $PNLTM_r$ .

#### B8.4.3. Duración del ruido.

**B8.4.3.1.** 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 al numeral B4.5.1. 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  $K_{LR}$ .

**B8.4.3.2.** 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.

**B8.4.3.3.** La duración efectiva,  $\delta t_r(k)$ , se determinará para cada punto de datos de referencia  $PNLT_r(k)$  como sigue:

$$\delta t_r(k) = [(t_r(k) - t_r(k - 1)) + (t_r(k + 1) - t_r(k))]/2$$

Dónde:

$t_r(k)$  es el instante asociado con  $PNLT_r(k)$ ;

$t_r(k - 1)$  es el instante asociado con  $PNLT_r(k - 1)$ , el punto de datos que precede a  $PNLT_r(k)$ ; y

$t_r(k+1)$  es el instante asociado con  $PNLT_r(k+1)$ , el punto de datos que sigue a  $PNLT_r(k)$ .

**Nota 44 Ap. B:** 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 45 Ap. B:** 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.

**B8.4.4.** Cálculo de la condición de referencia integrada de EPNL.

**B8.4.4.1.** 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 el numeral B4.6. del presente apéndice. 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  $PNLT_r(k)$ ,  $\delta t_r(k)$ :

$$EPNL_r = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_{FR}}^{k_{LR}} 10^{0,1 PNLTr(k)} \delta t_r(k)$$

Dónde:

El tiempo de referencia  $T_0$ , es 10 segundos;

$k_{FR}$  y  $k_{LR}$  son el primero y el último punto a menos de 10 dB según se definen en el numeral B8.4.3.1. del presente apéndice; y

$\delta t_r(k)$  es la duración efectiva definida en el numeral B8.4.3.3. del presente apéndice de cada valor de referencia  $PNLT_r(k)$ .

**B8.4.5.** Ajuste del ruido en la fuente.

**B8.4.5.1.** Finalmente, un ajuste del ruido en la fuente se determinará mediante los métodos del numeral B8.3.5. del presente apéndice, y se sumará al  $EPNL_r$  determinado en el numeral B8.4.4.1 del presente apéndice.

**B8.4.5.2.** Para las aeronaves de ala fija 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.

**Apéndice "C" NORMATIVO: Método de evaluación para la homologación de ruido de las aeronaves de ala fija de no más de 8,618 kg propulsadas por hélice. — Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 17 de noviembre de 1988.**

**Nota 1 Ap. C:** Referirse al numeral 9 de la presente Circular Obligatoria.

**C1. Introducción.**

**Nota 2 Ap. C:** Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido;
- b) Medición del ruido de aeronaves de ala fija percibido en tierra; y
- c) Notificación de los datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y corrección de los datos medidos.

**Nota 3 Ap. C:** Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación de emisión de ruido, y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de ala fija de varios tipos, en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a las aeronaves de ala fija comprendidas en las cláusulas de aplicación del numeral 9 de la presente Circular Obligatoria.

**C2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.**

**C2.1. Generalidades.**

**C2.1.1.** En este numeral se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación de emisión de ruido, así como también los procedimientos correspondientes para medir el ruido producido por la aeronave de ala fija sometido a ensayo.

**C2.2. Condiciones generales de ensayo.**

**C2.2.1.** Los lugares en que se mida el ruido producido por las aeronaves de ala fija 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 de la aeronave de ala fija. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo a 75° de ese eje.

**C2.2.2.** 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, excepto que, en un diagrama de temperaturas en función de la humedad relativa se omitan 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 5.1 m/s (10 kt) y la velocidad del viento cruzado no excederá de 2.6 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

**Nota 4 Ap. C:** Las ventanas de ensayo de homologación de emisión de ruido para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión de 0.1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento para fines de homologación de emisión de ruido.

- d) Ausencia de inversiones de temperatura y de condiciones anómalas del viento que influirían notablemente en el nivel de ruido de la aeronave de ala fija, en el momento de registrarlos en los puntos de medición especificados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**C2.3.** Procedimientos de ensayo de la aeronave de ala fija.

**C2.3.1.** Los procedimientos de ensayo y los procedimientos de medición del ruido serán aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**C2.3.2.** La altura de la aeronave de ala fija 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.

**C3.** Medición del ruido de las aeronaves de ala fija percibido en tierra.

**C3.1.** Generalidades.

**C3.1.1.** 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 el numeral C3.2. del presente apéndice.

**C3.2.** Sistemas de medición.

**C3.2.1.** 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 C3.3. del presente apéndice 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 el numeral C3.3. del presente apéndice; 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.

**C3.3.** Equipo de captación, registro y reproducción.

**C3.3.1.** Cuando lo determine la Agencia Federal de Aviación Civil, el sonido producido por la aeronave de ala fija se registrará 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.

**C3.3.2.** 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 de la aeronave de ala fija, utilizando un calibrador acústico que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida.

**Nota 5 Ap. C:** Para este fin se utiliza por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 124 dB y 250 Hz.

**C3.3.3.** Cuando se hagan mediciones de ruido de aeronaves de ala fija 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.

**C3.4. Procedimientos de medición del ruido.**

**C3.4.1.** 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.

**C3.4.2.** 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.

**C3.4.3.** 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 las aeronaves de ala fija. Si los niveles de presión acústica de las aeronaves de ala fija 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.

**C4. Notificación de datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y corrección de los datos medidos.**

**C4.1. Notificación de datos.**

**C4.1.1.** Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones del numeral C3. del presente apéndice.

**C4.1.2.** Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos en función de la performance de la aeronave de ala fija, así como los datos meteorológicos.

**C4.1.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral C2. del presente apéndice:

- a) La temperatura y la humedad relativa del aire; y
- b) Las velocidades máximas, mínima y media del viento.

**C4.1.4.** Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**C4.1.5.** Se notificará la siguiente información acerca de la aeronave de ala fija:

- a) Tipo, modelo y números de serie de la aeronave de ala fija, motores y hélices;
- b) Las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido de la aeronave de ala fija;
- c) Peso máximo certificado 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 de la aeronave de ala fija por encima del suelo (referirse al numeral C2.3.2.);
- g) Los datos correspondientes de las entidades responsables del diseño tipo de la aeronave en relación con las condiciones de referencia pertinentes al numeral C4.1.5. incisos d) y e) del presente apéndice.

**C4.2.** Correcciones de datos.**C4.2.1.** Corrección del ruido en la fuente.

**C4.2.1.1.** Cuando así lo especifique la Agencia Federal de Aviación Civil, se aplicarán, según los 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.

**C4.2.1.2.** 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 aeronaves de ala fija propulsadas 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 para las condiciones de referencia se salen de los límites especificados, se introducirán correcciones basándose en los datos obtenidos con las aeronaves de ala fija reales de ensayo o con aeronaves de ala fija de configuración análoga que funcionen con motor y hélice iguales a los de la aeronave de ala fija que se esté homologando.

**C4.2.2.** Corrección del ruido percibido en tierra.

**C4.2.2.1.** 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.

**Nota 6 Ap. C:** Esta corrección tiene por objeto favorecer a las aeronaves de ala fija 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 las aeronaves de ala fija 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.

**C4.2.3.** Corrección en función de la performance.

**C4.2.3.1.** 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 el numeral B4.2.3.2 del presente numeral y se sumará algebraicamente al valor medido.

**C4.2.3.2.** La corrección por performance se calculará utilizando la siguiente fórmula:

$$\Delta dB = 49,6 - 20 \log \left[ (3\,500 - D_{15}) \frac{R/C}{V_y} + 15 \right]$$

En la cual:

$D_{15}$  = Distancia de despegue para elevarse a 15 m, con el peso máximo certificado de despegue a la potencia máxima de despegue (pista pavimentada).

$R/C$  = Mejor velocidad vertical de ascenso con el peso máximo certificado de despegue a la potencia máxima de despegue.

$V_y$  = Velocidad de ascenso correspondiente a  $R/C$ , a la potencia máxima de despegue y expresada en las mismas unidades.



**Nota 7 Ap. C:** Cuando la distancia de despegue no está certificada, se utiliza la cifra de 610 m para aeronaves de ala fija monomotores y 825 m para aeronaves de ala fija multimotores.

**C4.3.** Validez de los resultados.

**C4.3.1.** 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.

**C4.3.2.** Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  dB(A). Del proceso de promedio no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Agencia Federal de Aviación Civil.

**Apéndice "D" Normativo: Método de evaluación para la homologación de ruido de los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue no excede de 3,175 kg.**

**Nota 1 Ap. D:** Referirse al numeral 13 de la presente Circular Obligatoria.

**D1. Introducción.**

**Nota 2 Ap. D:** Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido;
- 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 Agencia Federal de Aviación Civil.

**Nota 3 Ap. D:** Las instrucciones y procedimientos de este método tienen por objeto asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación de emisión de ruido 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 del numeral 13, de la presente Circular Obligatoria.

**D2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.**

**D2.1. Generalidades.**

**D2.1.1.** En este numeral se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación de emisión de ruido y asimismo los procedimientos meteorológicos y de medición de la trayectoria de vuelo que han de utilizarse.

**D2.2. Medio ambiente del ensayo.**

**D2.2.1.** 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 4 Ap. D:** Las personas que efectúan las mediciones pueden constituir ellas mismas obstáculos.

**D2.2.2.** 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 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 5 Ap. D:** Los coeficientes de absorción como función de la temperatura y la humedad relativa figuran en el numeral B7, del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

- 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 5.1 m/s (10 kt) y la componente de viento cruzado promedio no excederá de 2.6 m/s (5 kt); y

**Nota 6 Ap. D:** Las ventanas de ensayo de homologación de emisión de ruido para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión de 0.1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento, para fines de homologación de emisión de ruido.

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 Agencia Federal de Aviación Civil.

**Nota 7 Ap. D:** Las especificaciones meteorológicas se indican en el numeral B2.2.2.1. del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**D2.2.3.** 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.

**D2.3.** Medición de la trayectoria de vuelo.

**D2.3.1.** 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.

**D2.3.2.** Los datos de posición y de performance que se necesitan para hacer los ajustes mencionados en el numeral D5. del presente Apéndice se registrarán a un ritmo de muestreo aprobado.

**D2.4.** Condiciones de ensayo en vuelo.

**D2.4.1.** 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 8 Ap. D:**  $L_{Amáx}$  se define como el valor máximo del nivel de ruido con ponderación de frecuencia A y ponderación de tiempo S durante la prueba.

**D2.4.2.** El ensayo para el ruido de sobrevuelo de helicópteros se efectuará a la velocidad aerodinámica que se indica en el numeral 13.5.2. de la presente Circular Obligatoria, 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.

**D2.4.3.** El número de Mach de referencia en el extremo de la pala que avanza ( $M_{ATR}$ ) se define como la razón de la suma aritmética de la velocidad de rotación ( $V_{tipR}$ ) 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 25°C de la manera siguiente:

$$M_{ATR} = \frac{(V_{tipR} + V_r)}{c_r}$$

**D3.** Definición de la unidad de medición del ruido.

**D3.1.** El nivel de exposición al ruido  $L_{AE}$  se define como el nivel, en dB, de la integral con respecto al tiempo de la presión acústica de ponderación "A" ( $P_A$ ) al cuadrado durante un periodo de tiempo o un suceso determinados, por referencia al cuadrado de la presión acústica normal de referencia ( $P_0$ ) de 20  $\mu$ Pa y una duración de referencia de un segundo.

**D3.2.** Esta unidad se define mediante la expresión:

$$L_{AE} = \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} \left( \frac{P_A(t)}{P_0} \right)^2 dt$$

En la que  $T_0$  es el tiempo de referencia para la integración de un segundo y  $(t_2 - t_1)$  es el intervalo de Integración.

**D3.3.** Esta integral puede aproximarse a partir de mediciones tomadas periódicamente de la siguiente manera:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0,1 L_A(k)} \Delta t$$

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 primer y último incremento de  $k$ , y  $\Delta t$  es el incremento de tiempo entre muestras.

**D3.4.** En la práctica, el tiempo de integración  $(t_2 - t_1)$  no será inferior al período de 10 dB de atenuación comprendido entre el instante en que  $L_A(t)$  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.

**D4.** Medición del ruido del helicóptero percibido en tierra.

**D4.1.** Generalidades.

**D4.1.1.** El equipo de medición será aprobado por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**D4.1.2.** 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 el numeral D4.2. del presente apéndice.

**D4.2.** 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 del numeral D4.3. del presente apéndice;
- 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 del numeral D4.3. del presente apéndice; y
- d) Calibradores de sonido que utilicen señales de onda sinusoidal con nivel conocido de presión acústica que satisfagan los requisitos del numeral D4.3. del presente apéndice.

**D4.3.** Equipo de captación, registro y reproducción.

**D4.3.1.** 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.

**D4.3.2.** El SEL puede determinarse directamente con un sonómetro integrador. Como alternativa, con la aprobación de la Agencia Federal de Aviación Civil, 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.

**D4.3.3.** Se verificará la sensibilidad total del sistema de medición antes del inicio de los ensayos y después de que hayan terminado, y a intervalos durante el transcurso de los ensayos, utilizando un calibrador de sonido que produzca un nivel de presión acústica conocido a una frecuencia conocida. Las lecturas del calibrador de sonido serán verificadas por un laboratorio normalizador en los seis meses siguientes a cada medición del ruido de una aeronave. Las variaciones admisibles de las lecturas no excederán de 0.2 dB. Los datos medidos de ruido de la aeronave no se considerarán válidos para efectos de homologación de emisión de ruido si no se han efectuado previa y posteriormente calibraciones de nivel de presión acústica válidas. Se considerará que el sistema de medición es satisfactorio si la diferencia entre los niveles de sensibilidad acústica registrados inmediatamente antes e inmediatamente después de cada serie de mediciones de ruido de la aeronave en un día determinado no es superior a 0.5 dB.

**D4.3.4.** Cuando se registran las señales de presión acústica del helicóptero. 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.

**D4.3.5.** Deben 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 deben ser tales que, al utilizarse, el sistema completo, comprendida la pantalla de protección contra el viento satisfaga las especificaciones del numeral D4.3.2.

**D4.4.** Procedimientos de medición del ruido.

**D4.4.1.** 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.

**D4.4.2.** 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 pseudoaleatorio. La salida del generador de ruido habrá sido verificada en un laboratorio aprobado de disposiciones, 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.

**D4.4.3.** 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 9 Ap. D:** *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 el numeral D4.4.2 del presente apéndice, no es necesario para las grabadoras de audio digitales.*

**D4.4.4.** 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  $L_{Amax}$  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.

**D5.** Ajuste de los resultados de los ensayos.

**D5.1.** Cuando las condiciones de ensayo para la homologación de emisión de ruido difieran de las de referencia, se efectuarán los ajustes apropiados de los datos del ruido medido por los métodos de este numeral.

**D5.2.** Correcciones y ajustes.

**D5.2.1.** 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.

**D5.2.2.** Los ajustes por propagación esférica y duración pueden aproximarse aplicando:

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

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

**D5.2.3.** El ajuste de la diferencia entre la velocidad aerodinámica de referencia y la velocidad aerodinámica de referencia ajustada se calcula aplicando:

$$\Delta_2 = 10 \log\left(\frac{V_{ar}}{V_r}\right) dB$$

Siendo  $\Delta_2$  la cantidad en dB 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 el numeral 13.5.2 de la presente Circular Obligatoria, y  $V_{ar}$  es la velocidad aerodinámica de referencia ajustada especificada en el numeral D2.4.2 del presente apéndice.

**D6.** Notificación de datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y validez de los resultados.

**D6.1.** Notificación de datos.

**D6.1.1.** Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones del numeral D4 del presente Apéndice.

**D6.1.2.** 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.

**D6.1.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en el numeral D2. del presente apéndice, en los puntos de observación prescritos:

- a) Temperatura y humedad relativa del aire;
- b) Velocidades y direcciones del viento; y
- c) Presión atmosférica.

**D6.1.4.** Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**D6.1.5.** 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) El peso máximo certificado 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.

**D6.2.** Notificación de las condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido.

**D6.2.1.** 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 de emisión de ruido que se especifican en el numeral 13.5. de la presente Circular Obligatoria. Se notificarán estas condiciones, comprendidos los parámetros, los procedimientos y las configuraciones de referencia.

**D6.3.** Validez de los resultados.

**D6.3.1.** 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.

**D6.3.2.** Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  dB(A). Del proceso de promedio, no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Agencia Federal de Aviación Civil.

**Apéndice "E" Normativo: Método de evaluación para la homologación de ruido de las aeronaves de ala fija de no más de 8,618 kg propulsadas 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.**

**Nota 1 Ap. E:** Referirse al numeral 12 de la presente Circular Obligatoria.

#### E1. Introducción.

**Nota 2 Ap. E:** Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido;
- b) Unidad de medición del ruido;
- c) Medición del ruido de aeronaves de ala fija percibido en tierra;
- d) Ajuste de los datos de ensayos; y
- e) Notificación de los datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y validez de los resultados.

**Nota 3 Ap. E:** Las instrucciones y procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación de emisión de ruido y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de ala fija de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a las aeronaves de ala fija comprendidas en las cláusulas de aplicación en el numeral 12 de la presente Circular Obligatoria.

#### E2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.

##### E2.1. Generalidades.

**E2.1.1.** En este numeral 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 la aeronave de ala fija objeto de ensayo.

##### E2.2. Condiciones generales de los ensayos.

**E2.2.1.** Los lugares en que se mida el ruido producido por las aeronaves de ala fija 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 de la aeronave de ala fija. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo de 75° respecto a ese eje.

**E2.2.2.** 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;
- c) La velocidad media del viento no excederá de 5.1 m/s (10 kt) y la velocidad media del viento de costado no excederá de 2.6 m/s (5 kt);

**Nota 4 Ap. E:** Las especificaciones meteorológicas se definen en el numeral B2.2.2.1 del Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 5 Ap. E:** Las ventanas de ensayo de homologación de emisión de ruido para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión de 0.1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento, para fines de homologación de emisión de ruido.



- d) Ausencia de cualquier otra condición meteorológica anómala que influya notablemente sobre el nivel de ruido de la aeronave de ala fija, cuando se registra en los puntos de medición especificados por la Agencia Federal de Aviación Civil; 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.

**E2.2.3.** 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.

**E2.3.** Procedimientos de ensayo de la aeronave de ala fija.

**E2.3.1.** Los procedimientos de ensayo y los de medición del ruido serán aceptables para la Agencia Federal de Aviación Civil.

**E2.3.2.** El programa de ensayo en vuelo se iniciará con el peso máximo de despegue de la aeronave de ala fija, y dicho peso se ajustará a este valor máximo después de cada hora de vuelo.

**E2.3.3.** Los ensayos en vuelo se realizarán a la velocidad aerodinámica indicada  $V_y \pm 9$  km/h ( $V_y \pm 5$  kt).

**E2.3.4.** La posición de la aeronave de ala fija con respecto al punto de referencia de la trayectoria de vuelo se determinará por un método independiente de los instrumentos normales de abordaje, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría.

**E2.3.5.** La altura de la aeronave de ala fija al volar directamente por encima del micrófono se medirá por un método aprobado. La aeronave de ala fija sobrevolará el micrófono con un margen de  $\pm 10^\circ$  con respecto a la vertical y a una altura que no difiera en más del  $\pm 20\%$  de la altura de referencia (referirse la Figura A6-1).

**E2.3.6.** La velocidad, posición y datos de la performance de la aeronave de ala fija necesarios para hacer las correcciones mencionadas en el numeral E5. del presente apéndice, se registrarán en el momento en que la aeronave de ala fija vuele directamente por encima del emplazamiento de medición.

**E2.3.7.** Se utilizará un dispositivo independiente, de una precisión de  $\pm 1\%$ , para medir la velocidad de rotación de la hélice, a fin de evitar errores de orientación e instalación cuando la aeronave de ala fija de ensayo esté equipada con taquímetros mecánicos.



Figura A6-1. Perfiles de ensayo y de referencia típicos.

**E3.** Definición de la unidad de medición del ruido.

**E3.1.** El  $L_{Amax}$  se define como el nivel máximo, en dB, de la presión acústica de ponderación "A" (respuesta lenta) respecto al cuadrado de la presión acústica normal de referencia ( $P_0$ ) de 20 micropascales ( $\mu Pa$ ).

**E4.** Medición del ruido de la aeronave de ala fija percibido en tierra.**E4.1.** Generalidades.

**E4.1.1.** 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 el numeral E4.2 del presente apéndice.

**E4.2.** Sistema de medición.

**E4.2.1.** 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 el numeral E4.3 del presente apéndice;
- 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 el numeral E4.4 del presente apéndice;
- c) Equipo de registro y reproducción cuyas características de actuación cumplan con los requisitos establecidos en el numeral E4.3 del presente apéndice; y
- d) Calibradores de sonido que utilicen señales de onda sinusoidal con nivel conocido de presión acústica que cumplan con los requisitos establecidos en el numeral E4.3 del presente apéndice.

**E4.3.** Equipo de captación, registro y producción.

**E4.3.1.** Se registrará el nivel de ruido producido por la aeronave de ala fija. La Agencia Federal de Aviación Civil podrá optar por los siguientes equipos, igualmente aceptables: magnetófonos, registradores gráficos de niveles de ruido o sonómetros.

**E4.3.2.** Se verificará la sensibilidad total del sistema de medición antes del inicio de los ensayos y después de que hayan terminado, y a intervalos, durante el transcurso de los ensayos, utilizando un calibrador de sonido que produzca un nivel de presión acústica conocido a una frecuencia conocida. Las lecturas del calibrador de sonido serán verificadas por un laboratorio normalizador en los seis meses siguientes a cada medición del ruido de una aeronave. Las variaciones admisibles de las lecturas no excederán de 0.2 dB. Los datos medidos de ruido de la aeronave no se considerarán válidos para efectos de homologación de emisión de ruido si no se han efectuado previa y posteriormente calibraciones de nivel de presión acústica válidas. Se considerará que el sistema de medición es satisfactorio si la diferencia entre los niveles de sensibilidad acústica registrados inmediatamente antes e inmediatamente después de cada serie de mediciones de ruido de la aeronave en un día determinado no es superior a 0.5 dB.

**E4.3.3.** Cuando el sonido de la aeronave de ala fija 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. 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 de la aeronave de ala fija.

**E4.4. Procedimiento de medición del ruido.**

**E4.4.1.** 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 de la aeronave de ala fija de ensayo.

**E4.4.2.** 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 pseudoaleatorio. La salida del generador de ruido habrá sido verificada en un laboratorio de disposiciones 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.

**E4.4.3.** 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 6 Ap. E:** *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 el numeral E4.4.3 del presente apéndice no es necesario para las grabadoras de audio digitales.*

**E4.4.4.** 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 de la aeronave de ala fija. Si el nivel máximo de ruido con ponderación de frecuencia A y ponderación de tiempo S de la aeronave de ala fija 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.

**E5. Ajuste de los resultados de los ensayos.**

**E5.1.** Cuando las condiciones de ensayo para la homologación de emisión de ruido difieran de las de referencia, se efectuarán ajustes apropiados de los datos del ruido medido, por los métodos de este numeral.

**E5.2. Correcciones y ajustes.**

**E5.2.1.** 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 de la aeronave de ala fija 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.

**E5.2.2.** El nivel de ruido en las condiciones de referencia ( $L_{Am\acute{a}x}$ ) REF se obtiene añadiendo al nivel del ruido del día del ensayo ( $L_{Am\acute{a}x}$ ) TEST los incrementos correspondientes a cada uno de los efectos indicados.

$$L_{Am\acute{a}x}REF = (L_{Am\acute{a}x})TEST + \Delta(M) + \Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3$$

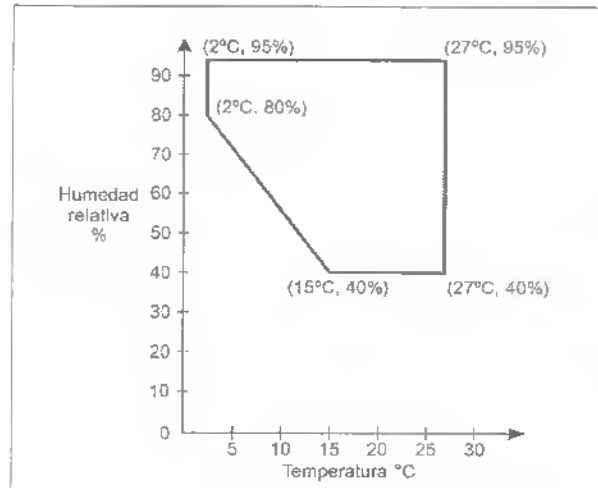


Figura A6-2. Ventana de medición sin ninguna corrección por absorción.

En la cual:

$\Delta(M)$  es el ajuste por diferencia de la absorción atmosférica entre las condiciones de ensayo y las de referencia;

$\Delta_1$  es el ajuste correspondiente a la longitud de las trayectorias de ruido;

$\Delta_2$  es el ajuste correspondiente al número de Mach en el extremo de la hélice, y

$\Delta_3$  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 de la aeronave de ala fija de ensayo al sobrevolar directamente el punto de medición del ruido,  $H_R$  la altura de referencia de la aeronave de ala fija por encima del punto de medición del ruido y  $\alpha$  es el régimen de absorción a 500 Hz especificado en las Tablas A1-5 a A1-16 del Apéndice "A" normativo de la presente Circular Obligatoria.

- b) Los niveles del ruido medidos deberían ajustarse en función de la altura de la aeronave de ala fija por encima del punto de medición del ruido el día de referencia, añadiendo algebraicamente un incremento igual a  $\Delta_1$ . 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 de la aeronave de ala fija directamente sobre el punto de medición del ruido y  $H_R$  la altura de referencia de la aeronave de ala fija 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:
- i) 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;
  - ii) 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;
  - iii) 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 de la aeronave de ala fija de ensayo y del de referencia respectivamente. El valor de  $K_2$  se determinará a partir de los datos aprobados de la aeronave de ala fija de ensayo. Si no se dispusiera de datos de ensayos en vuelo y, a discreción de la Agencia Federal de Aviación Civil, 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 7 Ap. E:** 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 de la aeronave de ala fija de ensayo. Si no se dispusiese de datos de ensayos en vuelo, y a discreción de la Agencia Federal de Aviación Civil, 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.

**E6.** Notificación de datos a la Agencia Federal de Aviación Civil y validez de los resultados.

**E6.1.** Notificación de datos.

**E6.1.1.** Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones del numeral E4. del presente apéndice.

**E6.1.2.** Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos, los datos de performance de la aeronave de ala fija, así como los datos meteorológicos.

**E6.1.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral E2. del presente apéndice:

- a) Temperatura y humedad relativa del aire;
- b) Velocidades y direcciones del viento; y
- c) Presión atmosférica.

**E6.1.4.** Se describirá la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**E6.1.5.** Se notificará la siguiente información acerca de la aeronave de ala fija:

- a) Tipo, modelo y números de serie de la aeronave de ala fija, motores y hélices;
- b) Las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido de la aeronave de ala fija;
- c) El peso máximo certificado 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 de la aeronave de ala fija por encima del punto de medición; y

- g) Los datos correspondientes de la entidad responsable del diseño tipo de la aeronave, en relación con las condiciones de referencia pertinentes al numeral E6.1.5. incisos d), e) y f) del presente apéndice.

**E6.2. Validez de los resultados.**

**E6.2.1.** Se sobrevolará el punto de medición por lo menos seis veces. Los resultados de los ensayos proporcionarán un valor nivel medio de ruido ( $L_{Amax}$ ) 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.

**E6.2.2.** Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  dB(A). Del proceso de promedio no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Agencia Federal de Aviación Civil.

**Apéndice "F" Normativo: Vigilancia del ruido producido por las aeronaves en los aeródromos y en sus proximidades.**

**Nota 1 Ap. F:** Véase la parte Medición del ruido para fines de vigilancia.

**F1. Introducción.**

**Nota 2 Ap. F:** *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 3 Ap. F:** *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 4 Ap. F:** *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 numeral A4.2 del apéndice A.*

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.

**F2. 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.

**F3. Equipo de medición.**

**F3.1.** 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.

**F3.2** Las características del equipo instalado en el terreno, incluso el sistema de transmisión debería ajustarse a la publicación CEI núm. 1791, sobre "Sonómetros de precisión", con la excepción de que la ponderación de frecuencia debe ser igual a la inversa de la curva de 40 noys (véase la Figura A5-1). En la Tabla A5-1 se da una aproximación, al dB 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  $\pm 0,5$  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. 1792. Las mediciones obtenidas mediante los instrumentos antes descritos, proporcionan, después de sumarles 7 dB, valores que constituyen aproximaciones de los niveles de ruido percibido en PNdB.

**F3.3** 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 A3, 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.



**F3.4** 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 5 Ap. F:** *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.*

**F3.5** El equipo registrador e indicador deberá ajustarse a la publicación CEI núm. 1792, con respecto a la característica dinámica del instrumento indicador denominada "lenta".

**Nota 6 Ap. F:** *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.*

**F3.6** El sistema microfónico deberá calibrarse originalmente en un laboratorio provisto de equipo para calibración en campo libre y su calibración deberá verificarse por lo menos cada seis meses.

Tabla AF-1. Aproximación, redondeada al dB más próximo de la inversa de la curva de 40 noys correspondientes a una frecuencia de 1000 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		

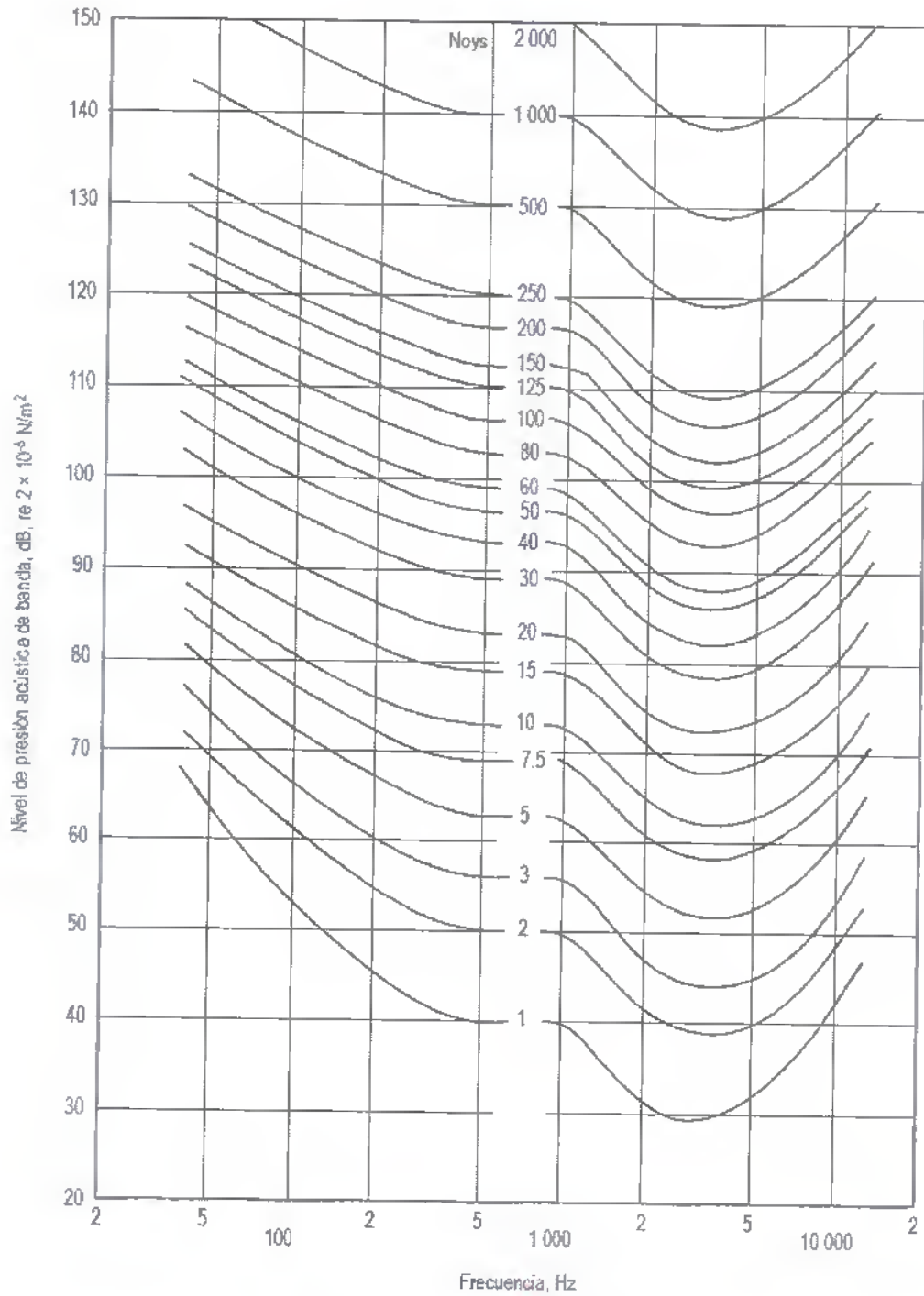


Tabla AF-1. Curvas de ruidosidad percibida.

**F3.7** El sistema de medición completo deberá 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 7 Ap. F:** *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.*

**F4.** Instalación del equipo en el terreno.

**F4.1** Los micrófonos utilizados para vigilar los niveles de ruido producido por las aeronaves, deberán 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 deberá 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 8 Ap. F:** *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 9 Ap. F:** *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.*

**F4.2** La vigilancia se refiere micrófonos utilizados para vigilar los niveles de ruido producido por las aeronaves, deberán 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 deberá 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.

**Adjunto "A": Ecuaciones para el cálculo de los niveles máximos de ruido autorizados en función de la masa de despegue.**

**Nota 1 Adj. A:** Referirse a los numerales 5.4.1., 5.4.2., 6.4.1., 7.4., 8.4., 9.3., 11.4.1., 11.4.2., 12.4., 13.4.1., 13.4.2., 15.4. y 16.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

**A1. Condiciones descritas en el numeral 5.4.1.**

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
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB)	102		91.83 + 6.64 log M
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	93		67.56 + 16.61 log M

**A2. Condiciones descritas en el numeral 5.4.2.**

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)			93			70.62 + 13.29 log M			104
2 motores									
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

**A3. Condiciones descritas en el numeral 6.4.1.**

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				104
4 motores o más					89				106

**A4. Condiciones descritas en el numeral 7.4.**

Se aplicará cada una de las condiciones siguientes:

$$EPNL_L \leq \text{LÍMITE}_L; EPNL_A \leq \text{LÍMITE}_A; \text{ y } EPNL_F \leq \text{LÍMITE}_F;$$

$$[(\text{LÍMITE}_L - EPNL_L) + (\text{LÍMITE}_A - EPNL_A) + (\text{LÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 10$$

$$[(\text{LÍMITE}_L - EPNL_L) + (\text{LÍMITE}_A - EPNL_A)] \geq 2; [(\text{LÍMITE}_L - EPNL_L) + (\text{LÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 2; \text{ y}$$

$$[(\text{LÍMITE}_A - EPNL_A) + (\text{LÍMITE}_F - EPNL_F)] \geq 2$$

Donde:

EPNL<sub>L</sub>, EPNL<sub>A</sub> y EPNL<sub>F</sub> 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria; y

LÍMITE<sub>L</sub>, LÍMITE<sub>A</sub>, y LÍMITE<sub>F</sub> 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 numeral 6.4.1.3. de la presente Circular Obligatoria.

**A5. Condiciones descritas en el numeral, 8.4.**

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

**A6. Condiciones descritas en el numeral, 9.3.**

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

**A7. Condiciones descritas en el numeral, 11.4.1 y en el numeral, 15.4.**

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

**A8. Condiciones descritas en el numeral, 11.4.2.**

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

**A9. Condiciones descritas en el numeral, 12.4.1 a) y 12.4.1 b).**

12.4.1 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

12.4.1 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

**A10. Condiciones descritas en el numeral, 13.4.1.**

M = Masa máxima de despegue en unidades de 1 000 kg

	0	0.788	3.175
Nivel de ruido en dB(A)	82		$83.03 + 9.97 \log M$

**A11. Condiciones descritas en el numeral, 13.4.2.**

M = Masa máxima de despegue en 1 000 kg

	0	1.417	3.175
Nivel de ruido en dB(A)	82		$80.49 + 9.97 \log M$

## A12. Condiciones descritas en el numeral, 16.4.1.

M = Masa máxima de despegue en 1 000 kg		0	2	8,615	20,234	28,615	35	48,125	280	385	400
Nivel de ruido lateral en plena potencia (EPNdB) Todos los aviones		88.6	$86,03754 + 8,512295 \log M$	94	$80,86511 + 8,50668 \log M$					103	
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todos los aviones		93.1	$90,77481 - 7,72412 \log M$	98	$86,03167 + 7,75117 \log M$					105	
Nivel de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	2 motores o menos			89		$66,64514 - 13,28771 \log M$				101	
	3 motores	80.6	$76,57059 + 13,28771 \log M$	89		$69,64514 + 13,28771 \log M$				104	
	4 motores o más			89		$71,64514 - 13,28771 \log M$				106	

**Nota 2 Adj. A:** La curva de las líneas de límite en ambos extremos (menor y mayor) de los rangos de peso es esencialmente idéntica. Las pequeñas diferencias observadas entre los coeficientes de las ecuaciones que definen las curvas de las líneas laterales y de aproximación son consecuencia de que los límites del numeral, 16.4.1.1 y 16.4.1.3 de la presente Circular Obligatoria, están definidos con puntos de terminación fijos. Para todos los fines prácticos, las diferencias menores entre los coeficientes se consideran despreciables.

Se aplicará cada una de las condiciones siguientes:

$$(\text{LÍMITE}_L - \text{EPNL}_L) \geq 1; (\text{LÍMITE}_A - \text{EPNL}_A) \geq 1; \text{ y } (\text{LÍMITE}_F - \text{EPNL}_F) \geq 1;$$

$$[(\text{LÍMITE}_L - \text{EPNL}_L) + (\text{LÍMITE}_A - \text{EPNL}_A) + (\text{LÍMITE}_F - \text{EPNL}_F)] \geq 17$$

Donde:

EPNL<sub>L</sub>, EPNL<sub>A</sub> y EPNL<sub>F</sub> 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria; y

LÍMITE<sub>L</sub>, LÍMITE<sub>A</sub>, y LÍMITE<sub>F</sub> son, respectivamente, los niveles máximos de ruido autorizados 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 numeral, 16.4.1. de la presente Circular Obligatoria.

**Adjunto "B": Directrices para la homologación acústica de aeronaves de ala fija STOL propulsados por hélice.**

**Nota 1 Adj. B:** Véase el numeral 10 de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 2 Adj. B:** 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 3 Adj. B:** Estas directrices no se aplican a las aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente.

**B1. Aplicación.**

Las siguientes directrices deberán 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, 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.

**B2. Medida de la evaluación del ruido.**

La medida de la evaluación del ruido deberá ser el nivel efectivo de ruido percibido expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**B3. 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 el numeral B6. del presente adjunto, el avión no deberá exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral B4. del presente adjunto, 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.

**B4. 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, no deberán 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.

**B5. Compensaciones.**

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

- a) la suma de los excesos no deberá ser superior a 4 EPNdB;
- b) todo exceso en un solo punto no deberá ser superior a 3 EPNdB; y
- c) los excesos deberán compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

**B6. Procedimientos de ensayo.**

**B6.1.** El procedimiento de referencia para el despegue deberá ser el siguiente:

- a) el avión deberá tener la masa máxima de despegue respecto a la cual se solicita la homologación acústica;

- b) deberá 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, deberán ser las especificadas en el manual de vuelo para despegues STOL.

**B6.2.** El procedimiento de referencia para la aproximación deberá ser el siguiente:

- a) el avión deberá 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, deberán 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.

**B7.** Otros datos de ruido.

Cuando la Agencia Federal de Aviación Civil lo especifique, deberán suministrarse datos que permitan evaluar los niveles medidos del ruido mediante niveles generales de presión acústica de ponderación "A" [dB(A)].



**Adjunto "C": Las disposiciones para la homologación acústica de grupos auxiliares de energía (APU) instalados abordo y sistemas asociados de aeronave durante operaciones en tierra.**

**Nota 1 Adj. C.** Véase el numeral 17 de la presente Circular Obligatoria.

**C1. Introducción.**

**C1.1.** Deberán 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.

**C1.2.** 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 abordo y sistemas asociados de aeronave no deberán exceder de los niveles anteriores a la modificación, obtenidos de conformidad con las directrices siguientes.

**C2. Procedimiento de evaluación del ruido.**

El procedimiento de evaluación del ruido deberá estar de acuerdo con los métodos especificados en el numeral C4. del presente adjunto.

**C3. Niveles máximos de ruido.**

Los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el numeral C4. del presente adjunto, no deberán exceder de los valores siguientes:

- a) 85 dB(A) en los puntos indicados en el numeral C4.4.2.2. a), b) y c) del presente adjunto;
- b) 90 dB(A) en un punto cualquiera del perímetro del rectángulo que se indica en la Figura C-2.

**C4. Procedimientos de evaluación del ruido.**

**C4.1. Generalidades.**

**C4.1.1.** 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.

**C4.1.2.** 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.

**C4.1.3.** 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.

**C4.1.4.** 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.

**C4.2. Condiciones generales de los ensayos.**

**C4.2.1. Condiciones meteorológicas.**

Viento: velocidad inferior o igual a 5,1 m/s (10 kt).

**Nota 2 Adj. C.** Las ventanas de ensayo de homologación acústica para la velocidad del viento expresada en m/s resultan de la conversión de los valores expresados en nudos que se han utilizado en el pasado, utilizando un factor de conversión conforme al Anexo 5 (de la OACI), Capítulo 3, Tabla 3-3, redondeándose a 0,1 m/s. Los valores que se proporcionan aquí, expresados en una u otra de esas unidades, se consideran equivalentes al establecer el

*cumplimiento respecto a las ventanas de ensayo de la velocidad del viento, para fines de homologación acústica.*

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 1100 hPa.

#### **C4.2.2. Lugar de los ensayos.**

Entre los micrófonos y la aeronave, el suelo deberá estar constituido por una superficie dura y lisa. No deberá 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 deberá 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 el numeral C4.4.2.2. d) del presente adjunto.

#### **C4.2.3. Ruido ambiente.**

Deberá 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).

#### **C4.2.4. Instalación de los APU.**

Deberán ensayarse los APU y los sistemas asociados de aeronave de cada modelo de aeronave respecto a la cual se requieran datos acústicos.

#### **C4.2.5. Configuración de la aeronave en tierra.**

Los mandos de la aeronave deberán estar trabados en configuración "neutra" o "limpia", o en la configuración indicada para el abastecimiento y servicio en el manual de operaciones aprobado.

### **C4.3. Instrumentos.**

#### **C4.3.1. Aeronave.**

Los datos operacionales que se enumeran en el numeral C4.5.4. del presente adjunto, deberán determinarse según los instrumentos y mandos normales de la aeronave.

#### **C4.3.2. Instrumentos acústicos.**

##### **C4.3.2.1. Generalidades.**

Los instrumentos y métodos de medición deberán estar de acuerdo con las especificaciones de las ediciones más recientes de las normas pertinentes, que se enumeran en las referencias (véase el numeral C4.6. del presente adjunto). La toma de muestras de los datos deberá corresponder a un mínimo de 2,5 veces el período de integración para la reducción de los datos, que en ningún caso deberá ser inferior a 8 s. Todos los niveles de presión acústica deberán expresarse en dB con relación a una presión de referencia de 20  $\mu$ Pa.

##### **C4.3.2.2. Sistema de adquisición de datos.**

Los instrumentos de grabación y análisis del ruido, indicados en el diagrama de la Figura C-1, deberán estar de acuerdo con las especificaciones siguientes:

##### **C4.3.2.2.1. 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 el numeral C4.6. del presente adjunto);
- b) Los micrófonos deberán 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 deberán ser conocidos. Las especificaciones del amplificador deberían ser compatibles con las del micrófono y las del magnetófono; y

- c) Los micrófonos deberán 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, deberán corregirse los datos medidos en función de la frecuencia.

#### C4.3.2.2. Magnetófono.

El magnetófono podrá grabar directamente o mediante MF y sus características deberán 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:  $\pm 0,2\%$  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%.

#### C4.3.2.3. Calibración.

##### C4.3.2.3.1. Micrófono.

Deberá 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 deberá abarcar como mínimo la gama de 45 Hz a 11 200 Hz. Las características de respuesta en presión del micrófono deberán corregirse para lograr una calibración de incidencia aleatoria.

##### C4.3.2.3.2. Sistema de grabación.

- a) Deberá 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 deberá 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, deberá aplicarse a la entrada, y deberá 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, deberá 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, deberá llevarse a cabo diariamente sobre el terreno, antes de efectuar las mediciones. Esta calibración deberá 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. Deberá introducirse la corrección barométrica necesaria. Los aparatos de calibración utilizados deberán tener una precisión del orden de  $\pm 0,5$  dB y su calibración deberá estar de acuerdo con los documentos de referencia números. 6 a 9 (véase C4.6.).
- d) Cada cinta magnética deberá tener una respuesta y un ruido de fondo comparables a los de la cinta de calibración. Al comienzo de cada cinta deberá 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 deberá 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, deberá "asentarse" cuidadosamente y deberá ajustarse a la presión ambiente con el fin de eliminar los efectos de la presión en la respuesta del calibrador y del micrófono.
- e) Deberán 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 deberán desplazarse durante el proceso de grabación, a menos que se haya demostrado que estos desplazamientos no ejercen influencia alguna sobre sus características.

**C4.3.2.3.3.** Equipo de reducción de datos.

El equipo de reducción de datos deberá 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.

**C4.3.2.4.** Reducción de datos.

**C4.3.2.4.1.** El sistema de reducción de datos de la Figura C-1 deberá proporcionar niveles de presión acústica para las bandas de tercio de octava o de octava. Los filtros de los analizadores deberán 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 deberá ser inferior a 0,5 dB; la gama dinámica deberá 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 deberá ser lineal con un margen de  $\pm 0,5$  dB.

**C4.3.2.4.2.** La media cuadrática de las presiones deberá 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. Deberán tratarse todos los datos en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz. Estos datos deberán corregirse para tener en cuenta todos los errores conocidos o previsibles, por ejemplo, si la respuesta de frecuencias del sistema no fuera uniforme.

**C4.3.2.5.** Sistema conjunto.

**C4.3.2.5.1.** 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  $\pm 3$  dB en la gama de frecuencias de 45 Hz a 11 200 Hz. Dentro de esta gama, el gradiente de respuesta de frecuencia no deberá ser superior a 5 dB por octava.

**C4.3.2.5.2.** La resolución de amplitud deberá ser de 1,0 dB como mínimo. La gama dinámica deberá 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 deberá ser lineal con un margen de  $\pm 0,5$  dB en los 35 dB superiores de cada banda de frecuencias.

**C4.3.3.** Datos meteorológicos.

La velocidad del viento deberá medirse con un anemómetro cuya escala abarque como mínimo de 0 a 7,5 m/s (0 a 15 kt), con una precisión de  $\pm 0,5$  m/s ( $\pm 1$  kt). La medición de la temperatura deberá efectuarse con un termómetro cuya escala abarque como mínimo de 0°C a 40°C con una precisión de  $\pm 0,5$ °C. La humedad relativa deberá medirse con un higrómetro cuya escala abarque de 0% a 100% y cuya precisión mínima sea de  $\pm 5$ %. Para la presión atmosférica, debería utilizarse un barómetro cuya escala abarque como mínimo de 800 a 1100 hPa con una precisión de  $\pm 3$  hPa.

**C4.4.** Procedimiento de ensayo.

**C4.4.1.** Condiciones de ensayo.

**C4.4.1.1.** Deberá 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 el numeral C4.4.4. del presente adjunto).

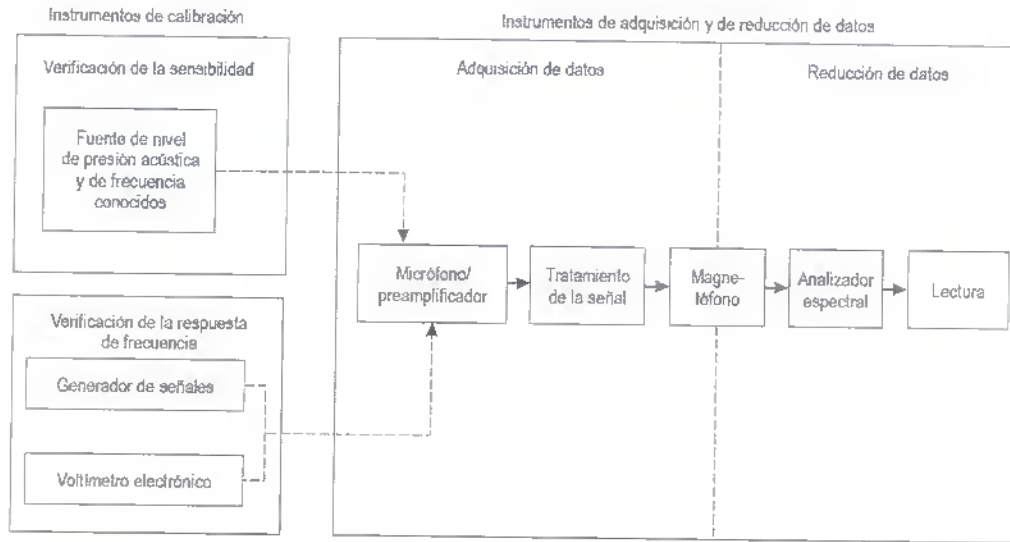


Figura C-1. Sistemas de medición del ruido.

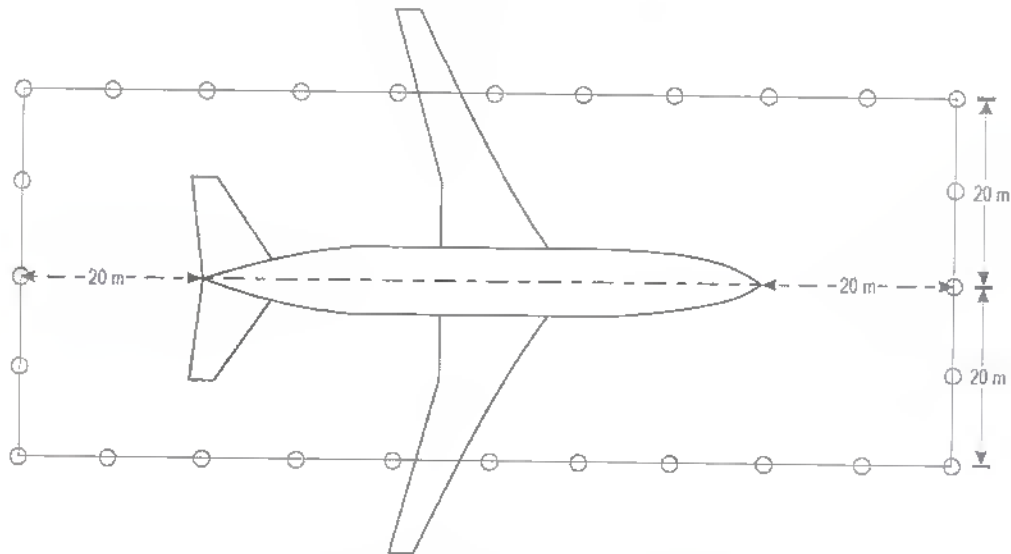


Figura C-2. Rectángulo de puntos de medición del ruido.

**C4.4.1.2.** El APU instalado deberá atenerse a los niveles de ruido indicados en el numeral C3. del presente adjunto 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 3 Adj. C:** 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 o de otros modelos de APU instalados en aeronaves del mismo tipo.

#### C4.4.2. Lugares de medición acústica.

**C4.4.2.1.** A no ser que se especifique de otro modo, las mediciones del ruido deberán efectuarse con los micrófonos colocados a  $1,6 \text{ m} \pm 0,025 \text{ m}$  ( $5,25 \text{ ft} \pm 1,0 \text{ in}$ ) por encima del suelo o de la superficie

en que podrán encontrarse los pasajeros o el personal de abastecimiento y servicios, con el diafragma de los micrófonos paralelo al suelo y hacia arriba.

**C4.4.2.2.** Los lugares de medición del ruido deberán ser los siguientes:

- a) Puertas de entrada de carga: deberán 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 deberán efectuarse en el centro del vano, en el plano del revestimiento del fuselaje;
- b) Puertas de entrada de pasajeros: deberán 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: deberán 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 deberán determinarse por referencia a los manuales aprobados de operaciones y de servicios;
- d) Puntos de observación: deberán 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 deberá ser mayor de 10 m para aeronaves grandes. Esta distancia podrá ser menor para aviones pequeños o para tener en cuenta condiciones particulares.

**C4.4.3.** Lugares de medición meteorológica.

Los datos meteorológicos deberán 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.

**C4.4.4.** Presentación de los datos.

**C4.4.4.1.** Los niveles acústicos de ponderación "A" deberán calcularse aplicando correcciones de ponderación de las frecuencias extraídas de las normas para sonómetros de precisión (referencia núm. 10, véase el numeral C4.6. del presente adjunto) 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 deberán 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.

**C4.4.4.2.** Los niveles globales de presión acústica, los niveles acústicos de ponderación "A" y los datos de banda de tercio de octava o de octava deberán presentarse redondeados al dB más próximo (dB), en forma de tabla, con representaciones gráficas complementarias, si fuera necesario. Los niveles de presión acústica deberán 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 deberán 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.

**C4.4.4.3.** No es necesario normalizar los datos acústicos para tener en cuenta las pérdidas debidas a la absorción atmosférica. Los resultados de los ensayos deberán notificarse en relación con las condiciones meteorológicas reinantes el día del ensayo.

**C4.5.** Notificación de los datos.

**C4.5.1.** 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.

**C4.5.2.** Descripción del emplazamiento de ensayo.

- a) Tipo y emplazamiento de las superficies en tierra; y
- 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 el numeral C4.2.2. del presente adjunto.

**C4.5.3.** 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; y
- d) Presión barométrica en hPa.

**C4.5.4.** 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; y
- i) Sucesos acaecidos durante el ensayo que podrían influir sobre las mediciones.

**C4.5.5.** Instrumentos.

- a) Descripción somera (incluso el nombre del fabricante, el tipo o el número de modelo) de los instrumentos de medición acústica y meteorológica; y
- 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.

**C4.5.6.** Datos acústicos.

- a) Ruido ambiente;
- b) Datos acústicos especificados en el numeral C4.4.4. del presente adjunto, con descripción del emplazamiento de los micrófonos correspondientes; y
- c) Lista de las normas aplicadas, descripción y justificación de cualquier diferencia con relación a estas normas.

**C4.6.** Referencias.

Normas afines para los instrumentos y los métodos de medición:

1. International Electrotechnical Vocabulary, 2a. edition, 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/R266-1966).
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 4 Adj. C:** *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 1 Adj. D:** En el procedimiento de referencia para la aproximación del numeral 11, 11.6.4 de la presente Circular Obligatoria, 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.

**D1. Procedimiento de evaluación del ruido de aproximación.**

Al realizar estos ensayos, se cumplirán las disposiciones del numeral 11, salvo lo siguiente.

**D1.1. 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.

**D1.2. Niveles máximos de ruido.**

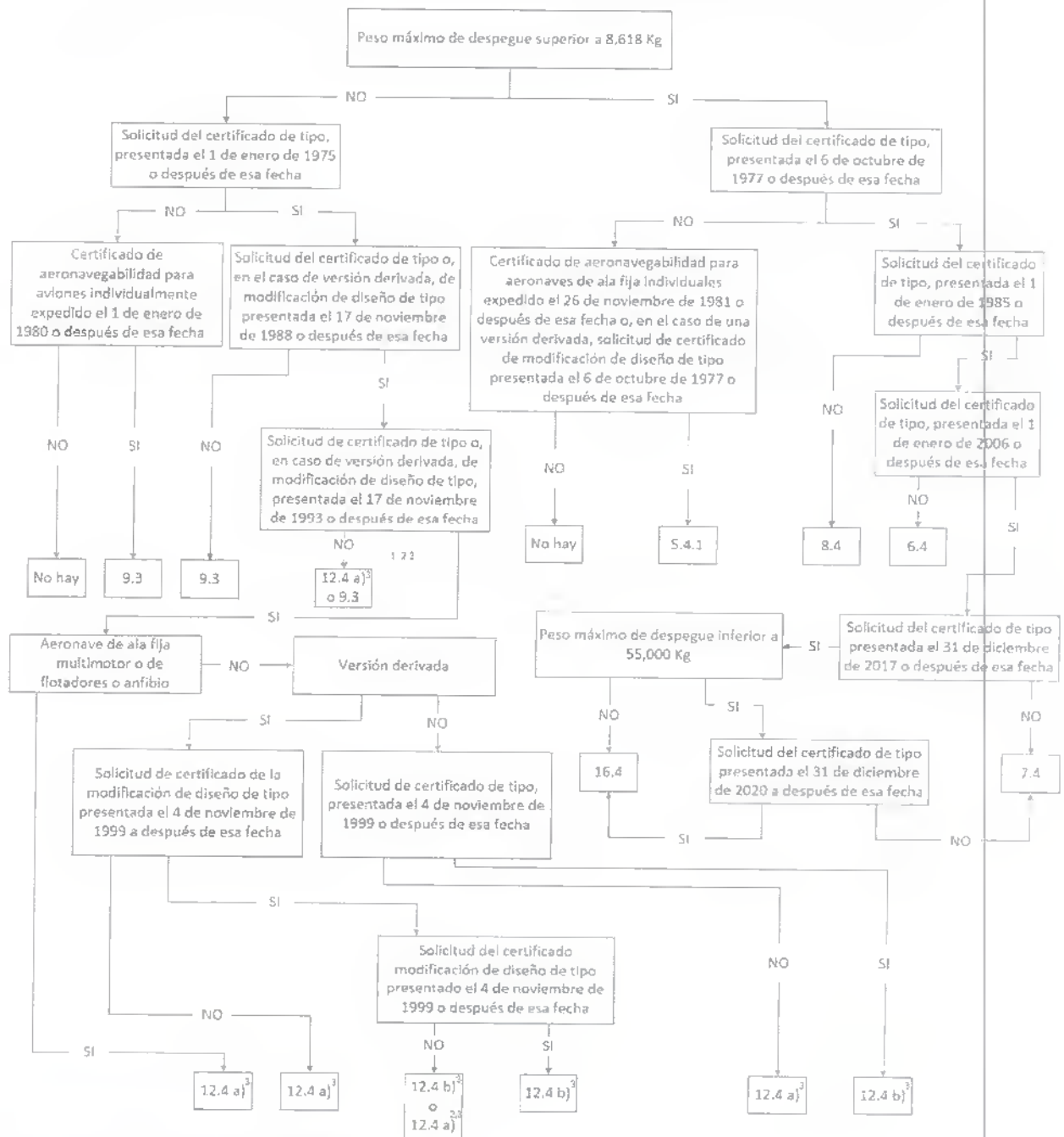
En el punto de referencia de la trayectoria de vuelo de aproximación: se calculará el nivel de ruido obteniendo la media aritmética de los niveles de ruido corregidos en las aproximaciones de 3°, 6° y 9°.

**D1.3. 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 VY, 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 disposiciones de homologación de ruido de la presente Circular Obligatoria para las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice.**



1. Estas disposiciones no se aplican a las aeronaves de ala fija específicamente diseñadas y utilizadas para acrobacia, trabajos agrícolas o extinción de incendios

2. La opción de aplicar las disposiciones del numeral 12.4 inciso a) no se aplica a las versiones derivadas para las cuales la solicitud de certificado de modificación de diseño de tipo se presentó el 4 de noviembre de 2004 o después.

3. Estas disposiciones no se aplican a los planeadores con motor de autosustentación.

**Adjunto "F": Directrices para la homologación acústica de aeronaves de rotor basculante.**

**Nota 1 Adj. F:** Véase el numeral 15 de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 2 Adj. F:** 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.

**F1. Aplicación.**

Las siguientes directrices deberán 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 y antes del 1 de enero de 2018.

**Nota 3 Adj. F:** La certificación de aeronaves de rotor basculante que sean capaces de soportar cargas externas o equipo externo debería realizarse sin tales cargas o equipo.

**F2. 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 4 Adj. F:** Deberán presentarse a la autoridad de certificación para fines de planificación del uso de los terrenos otros datos en unidades  $L_{AE}$  y  $L_{ASmáx}$  según lo definido en el Apéndice "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria correspondiente a  $L_{ASmáx}$ .

**F3. Puntos de referencia para la medición del ruido.**

En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en el numeral F6. del presente adjunto y con los procedimientos de ensayo del numeral F7. del presente adjunto, la aeronave de rotor basculante no deberá exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral F4. del presente adjunto 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 el numeral F6.2. del presente adjunto) 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 el numeral F6.3. del presente adjunto);
- 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 el numeral F6.4. del presente adjunto). En terreno horizontal, esto corresponde a una posición a 1140 m desde la intersección de la trayectoria de aproximación de  $6,0^\circ$  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.

#### F4. Niveles máximos de ruido.

Para aeronaves de rotor basculante especificadas en el numeral F1. del presente adjunto, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria para helicópteros, no deberán exceder de los siguientes valores:

- a) Para el 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) Para el 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 5 Adj. F:** Para las aeronaves de rotor basculante en modo de avión, no se especifica ningún nivel máximo de ruido.

**Nota 6 Adj. F:** 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) Para la 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 7 Adj. F:** Las ecuaciones para el cálculo de los niveles de ruido en función de la masa de despegue presentadas en el numeral A7. del Adjunto "A" Normativo de la presente Circular Obligatoria, para las condiciones descritas en el numeral 11.4.1. de la presente Circular Obligatoria, están en consonancia con los niveles máximos de ruido definidos en estas directrices.

#### F5. Compensaciones.

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

- a) la suma de los excesos no deberá ser superior a 4 EPNdB;
- b) todo exceso en un solo punto no deberá ser superior a 3 EPNdB; y
- c) los excesos deberán compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

**F6. Procedimientos de referencia para homologación acústica.****F6.1. Condiciones generales.**

**F6.1.1.** En los procedimientos de referencia deberán cumplirse los requisitos apropiados de aeronavegabilidad.

**F6.1.2.** Los procedimientos de referencia y las trayectorias de vuelo deberán ser aprobados por la autoridad de certificación.

**F6.1.3.** Salvo en las condiciones especificadas en el numeral F6.1.4. del presente adjunto, los procedimientos de referencia para el despegue, el sobrevuelo y la aproximación deberán ser los definidos en los numerales F6.2., F6.3. y F6.4. del presente adjunto, respectivamente.

**F6.1.4.** Cuando el solicitante demuestre que las características de diseño de la aeronave de rotor basculante impedirían que el vuelo se realice de conformidad con los numerales F6.2., F6.3. o F6.4. del presente adjunto, los procedimientos de referencia deberán:

- a) apartarse de los procedimientos de referencia definidos en los numerales F6.2., F6.3. o F6.4. del presente adjunto 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.

**F6.1.5.** Los procedimientos de referencia deberán calcularse en las siguientes condiciones atmosféricas de referencia:

- a) presión atmosférica constante de 1 013,25 hPa;
- b) temperatura constante del aire ambiente de 25°C;
- c) humedad relativa constante del 70%; y
- d) sin viento.

**F6.1.6.** En los numerales F6.2. d), F6.3. d) y F6.4. c) del presente adjunto, deberán 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 Agencia Federal de Aviación Civil. Cuando se especifique un valor de tolerancia para la velocidad máxima del rotor, deberá 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, deberá 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, deberá 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.

**F6.2. Procedimiento de referencia para el despegue.**

El procedimiento de vuelo de referencia para el despegue deberá establecerse como sigue:

- a) deberá 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 deberá 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) deberá 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) deberá 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 deberá 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.

**F6.3.** Procedimiento de referencia para el sobrevuelo.

**F6.3.1.** El procedimiento de vuelo de referencia para el sobrevuelo deberá establecerse como sigue:

- a) la aeronave de rotor basculante deberá estabilizarse en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de trayectoria de vuelo a una altura de 150 m (492 ft);
- b) deberá 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 deberá ser la masa máxima de despegue a la cual se solicita la homologación acústica; y
- d) en el modo VTOL/conversión, deberán 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 0,9  $V_{CON}$  y una velocidad estabilizada del rotor a las rpm máximas normales de funcionamiento certificadas para vuelo horizontal;

**Nota 8 Adj. F:** 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, deberán 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 0,9  $V_{CON}$ ; y
  - 2) velocidad del rotor estabilizada a las rpm de crucero normales correspondientes al modo de avión y a la correspondiente 0,9  $V_{MCP}$  ó 0,9  $V_{MO}$ , de ambos valores el menor, certificadas para vuelo horizontal.

**Nota 9 Adj. F:** 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.

**F6.3.2.** Deberán indicarse en el manual de vuelo aprobado los valores de  $V_{CON}$  y  $V_{MCP}$  ó  $V_{MO}$  utilizados para la homologación acústica.

**F6.4.** Procedimiento de referencia para la aproximación.

El procedimiento de vuelo de referencia para la aproximación deberá establecerse como sigue:

- a) la aeronave de rotor basculante deberá estabilizarse y seguir una trayectoria de aproximación de 6°;
- b) la aproximación deberá 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 deberá realizarse con la velocidad del rotor estabilizada a las rpm máximas normales de funcionamiento certificadas para la aproximación;
- d) deberá 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 deberá ser la masa máxima de aterrizaje a la cual se solicita la homologación acústica.

#### F7. Procedimientos de ensayo.

**F7.1.** Los procedimientos de ensayo deberán ser aceptables para las autoridades encargadas de la certificación de la aeronavegabilidad y de la homologación acústica, del Estado que expida el certificado.

**F7.2.** Deberán 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 el numeral F2. del presente adjunto.

**F7.3.** 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 "B" Normativo de la presente Circular Obligatoria, para helicópteros, las condiciones de referencia y los procedimientos especificados en este adjunto.

**F7.4.** Los ajustes correspondientes a diferencias entre los procedimientos de ensayo y de vuelo de referencia no deberán exceder:

- a) Para el despegue: 4,0 EPNdB, de los cuales la suma aritmética de  $\Delta_1$  y del término  $-7,5 \log(QK/Q_0K_0)$  de  $\Delta_2$  no deberán en total exceder de 2,0 EPNdB; y
- b) Para el sobrevuelo o la aproximación: 2,0 EPNdB.

**F7.5.** Durante el ensayo las rpm del rotor no deberán en promedio variar de las rpm máximas de funcionamiento normal en más de  $\pm 1,0\%$  durante todo el período de tiempo de disminución de 10 dB.

**F7.6.** La velocidad aerodinámica de la aeronave de rotor basculante no deberá apartarse de la velocidad aerodinámica de referencia apropiada a la demostración del vuelo, en más de  $\pm 9$  km/h ( $\pm 5$  kt) durante todo el período de tiempo de disminución de 10 dB.

**F7.7.** El número de sobrevuelos horizontales realizado con el componente del viento de frente deberá ser igual al número de sobrevuelos horizontales realizados con el componente de viento de cola.

**F7.8.** La aeronave de rotor basculante deberá volar en un entorno de  $\pm 10^\circ$  o  $\pm 20$  m ( $\pm 65$  ft), 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 11-1 del numeral 11.7.8. de la presente Circular Obligatoria).

**F7.9.** La altura de la aeronave de rotor basculante no deberá apartarse, durante el sobrevuelo, de la altura de referencia en más de  $\pm 9$  m (30 ft) durante todo el período de tiempo de disminución de 10 dB.

**F7.10.** Durante la demostración del ruido de aproximación, deberá 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  $5,5^\circ$  y de  $6,5^\circ$  durante todo el período de tiempo de disminución de 10 dB.

**F7.11.** 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, deberá 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 1 Adj. G:** Véase el numeral 4. de la presente Circular Obligatoria.

**G1. Documentación de homologación acústica.**

**G1.1. Información requerida.**

**G1.1.1.** En el numeral 4. de la presente Circular Obligatoria, se especifica qué información deberá incluirse, como mínimo, en la documentación de homologación acústica. En los numerales que siguen se proporciona más información sobre estos datos. Cabe señalar que todos los datos deben estar numerados de conformidad con el numeral 4.5.1.1. de la presente Circular Obligatoria, 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 numerales únicamente; en estos casos se indican los capítulos pertinentes.

**G1.1.2. Dato 1. Nombre del Estado.**

Nombre del Estado que expide la documentación de homologación acústica. Este dato deberá corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

**G1.1.3. Dato 2. Título del documento de homologación acústica.**

Como se explica en el numeral G1.3 del presente adjunto, 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.

**G1.1.4. 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.

**G1.1.5. 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 deberá corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

**G1.1.6. Dato 5. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante.**

Tipo y modelo de la aeronave de que se trata. Este dato deberá corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

**G1.1.7. Dato 6. Número de serie de la aeronave.**

Número de serie de la aeronave dado por el fabricante de la misma. Este dato deberá corresponder a la información que figura en el certificado de matrícula y en el certificado de aeronavegabilidad.

**G1.1.8. 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; deberá contener el tipo y modelo de los motores de que se trate. La designación deberá hacerse de acuerdo con el certificado de tipo o el certificado de tipo suplementario para los motores de que se trate.

**G1.1.9. 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; deberá contener el tipo y modelo de las hélices de que se trate. La designación deberá 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.



**G1.1.10.** 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) deberá 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 deberá ser acorde con el Anexo 5.

**G1.1.11.** Dato 10. Masa máxima de aterrizaje y unidad para los certificados expedidos de conformidad con los numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

Masa máxima de aterrizaje, en kilogramos, correspondiente a los niveles de ruido homologados de la aeronave. La unidad (kg) deberá 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 deberá ser acorde con el Anexo 5. Esta información se incluye únicamente en la documentación de homologación acústica expedida de conformidad con los numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

**G1.1.12.** Dato 11. Numeral y párrafo del Anexo 16, Volumen I, de conformidad con el cual se concede la homologación a la aeronave.

En la presente Circular Obligatoria, de acuerdo con el cual la aeronave de que se trata ha recibido la homologación acústica. Para los numerales 5., 11., 12. y 13. de la presente Circular Obligatoria, debería incluirse también la sección que especifica los límites de ruido.

**G1.1.13.** Dato 12. Modificaciones adicionales incorporadas con el fin de cumplir las normas de homologación acústica aplicables.

Esta información deberá 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 la presente Circular Obligatoria 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 Agencia Federal de Aviación Civil. Las modificaciones adicionales deberán 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.

**G1.1.14.** Dato 13. Nivel de ruido lateral a plena potencia en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

El nivel de ruido lateral a plena potencia definido en el capítulo pertinente. Deberá especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado deberá 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 numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

**G1.1.15.** Dato 14. Nivel de ruido de aproximación en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los numerales 5., 6., 7., 8., 11., 14., 15. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

El nivel de ruido de aproximación definido en el capítulo pertinente. Deberá especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado deberá 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 numerales 5., 6., 7., 8., 11., 14., 15. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

**G1.1.16.** Dato 15. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

El nivel de ruido de sobrevuelo definido en el capítulo pertinente. Deberá especificarse la unidad (p. ej., EPNdB) del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado deberá 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 numerales 5., 6., 7., 8., 14. y 16. de la presente Circular Obligatoria.

**G1.1.17.** Dato 16. Nivel de ruido de sobrevuelo en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los numerales 9., 11., 13. y 15. de la presente Circular Obligatoria.

El nivel de ruido de sobrevuelo definido en el capítulo pertinente. Deberá especificarse la unidad [p. ej., EPNdB o dB(A)] del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado deberá 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 numerales 9, 11, 13 y 15 de la presente Circular Obligatoria.

**Nota 2 Adj. G:** Para las aeronaves de rotor basculante homologadas de conformidad con el numeral 15 de la presente Circular Obligatoria, únicamente se requiere declarar el nivel de ruido de sobrevuelo determinado en modo VTOL/conversión.

**G1.1.18.** Dato 17. Nivel de ruido de despegue en la unidad correspondiente para documentos expedidos de conformidad con los numerales 11, 12 y 15 de la presente Circular Obligatoria.

El nivel de ruido de despegue definido en el capítulo pertinente. Deberá especificarse la unidad [p. ej., EPNdB o dB(A)] del nivel de ruido y el nivel de ruido declarado deberá 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 numerales 11., 12. y 15. de la presente Circular Obligatoria.

**G1.1.19.** Dato 18. Declaración de cumplimiento, incluyendo la referencia de la presente Circular Obligatoria.

Declaración de que la aeronave de que se trata cumple los requisitos acústicos aplicables. Deberá hacerse referencia a la presente Circular Obligatoria. Además, deberá hacerse referencia a los requisitos acústicos nacionales.

**G1.1.20.** Dato 19. Fecha de expedición del documento de homologación acústica.

Fecha en que se expide el documento de homologación acústica.

**G1.1.21.** 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.

**G1.2.** Información adicional.

**G1.2.1.** En particular, los niveles de ruido tomados en condiciones diferentes de las condiciones de homologación acústica deberán indicarse claramente como información complementaria. La información adicional debe incluirse en la casilla de "observaciones" o en casillas independientes. Estas casillas no deberán estar numeradas a fin de evitar la numeración que no está normalizada y permitir futuras modificaciones al sistema de numeración. Las casillas deberán contener una descripción adecuada de la información adicional que se provee. En los numerales del G1.2.2. al G1.2.6. del presente adjunto, figuran ejemplos de información adicional posible.

**G1.2.2.** 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.

**G1.2.3.** Límites de ruido.

Si se agregan, los límites de ruido deberán indicarse de acuerdo con los requisitos acústicos de que se trate y deberán citarse, redondeados al décimo más cercano de dB, en la unidad apropiada. Si los requisitos acústicos nacionales emplean límites diferentes (más o menos estrictos), esto deberá indicarse claramente y, a fin de evitar confusión, deberán indicarse también los límites de la OACI.

**G1.2.4.** Referencias a los requisitos nacionales.

Las referencias a los requisitos nacionales pueden combinarse con el dato 18 o pueden agregarse como un dato separado.

**G1.2.5.** 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 deberá notificarse en el marco del dato 12.

**G1.2.6.** Fecha de vencimiento.

Si el Estado de matrícula limita la validez de la documentación de homologación acústica, ésta deberá incluir la fecha de vencimiento.

**G1.3.** Formatos para la documentación de homologación acústica.

**G1.3.1.** 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 la presente Circular Obligatoria 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.

**G1.3.2.** 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 el numeral 4.5.1.1. de la presente Circular Obligatoria. 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 deberá 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 deberá 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, deberá resultar fácil determinar qué documento es aplicable en un momento determinado.

**G1.3.3.** Opción 2. Dos documentos complementarios.

**G1.3.3.1.** 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 del numeral G1.1. del presente adjunto. 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 a la presente Circular Obligatoria), 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 del numeral G1.1. del presente adjunto deberán 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 el numeral G1.3.2. del presente adjunto. 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.

**G1.3.3.2.** Normalmente, deberá 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 deberá surgir obviamente qué documento es aplicable en un momento dado.

**G1.3.4.** Opción 3. Tres documentos complementarios.

**G1.3.4.1.** 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, descrito en el numeral G1.3.3.1. del presente adjunto. 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 del numeral G1.1. del presente adjunto. 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 del numeral G1.1. del presente adjunto que restan deberán transferirse al segundo y tercer documento complementarios de homologación acústica.

**G1.3.4.2.** 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 el numeral G1.3.2. del presente adjunto, correspondiendo toda la información a una configuración dada que comprende los datos 5 y 7 a 17 del numeral G1.1. del presente adjunto.

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.

**G1.3.4.3.** 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 deberá surgir obviamente qué documento es aplicable en un momento dado.

Para uso del Estado de matrícula		1. <Estado de matrícula>			3. Número de documento:	
<b>2. CERTIFICADO DE HOMOLOGACIÓN ACÚSTICA</b>						
4. Marcas de nacionalidad y de matrícula:		5. Fabricante y designación de la aeronave dada por el fabricante:			6. Número de serie de la aeronave:	
7. Motor:			8. Hélice:*			
9. Masa máxima de despegue:		10. Masa máxima de aterrizaje:*		11. Norma de homologación acústica:		
kg		kg				
12. Modificaciones adicionales incorporadas a fin de cumplir las normas de homologación acústica aplicables:						
13. Nivel de ruido lateral a plena potencia:*		14. Nivel de ruido de aproximación:*	15. Nivel de ruido de sobrevuelo:*	16. Nivel de ruido de sobrevuelo:*	17. Nivel de ruido de despegue:*	
Observaciones:						
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 mantiene y explota de conformidad con los requisitos y restricciones de las operaciones pertinentes.						
19. Fecha de expedición .....				20. Firma .....		

\* 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.**

**H1. Procedimientos relativos a la recopilación de los datos.**

**H1.1.** Los datos apropiados para fines de planificación de la utilización del terreno pueden obtenerse directamente de los datos para la homologación de emisión de ruido del numeral 10. de la presente Circular Obligatoria. Los solicitantes que se rijan por el numeral 10. de la presente Circular Obligatoria 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 Agencia Federal de Aviación Civil. Los procedimientos de sobrevuelo alternativos deberán 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.

**H1.2.** Los datos de homologación de emisión de ruido del numeral 13. de la presente Circular Obligatoria pueden proporcionarse para fines de planificación de la utilización del terreno. Los solicitantes que se rijan por el numeral 13. de la presente Circular Obligatoria 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 numeral 13. de la presente Circular Obligatoria deben 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 Agencia Federal de Aviación Civil. Además, los solicitantes pueden optar por proporcionar datos en emplazamientos de micrófono adicionales.

**H1.3.** Todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno deben corregirse de conformidad con las condiciones de referencia apropiadas mediante los procedimientos aprobados del numeral 10. de la presente Circular Obligatoria y del numeral 13. de la presente Circular Obligatoria o, para procedimientos de vuelo alternativos, mediante procedimientos de corrección apropiados aprobados por la Agencia Federal de Aviación Civil.

**H2. Notificación de los datos.**

**H2.1.** Todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno deben someterse a la aprobación de la Agencia Federal de Aviación Civil. Los datos aprobados y los correspondientes procedimientos de vuelo deberán presentarse como información suplementaria en el manual de vuelo de helicópteros.

**H2.2.** 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 "D" Normativo de la presente Circular Obligatoria, 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 deberán obtenerse de un modo compatible con el procedimiento prescrito de análisis de homologación de emisión de ruido.