

**SEGUNDA SECCION**  
**PODER EJECUTIVO**  
**SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES**

**PROYECTO de Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-036-SCT3-2017, Que establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves.**

Al margen un sello con el Escudo Nacional, que dice: Estados Unidos Mexicanos.- Secretaría de Comunicaciones y Transportes.

PROYECTO DE NORMA OFICIAL MEXICANA PROY-NOM-036-SCT3-2017, QUE ESTABLECE LOS LÍMITES MÁXIMOS PERMISIBLES DE RUIDO PRODUCIDOS POR LAS AERONAVES.

YURIRIA MASCOTT PÉREZ, Subsecretaria de Transporte, con fundamento en los artículos 1o., 2o., fracción I, 14, 16, 18, 26 y 36 fracciones I, IV y XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 1, párrafo primero, 3 y 4 de la Ley Federal de Procedimiento Administrativo; 1o., 38 fracción II, 40 fracciones III, X y XVI, 41, 43, 46, 47, 52, 73 y 74 de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 1, 4, 6, fracciones I, III, V, XI, XVI y último párrafo, 7, fracción I, 76 y 76 Bis de la Ley de Aviación Civil; 28, 30, fracción I, 31, fracciones I, II y III, 33, 34, 80, 81 y 82 del Reglamento de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 126, fracción VI, 131, fracción I, 147, 148, 149, 150 y 151 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil; 1o., 2o., fracciones III y XVI, 6o., fracción XIII y 21, fracciones I, II, XI, XXVI y XXXVII del Reglamento Interior de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes; he tenido a bien ordenar la publicación en el Diario Oficial de la Federación del Proyecto de Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-036-SCT3-2017 aprobado por el Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo el día 18 de mayo de 2017, y el cual establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves.

El presente Proyecto de Norma Oficial Mexicana se publica a efecto de que dentro de los siguientes 60 días naturales, contados a partir de la fecha de su publicación en el Diario Oficial de la Federación, los interesados presenten sus comentarios ante el Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo, a través de la Dirección General Adjunta de Aviación, de la Dirección General de Aeronáutica Civil, en sus oficinas correspondientes, sitas en Blvd. Adolfo López Mateos 1990, 2do. Piso, Colonia Los Alpes Tlacopac, Delegación Álvaro Obregón, Código Postal 01010, Ciudad de México, Teléfono 57-23-93-00, ext. 18070, o al correo electrónico ccnnta@sct.gob.mx.

Durante el plazo mencionado, los análisis que sirvieron de base para la elaboración del Proyecto de Norma Oficial Mexicana en cuestión, estarán a disposición del público para su consulta en el domicilio del Comité antes señalado.

Atentamente

Ciudad de México, a 18 de enero de 2018.- La Subsecretaria de Transporte y Presidenta del Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo, **Yuriria Mascott Pérez**.- Rúbrica.

YURIRIA MASCOTT PÉREZ, Subsecretaria de Transporte, con fundamento en los artículos 1o., 2o., fracción I, 14, 16, 18, 26 y 36 fracciones I, IV y XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 3 y 4 de la Ley Federal del Procedimiento Administrativo; 1o., 38 fracción II, 40 fracciones III y XVI, 41, 43, 46, 47, 52, 73 y 74 de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 1, 4, 6, fracciones I, III, V, XI, XIII, XVI y último párrafo, 7, fracción I, 76 y 76 Bis de la Ley de Aviación Civil; 28, 30, fracción I, 31, 33, 34, 80, 81 y 82 del Reglamento de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 34, fracción II, 126, fracción VI, 131, fracción I, 147, 148, 149, 150 y 151 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil; 1o., 2o., fracciones III y XVI, 6o., fracción XIII y 21, fracciones I, II, XI, XXVI, XXXI y XXXVII del Reglamento Interior de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes; he tenido a bien ordenar la publicación en el Diario Oficial de la Federación del Proyecto de Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-036-SCT3-2017 aprobado por el Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo el día 18 de mayo de 2017, y el cual establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves.

El presente Proyecto de Norma Oficial Mexicana se publica a efecto de que dentro de los siguientes 60 días naturales, contados a partir de la fecha de su publicación en el Diario Oficial de la Federación, los interesados presenten sus comentarios ante el Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo, a través de la Dirección General Adjunta de Aviación, perteneciente a la Dirección General de Aeronáutica Civil, en sus oficinas correspondientes, sitas en Blvd. Adolfo López Mateos 1990, 2do. Piso, Colonia Los Alpes Tlacopac, Delegación Álvaro Obregón, Código Postal 01010, Ciudad de México, Teléfono 57-23-93-00, ext. 18070, o al correo electrónico ccnnta@sct.gob.mx.

Durante el plazo mencionado, los análisis que sirvieron de base para la elaboración del Proyecto de Norma Oficial Mexicana en cuestión, estarán a disposición del público para su consulta en el domicilio del Comité antes señalado.

**PROYECTO DE NORMA OFICIAL MEXICANA PROY-NOM-036-SCT3-2017, QUE ESTABLECE LOS LÍMITES MÁXIMOS PERMISIBLES DE RUIDO PRODUCIDOS POR LAS AERONAVES**

**PREFACIO**

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

El Reglamento de la Ley de Aviación Civil, en su artículo 147 señala que todo concesionario, permisionario u Operador Aéreo debe cumplir con los límites de ruido que señalen las Normas Oficiales Mexicanas; además, en su artículo 149 establece que la Secretaría de Comunicaciones y Transportes emitirá las Normas Oficiales Mexicanas relativas a la homologación de ruido que contemplarán los parámetros y criterios de medición y evaluación, así como la fecha límite, requisitos y condiciones de cumplimiento.

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 circundante a los aeródromos.

Las normas que establecen límites máximos de ruido están siendo instauradas en gran parte del mundo, ocasionando que las aeronaves que no cumplan con dichas normas, busquen operar en países que no cuenten con este tipo de normatividad.

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.

La Constitución Política de los Estados Unidos Mexicanos en su artículo 133, establece que esta Constitución, las Leyes del Congreso de la Unión que emanen de ella y todos los Tratados que estén de acuerdo con la misma, celebrados y que se celebren por el Presidente de la República, con aprobación del Senado, serán la Ley Suprema de toda la Unión. Los jueces de cada entidad federativa se arreglarán a dicha Constitución, Leyes y Tratados, a pesar de las disposiciones en contrario que pueda haber en las Constituciones o Leyes de las entidades federativas. Así mismo, la Ley de Aviación Civil, en su artículo 4, señala que la navegación aérea en el espacio aéreo sobre territorio nacional, se rige además de lo previsto en dicha ley, por los tratados de los que los Estados Unidos Mexicanos sea parte, siendo el caso que, México es signatario del Convenio sobre Aviación Civil Internacional celebrado en la ciudad de Chicago, Illinois, Estados Unidos de América en 1944, por tanto, el Gobierno Mexicano ha aceptado 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, 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 vigente los estándares aplicables que sirvieron de base a lo establecido en la Norma Oficial Mexicana NOM-036-SCT3-2000, se ha elaborado la presente Norma Oficial Mexicana, con la finalidad de mantener actualizado su contenido en tiempo presente y facilitar esta información hacia los usuarios.

El disponer de una Norma Oficial Mexicana 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 la aeronaves y/u operadores aéreos, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites, ha permitido que en los últimos años se estén incorporando mejoras en los sistemas de las aeronaves de reciente fabricación y, derivado de esta situación, la Organización de Aviación Civil Internacional ha modificado las actuales normas y métodos recomendados en esta materia.

Es de interés público que se proceda a establecer las especificaciones, criterios y procedimientos que permitan proteger y promover la protección y mejoramiento del medio ambiente y salud de las personas originada por el ruido de las aeronaves que operan en el espacio aéreo sobre territorio nacional.

En la elaboración de esta Norma Oficial Mexicana participaron:

SECRETARÍA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

Dirección General de Aeronáutica Civil.

SECRETARÍA DEL MEDIO AMBIENTE Y RECURSOS NATURALES

ASOCIACIÓN DE INGENIEROS EN AERONÁUTICA, A.C.

CÁMARA NACIONAL DE AEROTRANSPORTES

COLEGIO DE INGENIEROS MEXICANOS EN AERONÁUTICA, A.C.

COLEGIO DE PILOTOS AVIADORES DE MÉXICO, A.C.

FEDERACIÓN MEXICANA DE PILOTOS Y PROPIETARIOS DE AERONAVES, A.C.

INSTITUTO MEXICANO DEL TRANSPORTE

AEROVÍAS DE MÉXICO S.A. DE C.V.

CONCESIONARIA VUELA COMPAÑÍA DE AVIACIÓN, S.A.P.I. DE C.V.

AEROENLACES NACIONALES, S.A. DE C.V.

### ÍNDICE

1. Objetivo y campo de aplicación.
2. Referencias.
3. Definiciones y abreviaturas.
4. Disposiciones generales.
5. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas. Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 6 de octubre de 1977.
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 propulsados por hélice. Solicitud del certificado de tipo presentada el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha y antes del 1 de enero de 2006.
7. 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 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.
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.
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.
10. Aeronaves de ala fija STOL propulsadas por hélice.
11. Helicópteros.
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.
13. Helicópteros de no más de 3,175 kg de peso máximo certificado de despegue.
14. Aeronaves de ala fija supersónicas.

15. Aeronaves de rotor basculante.
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.
17. Grado de concordancia con normas, lineamientos internacionales y con las normas mexicanas tomadas como base para su elaboración.
18. Bibliografía.
19. Observancia de la presente Norma Oficial Mexicana.
20. De la Evaluación de la Conformidad.
21. Vigencia.

**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.

**Apéndice “B” Normativo:** Método de evaluación para la homologación de ruido de:

1. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas - Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.
2. 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.
3. Helicópteros.
4. Aeronaves de rotor basculante.

**Apéndice “C” Normativo:** Método de evaluación para la homologación de ruido de las aeronaves de ala fija de no más de 8,618 kg propulsados por hélice - Solicitud del certificado de tipo presentada antes del 17 de noviembre de 1988.

**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.

**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.

**Apéndice “F” Normativo:** Aplicación de las disposiciones de homologación de ruido de la presente Norma Oficial Mexicana para las aeronaves de ala fija propulsados por hélice.

**Apéndice “G” Normativo:** Directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización del terreno.

### 1. Objetivo y campo de aplicación

1.1. La presente Norma Oficial Mexicana establece 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, y aplica 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 su Certificado de Homologación de Ruido de su aeronave.

El campo de aplicación de la presente Norma Oficial Mexicana no incluye a las aeronaves que realicen operaciones de sobrevuelo dentro del espacio aéreo bajo jurisdicción del Estado Mexicano, excepto que se especifique en su plan operacional de vuelo un aeródromo civil alterno dentro de la República Mexicana; asimismo no es aplicable a 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).

## 2. Referencias

**2.1.** No existen Normas Oficiales Mexicanas o Normas Mexicanas que sean indispensables consultar para la aplicación de la presente Norma Oficial Mexicana.

## 3. Definiciones y abreviaturas

Para los efectos de la presente Norma Oficial Mexicana, se consideran las siguientes definiciones y abreviaturas:

**3.1. Aceptación de homologación de ruido:** Proceso por el cual la Autoridad Aeronáutica reconocerá como válida la homologación de ruido de la aeronave con matrícula extranjera al servicio de un Concesionario, Permisionario nacional o extranjero u Operador Aéreo nacional o extranjero, emitida por una Autoridad de Aviación Civil, 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 Norma Oficial Mexicana.

**3.2. Aeronave:** Cualquier vehículo capaz de transitar con autonomía en el espacio aéreo con personas, carga, o correo.

**3.3. Aeronave de ala fija:** Aeronave más pesada que el aire, propulsada mecánicamente, que debe su sustentación en vuelo principalmente a reacciones aerodinámicas ejercidas sobre superficies que permanecen fijas en determinadas condiciones.

**3.4. 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.

**3.5. 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.

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

**3.7. Aeronave de ala fija de reacción supersónico:** Avión capaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.

**3.8. Aeropuerto:** Aeródromo civil de servicio público, que cuenta con las instalaciones y servicios adecuados para la recepción y despacho de aeronaves.

**3.9. Autoridad Aeronáutica:** La Secretaría de Comunicaciones y Transportes a través de la Dirección General de Aeronáutica Civil; encargada de llevar a cabo el proceso para la homologación de ruido producido por las aeronaves conforme a las disposiciones descritas en la presente Norma Oficial Mexicana, y que otorgará un certificado de homologación de ruido y/o documento equivalente cuando ésta sea cumplida.

**3.10. Autoridad de Aviación Civil:** Autoridad rectora de un país extranjero, en materia aeronáutica.

**3.11. Certificación de Homologación de Ruido:** Proceso por el cual la Autoridad Aeronáutica 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 establecidos en la presente Norma Oficial Mexicana.

**3.12. 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.

**3.13. 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.

**3.14. Convalidación de homologación de ruido:** Proceso por el cual la Autoridad Aeronáutica 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, 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 Norma Oficial Mexicana.

**3.15. Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave:** Organismo titular del Certificado de Tipo de la aeronave.

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

**3.17. EPNdB:** Nivel efectivo de ruido percibido en decibeles.

**3.18. 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.

**3.19. Km/h:** Kilómetros por hora.

**3.20. Kt:** Nudos.

**3.21. NM:** Millas náuticas.

**3.22. 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.

**3.23. 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.

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

**3.25. RPM:** Revoluciones por minuto.

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

**3.27. 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.

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

#### **4. Disposiciones generales**

**4.1.** 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 Norma Oficial Mexicana; excepto las aeronaves destinadas a actividades agrícolas y de extinción de incendios forestales las cuales quedan exentas del cumplimiento del presente numeral.

**4.2.** Toda Entidad Responsable del Diseño del Tipo de la aeronave, que pretenda obtener su Certificado de Homologación de Ruido o Certificado de Rehomologación de Ruido de su aeronave, debe cumplir con lo prescrito en la presente Norma Oficial Mexicana.

**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 Norma Oficial Mexicana, 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 Operadores Aéreo nacional o extranjero, debe cumplir con los límites de ruido establecidos en el numeral 6, Tabla 3 de la presente Norma Oficial Mexicana 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 del Tipo de la aeronave, para dar cumplimiento a la presente Norma Oficial Mexicana, debe obtener según corresponda un(a):

**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 del Tipo de la aeronave, debe obtener por parte de la Autoridad Aeronáutica, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 20 de la presente Norma Oficial Mexicana; un Certificado de Homologación de Ruido, considerando los numerales 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13,14, 15 o 16, según corresponda, de la presente Norma Oficial Mexicana.

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

**4.5.2.1.** Todo Concesionario, Permisionario, 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, debe obtener por parte de la Autoridad Aeronáutica, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 20 de la presente Norma Oficial Mexicana; 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 Norma Oficial Mexicana.

#### **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, debe obtener por parte de la Autoridad Aeronáutica, mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 20 de la presente Norma Oficial Mexicana; 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 Norma Oficial Mexicana.

**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, 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 del Tipo de la aeronave de conformidad a los numerales 7.7 y 16.7 de la presente Norma Oficial Mexicana, debe obtener por parte de la Autoridad Aeronáutica un certificado de rehomologación de ruido; mediante la presentación de las pruebas documentales (soporte técnico), de conformidad al numeral 20 de la presente Norma Oficial Mexicana, considerando que la fecha utilizada por la Autoridad Aeronáutica 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 Norma Oficial Mexicana.

**4.6.** La Autoridad Aeronáutica 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 Norma Oficial Mexicana y sólo mediante la entrega de pruebas documentales (soporte técnico) conforme a los límites establecidos en la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana, se le otorgará el correspondiente Certificado de Homologación de Ruido sin que medie acción que contravenga la presente Norma Oficial Mexicana.

### **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; o
- 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.

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, con las características o condiciones listados a continuación, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones contenidas en la presente Norma Oficial Mexicana, sin perjuicio de lo estipulado en los numerales 5.1.1. y 5.1.2.:

- 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 periodo de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Norma Oficial Mexicana, para ese cambio de diseño de tipo. Esto se 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 Norma Oficial Mexicana.

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 120 m (394 ft) en sentido vertical por debajo de la trayectoria de descenso de 3°, que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral. En terreno horizontal, la posición de este punto dista 2,000 m del umbral.

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 Norma Oficial Mexicana, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "A" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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;
- 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 Norma Oficial Mexicana.

**5.4.2.** Los niveles máximos de ruido de las aeronaves de ala fija comprendidos en el numeral 5.1.2., de la presente Norma Oficial Mexicana, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "A" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 5.2.1. inciso b) del presente numeral, de ambos valores el menor.

**c) Aeronaves de ala fija de cuatro motores o más:** Igual que en a), 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 5.2.1. inciso b) del presente numeral, 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		$83.87 + 8.51 \log M$						106	
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 Norma Oficial Mexicana.

## 5.5. Compensaciones.

**5.5.1.** 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, 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 Aeronáutica 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;

- b) El exceso en un solo punto no debe ser superior a 3 EPNdB; y
- c) 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.

#### **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 impulsadas 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 impulsadas por hélice específicamente diseñados y utilizados 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 impulsadas 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 Apéndice "F" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación para el presente numeral 6.

**6.1.2.** Sin perjuicio de lo estipulado en el numeral 6.1.1., la Autoridad Aeronáutica puede reconocer que, en las situaciones descritas seguidamente para las aeronaves de ala fija de reacción y aeronaves de ala fija impulsadas 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 Norma Oficial Mexicana:

- 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 periodo de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

## 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 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 especificados en el numeral 6.4 de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 propulsados por hélice:** punto en la prolongación del eje de pista, a 650 m verticalmente bajo la trayectoria de ascenso inicial a plena potencia de despegue, como se define en el numeral 6.6.2. de la presente Norma Oficial Mexicana. 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;

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 Autoridad Aeronáutica, 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 la fija propulsados 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 Norma Oficial Mexicana, no deben exceder de los valores siguientes.

**6.4.1.1. En el punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia:** 103 EPNdB para las aeronaves de la 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 la 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 la 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 la fija cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 kg.
- 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 la 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 la 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 la 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 Norma Oficial Mexicana.

## 6.5. Compensaciones.

**6.5.1.** 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.

## 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 Autoridad Aeronáutica.

**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 Norma Oficial Mexicana, excepto las condiciones especificadas en el numeral 6.6.1.4. de la presente Norma Oficial Mexicana.

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

- a) Apartarse de los descritos en los numerales 6.6.2. y 6.6.3. de la presente Norma Oficial Mexicana, únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y
- b) Ser aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

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

**Nota 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);
  - 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;
  - 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 la 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.

**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,  $N_1$  o  $EPR$ ). Las mediciones del ruido que se efectúen durante los ensayos de homologación de ruido se corregirán de acuerdo con la presente Norma Oficial Mexicana.

**Nota 9:** El empuje/potencia de despegue que se utilice será el máximo disponible para operaciones normales que 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 6.6.1.5.

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

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

- 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". Según 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
- 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 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 enumeran en el numeral B5.2.5 del Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Autoridad Aeronáutica.

**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 Norma Oficial Mexicana.

**6.7.3.** Los datos acústicos deben ajustarse, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

**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 Autoridad Aeronáutica, 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 Autoridad Aeronáutica. 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 Norma Oficial Mexicana.

**6.7.7.** Para las condiciones de despegue, lateral y 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 Autoridad Aeronáutica 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 obstáculo, 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 a todas las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice que hubiesen sido originalmente homologadas en el sentido de que satisficieran en la presente Norma Oficial Mexicana 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 4.1.1, la Autoridad Aeronáutica puede reconocer que, en las situaciones descritas seguidamente para las aeronaves de ala fija de reacción y las aeronaves de ala fija propulsadas por hélice de un peso máximo certificado de despegue de más de 8,618 kg matriculados en el mismo, no se necesita prueba de cumplimiento de las disposiciones de la presente Norma Oficial Mexicana:

- 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 periodo de más de 90 días, a menos que se indique el cumplimiento de las disposiciones de la presente Norma Oficial Mexicana, 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.** Medida de la evaluación del ruido. 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 Norma Oficial Mexicana.

## 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., en el numeral 6.3.1. en los incisos a), b) y c), de la presente Norma Oficial Mexicana.

**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 Norma Oficial Mexicana.

## 7.4. Niveles máximos de ruido.

**7.4.1.** Los niveles máximos de ruido permitidos se definen en el numeral 6., en los numerales 6.2.1.1., 6.2.1.2., y 6.2.1.3., de la presente Norma Oficial Mexicana, 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., los numerales 6.2.1.1., 6.2.1.2., y 6.2.1.3., de la presente Norma Oficial Mexicana, 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., los numerales 6.2.1.1., 6.2.1.2., y 6.2.1.3., de la presente Norma Oficial Mexicana, no será inferior a 2 EPNdB.

**Nota 11:** 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 Norma Oficial Mexicana.

## 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., en el numeral 6.6., de la presente Norma Oficial Mexicana.

## 7.6. Procedimientos de ensayo.

**7.6.1.** Los procedimientos de ensayo corresponderán a lo prescrito en el numeral 6., en el numeral 6.7., de la presente Norma Oficial Mexicana.

## 7.7. Rehomologación.

**7.7.1.** Para las aeronaves de ala fija especificados en el numeral 7.1.1. inciso c), se otorgará rehomologación basándose en que las pruebas utilizadas para determinar el cumplimiento con la 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 Norma Oficial Mexicana.

## **8. Aeronaves de ala fija de más de 8,618 kg propulsados 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 obstáculo, de 610 m de longitud, o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad;
- b) Las aeronaves de ala fija específicamente diseñadas y utilizadas para fines de extinción de incendios y de trabajos agrícolas.

**Nota 12:** Referirse al Apéndice "F" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana 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. y 5.2.2., de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana, la Autoridad Aeronáutica 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 Norma Oficial Mexicana:

- 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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

## **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 Norma Oficial Mexicana, 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 Autoridad Aeronáutica 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 Autoridad Aeronáutica 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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

**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 Autoridad Aeronáutica.

**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 Norma Oficial Mexicana.

**8.6.1.4.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño de la aeronave de ala fija no permiten que éste vuele de conformidad con los numerales 8.6.2. y 8.6.3., de la presente Norma Oficial Mexicana, los procedimientos de referencia, deben de:

- a) Apartar de los descritos en los numerales 8.6.2. y 8.6.3., de la presente Norma Oficial Mexicana, únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos; y
- b) Ser aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

**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 Autoridad Aeronáutica, 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 Norma Oficial Mexicana:
  - 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);
  - 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), 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;
  - 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°;
- 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), 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.

#### 8.7. Procedimientos de ensayo.

8.7.1. Los procedimientos de ensayo deben ser aceptables por la Autoridad Aeronáutica.

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 Norma Oficial Mexicana.

8.7.3. Los datos acústicos se deben ajustar siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, a las condiciones de referencia de este capítulo. 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 Norma Oficial Mexicana.

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 Autoridad Aeronáutica 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 Autoridad Aeronáutica. 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
- 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 Apéndice "F" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 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 Norma Oficial Mexicana, 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 al que corresponda aplicar las disposiciones del numeral 12, en el 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 Norma Oficial Mexicana.

#### 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 9.6.2. y 9.6.3., o los procedimientos equivalentes de ensayo aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

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:

$$300 \begin{matrix} +10 \\ -30 \end{matrix} \text{ m} \quad (985 \begin{matrix} + 30 \\ -100 \end{matrix} \text{ ft})$$

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 propulsados 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 obstáculo, 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 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 obstáculo, 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 Norma Oficial Mexicana.

#### 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 Norma Oficial Mexicana, 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 a la 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 Autoridad Aeronáutica lo especifiquen, 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 Autoridad Aeronáutica 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 11.1.1., 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 Autoridad Aeronáutica hubiesen 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 11.1.1, 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 11.1.2.

**11.1.2.** La homologación de los helicópteros que puedan transportar cargas por eslinga o equipo 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 aquellos 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 Norma Oficial Mexicana.

**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.);
  - 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.);
  - 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 6.0° con el plano del terreno);
  - 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 el Apéndice "G" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana (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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana, no deben exceder de los valores siguientes:

**11.4.1.1. Para despegue:** 109 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificada de despegue, en relación con la 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 la 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 la 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	0.788	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 6.- Niveles Máximos de ruido para aeronaves comprendidas en el numeral 11.4.1. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**11.4.2.** En el caso de los helicópteros de que trata 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 Norma Oficial Mexicana, no deben exceder de los valores siguientes:

**11.4.2.1. Para despegue:** 106 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la 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 la 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 la 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	0.788	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 Norma Oficial Mexicana.

**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 Autoridad Aeronáutica.**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 Norma Oficial Mexicana.**11.6.1.4.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste 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 Autoridad Aeronáutica.

**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 el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave y aprobado por la Autoridad Aeronáutica. 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  $0.9 V_H$  ó  $0.9 V_{NE}$  ó  $0.45 V_H + 120 \text{ km/h}$  ( $0.45 V_H + 65 \text{ kt}$ ) o  $0.45 V_{NE} + 120 \text{ km/h}$  ( $0.45 V_{NE} + 65 \text{ kt}$ ), durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo;

**Nota 23:** A 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 el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave y aprobada por la Autoridad Aeronáutica.

- c) El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las máximas 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 la 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 6.0°;
- b) La aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica constante igual a la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso  $V_y$ , o a la velocidad mínima aprobada para la aproximación, de ambos valores el mayor, con potencia estabilizada durante la aproximación y por encima del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, y se mantendrá dicha velocidad hasta la toma normal de contacto;
- c) La aproximación se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las máximas 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 Autoridad Aeronáutica.

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 Norma Oficial Mexicana.

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 Norma Oficial Mexicana, 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;
- b) Para el ruido de sobrevuelo o de aproximación: 2.0 EPNdB.

**11.7.5.** En los ensayos, el régimen medio del rotor (rpm) no debe diferir del valor normal máximo de operación en más de  $\pm 1.0\%$  durante el periodo 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 periodo 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 periodo de atenuación de 10 dB (referirse la Figura 11-1).

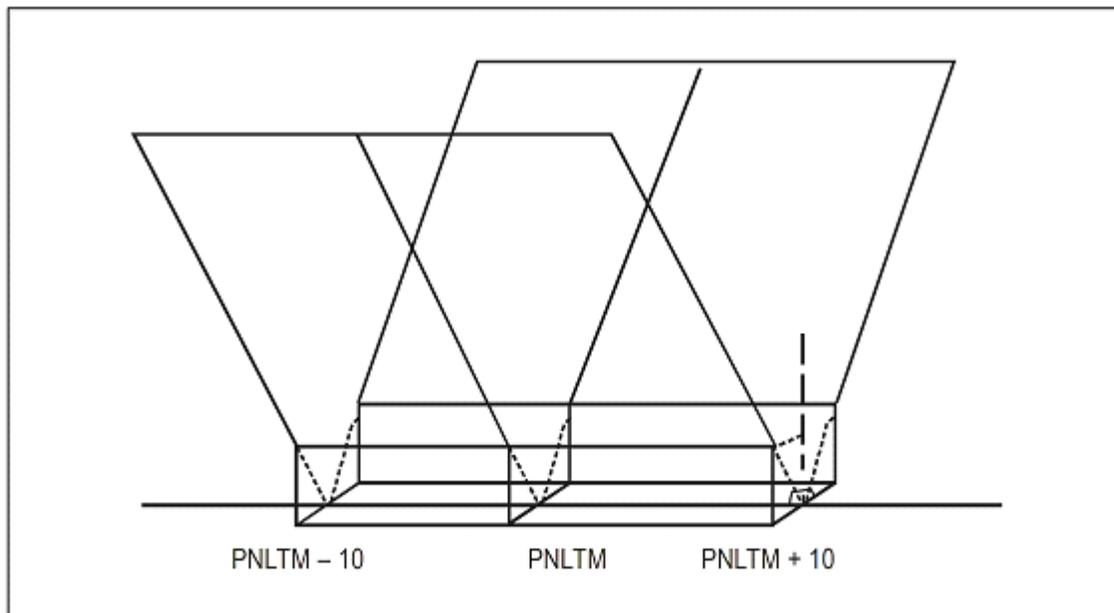


Fig. 11-1 Tolerancia de desviación lateral de los helicópteros.

**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 Apéndice "F" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana que contiene textos de orientación para interpretar estas disposiciones de aplicación.

**12.2. Aplicabilidad.**

**12.2.1.** 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 los específicamente diseñados y utilizados para acrobacia, trabajos agrícolas o extinción de incendios, y a los planeadores con motor de sustentación.

**12.2.2.** 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 Norma Oficial Mexicana, se deben aplicar los niveles máximos de ruido especificados en el numeral 12.2. inciso a) de la presente Norma Oficial Mexicana.

**12.2.3.** 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 Norma Oficial Mexicana.

**12.2.4.** 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).

**12.2.5.** En el caso de las versiones derivadas especificadas en el numeral 12.1.4. de la presente Norma Oficial Mexicana 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 Norma Oficial Mexicana.

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

- 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; excepto que
- 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).

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

**12.3.1.** La medida de la evaluación del ruido será el nivel máximo de ruido de ponderación "A" ( $L_{Amáx}$ ) definido en el Apéndice "E" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

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

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

**12.4.2.** 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.

**12.5. Niveles máximos de ruido.**

**12.5.1.** Los niveles máximos de ruido fijados conforme al método de evaluación del ruido del Apéndice "E" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana no deben exceder de lo siguiente:

- 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 Norma Oficial Mexicana.

- b) En el caso de las aeronaves de ala fija comprendidos 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 Norma Oficial Mexicana.

**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.

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

### 12.6.1. Condiciones generales

12.6.1.1. Los cálculos de los procedimientos de referencia y de las trayectorias de vuelo deben ser aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

12.6.1.2. 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 Norma Oficial Mexicana.

12.6.1.3. Si el solicitante demostrara que las características de diseño de la aeronave de ala fija impedirían que los vuelos se llevarán a cabo de conformidad con el numeral 12.5.2. de la presente Norma Oficial Mexicana, los procedimientos de referencia deben ser:

- a) Distintos de los procedimientos de referencia definidos, solamente en la medida en que dichas características de diseño imposibiliten la aplicación de los procedimientos definidos; y
- b) Aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

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

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

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

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

12.6.2.1. 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 en cuestión de ruido; 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 y, para las aeronaves de ala fija con hélice de paso variable o de velocidad constante, las rpm se mantendrán durante toda la segunda fase. Si las limitaciones de aeronavegabilidad no permiten la aplicación de la potencia de despegue y las rpm hasta el punto de referencia, entonces la potencia de despegue y las rpm se mantendrán hasta donde lo permitan dichas limitaciones y de ahí en adelante a potencia y rpm máximas continuas.

**Nota 26:** No se permitirá limitar el tiempo durante el cual deben aplicarse la potencia de despegue y las rpm para cumplir con este capítulo. La altura de referencia se calculará suponiendo una pendiente ascensional apropiada para los regímenes de potencia que se utilicen.

#### 12.7. Procedimientos de ensayo.

12.7.1. Los procedimientos de ensayo serán aceptables para la Autoridad Aeronáutica.

12.7.2. 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  $L_{Am\acute{a}x}$ , según se describe en el Apéndice "E" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

12.7.3. Los datos acústicos se deben ajustar por los métodos esbozados en el Apéndice "E" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana a las condiciones de referencia especificadas en este capítulo.

12.7.4. Si se utilizaran procedimientos de ensayo equivalentes, éstos y todos los métodos para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia deben ser aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

### 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 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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana, 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 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 Norma Oficial Mexicana.

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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

#### 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 Norma Oficial Mexicana en un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado en el terreno, 150 m (492 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (referirse el numeral 13.5.2.1).

**Nota 27:** Referirse el Apéndice "G" de la presente Norma Oficial Mexicana (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 de que se trata en el numeral 13.1.1. en los incisos a) y b) de la presente Norma Oficial Mexicana, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "D" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, no deben exceder de 82 decibeles en unidades SEL para los helicópteros cuyo peso máxima certificada de despegue, en relación con la 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 decibeles 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 Norma Oficial Mexicana.

**13.4.2.** En el caso de los helicópteros de que se trata 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 Norma Oficial Mexicana, no deben exceder de 82 decibeles en unidades SEL 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 decibeles 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 Norma Oficial Mexicana.

**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 Autoridad Aeronáutica.

**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 11.5.2. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**13.5.1.3.** Si el solicitante demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste vuele de conformidad con el numeral 11.5.2. de la presente Norma Oficial Mexicana, se permitirá que el procedimiento de referencia se aparte del procedimiento de referencia normalizado, con la aprobación de la Autoridad Aeronáutica, 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;
- c) A la humedad relativa de 70%; y
- d) Sin viento.

**13.5.1.5.** Las máximas rpm en operaciones normales se tomarán como la velocidad de rotor máxima correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave y aprobado por la Autoridad Aeronáutica 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 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 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  $150 \text{ m} \pm 15 \text{ m}$  ( $492 \text{ ft} \pm 50 \text{ ft}$ );
- b) Se mantendrá la más baja de las velocidades  $0.9 V_H$  ó  $0.9 V_{NE}$  ó  $0.45 V_H + 120 \text{ km/h}$  (65 kt) ó  $0.45 V_{NE} + 120 \text{ km/h}$  (65 kt), durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo. A los efectos de la homologación en cuanto al ruido,  $V_H$  se define como la velocidad aerodinámica en vuelo horizontal alcanzada utilizando el par correspondiente a la potencia mínima con motor instalado, potencia máxima continuamente disponible a la presión atmosférica al nivel del mar (1,013.25 hPa), a la temperatura ambiente de  $25^\circ\text{C}$ , con el peso máximo certificado pertinente.  $V_{NE}$  se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse impuesta por el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave y aprobada por la Autoridad Aeronáutica;
- c) El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las máximas 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  $V_H$  y  $V_{NE}$  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 Autoridad Aeronáutica.

**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 decibeles de ponderación "A", según se describe en el Apéndice "D" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

**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 Norma Oficial Mexicana, 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 rpm máximas para operaciones normales en más de  $\pm 1.0\%$  durante el periodo 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 Norma Oficial Mexicana, en más de  $\pm 5.5 \text{ km/h}$  ( $\pm 3 \text{ kt}$ ) durante el periodo 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 dicha 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. de la presente Norma Oficial Mexicana, con excepción de los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 5.2., se deben aplicar a todas las aeronaves de ala fija supersónicas, incluso sus versiones derivadas, para los cuales se haya presentado la solicitud de certificado de tipo antes del 1 de enero de 1975 y respecto a los cuales se hubiese expedido por primera vez 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 de que trata el numeral 14.1.1, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "A" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 esta Parte 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 15, 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 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 Norma Oficial Mexicana. La corrección de irregularidades espectrales debe iniciarse a 50 Hz (referirse el numeral B4.3.1 del Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana).

**Nota 32:** Deben presentarse a la Autoridad Aeronáutica para fines de planificación del uso de los terrenos otros datos en unidades SEL y L<sub>Amáx</sub> según lo definido en el Apéndice "D" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana, y los SPL de un tercio de octava según lo definido en el Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana correspondiente a L<sub>Amáx</sub>.

##### 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., 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 el 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;
- 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 el numeral 15.6.3.);
  - 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 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 6.0° con el plano del terreno;
  - 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. de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana para helicópteros, no 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 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.

**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 el numeral 11., subnumeral 11.4.1., están en consonancia con los niveles máximos de ruido definidos en el numeral 15.4. de la presente Norma Oficial Mexicana.

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 Norma Oficial Mexicana.

**15.5. Compensaciones.****15.5.1.** 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.

**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 Autoridad Aeronáutica.

**15.6.1.3.** Excepto en las condiciones especificadas en el numeral 15.6.1.4. de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

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

- a) Apartarse de los procedimientos de referencia definidos en los numerales 15.6.2., 15.6.3. o 15.6.4. de la presente Norma Oficial Mexicana 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 Aeronáutica.

**15.6.1.5.** Debe 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 Norma Oficial Mexicana, deben adoptarse las máximas rpm de funcionamiento normal como velocidad máxima del rotor para cada procedimiento de referencia correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave y aprobado por la Autoridad Aeronáutica. 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 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, deben mantenerse durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo el ángulo de la barquilla en el punto de funcionamiento fijo autorizado que esté más cerca del ángulo mínimo de la barquilla certificado para velocidad aerodinámica igual a cero, una velocidad de  $0.9V_{CON}$  y una velocidad estabilizada del rotor a las máximas rpm normales de funcionamiento certificadas para vuelo horizontal;

**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, debe 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 rpm correspondientes al modo VTOL/conversión y a una velocidad de  $0.9V_{CON}$ ; y
  - ii) La velocidad del rotor estabilizada a las rpm de crucero normales correspondientes al modo de la aeronave de ala fija y a la correspondiente  $0.9V_{MCP}$  ó  $0.9V_{MO}$ , 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 6.0°;
- 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 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 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 Autoridad Aeronáutica.

**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 Norma Oficial Mexicana.

**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 Norma Oficial Mexicana 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 rpm del rotor no deben en promedio variar de las 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 realizado 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  $\pm 10^0$  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).

**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 certificada 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 obstáculo, 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 a 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 la presente Norma Oficial Mexicana en los numerales 6., 7. y 8. de la presente Norma Oficial Mexicana 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 Norma Oficial Mexicana, la Autoridad Aeronáutica 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 Norma Oficial Mexicana:

- 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 Norma Oficial Mexicana, 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 Norma Oficial Mexicana.

#### **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., subnumeral 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., subnumeral 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 Norma Oficial Mexicana, 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 la 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.
- 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 la 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 corresponde a aeronaves de ala fija con un peso de 2,000 kg, después de lo cual el límite se mantendrá constante.

**16.4.1.4.** 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 Norma Oficial Mexicana.

**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, subnumeral 6.6. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**16.6.** Procedimientos de ensayo.

**16.6.1.** Los procedimientos de ensayo corresponderán a lo prescrito en el numeral 6., subnumeral 6.7. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**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. Grado de concordancia con normas, lineamientos internacionales y con las normas mexicanas tomadas como base para su elaboración**

**17.1.** La presente Norma Oficial Mexicana concuerda de forma equivalente con las disposiciones que establece el Anexo 16 Vol. I al Convenio sobre Aviación Civil Internacional de la Organización de Aviación Civil Internacional; no existen normas mexicanas que hayan servido de base para su elaboración.

## **18. Bibliografía**

- 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, 7a. Enmienda, 2014, OACI.
- Manual Técnico - Ambiental sobre Procedimientos de Homologación Acústica de las Aeronaves. Doc. 9501. 2a. Edición, 2015, OACI.

## **19. Observancia de la presente Norma Oficial Mexicana**

**19.1.** La vigilancia del cumplimiento de esta Norma Oficial Mexicana le corresponde a la Autoridad Aeronáutica, así como a la Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales, por conducto de la Procuraduría Federal de Protección al Ambiente, dentro del ámbito de sus respectivas competencias.

## **20. De la Evaluación de la Conformidad**

**20.1.** Es facultad de la Autoridad Aeronáutica, verificar el cumplimiento de las disposiciones administrativo normativas, tanto nacionales como internacionales, que garanticen la seguridad operacional de las aeronaves civiles, así como también es su facultad verificar que se cumplan las especificaciones y procedimientos técnicos de la presente Norma Oficial Mexicana, que establece los límites máximos permisibles de ruido producidos por las aeronaves. La evaluación de la conformidad no puede ser realizada por personas distintas a la Autoridad Aeronáutica.

**20.2.** El Concesionario, Permisionario, Operador Aéreo o Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave 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 la presente Norma Oficial Mexicana.

**20.3.** Cuando el Concesionario, Permisionario, Operador Aéreo o Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave nacional o extranjero; solicite la formulación de la evaluación de la conformidad, de acuerdo a la presente Norma Oficial Mexicana, debe presentar físicamente o mediante vía electrónica, ante la Autoridad Aeronáutica 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, en su caso el representante legal;
- c) Dirigido a la Dirección General de Aeronáutica Civil a través Dirección General Adjunta de Aviación.
- d) Un apartado donde se solicite la evaluación de la conformidad de la presente Norma Oficial Mexicana, través de cualquiera de los siguientes métodos:
  - i. "Certificación de Homologación de Ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.1., de la presente Norma Oficial Mexicana; o
  - ii. "Convalidación de Homologación de Ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.2., de la presente Norma Oficial Mexicana; o
  - iii. "Aceptación de Homologación de Ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.3., de la presente Norma Oficial Mexicana; o
  - iv. "Certificado de Rehomologación de Ruido", en cumplimiento con el numeral 4.5.4., de la presente Norma Oficial Mexicana.
- e) Los hechos o razones que dan motivo a la petición;
- f) Domicilio para recibir notificaciones;
- g) Nombre de la persona o personas facultadas para recibir notificaciones;
- 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.

**20.4.** Con el mencionado escrito, de conformidad al numeral 20.3. de la presente Norma Oficial Mexicana, 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 del fundamento de 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 del 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).
- 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 del país fabricante.

- iii. Copia simple del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar.
  - 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”;**
- v. 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).
  - vi. Certificado de ruido o documento equivalente emitido por la Autoridad de Aviación Civil del país fabricante.
  - vii. Copia simple del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar.
  - viii. 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:

- ix. 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).
- x. Pruebas documentales (soporte técnico).
- xi. Copia simple del Certificado de Aeronavegabilidad Estándar.
- xii. 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.
- xiii. 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 del Tipo de la aeronave:

- xiv. 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).
- xv. Programa de Certificación.

**20.5.** De cumplir con lo establecido en la presente Norma Oficial Mexicana el Concesionario, Permisionario, Operador Aéreo o Entidad Responsable del Diseño del Tipo de la aeronave, nacional o extranjero, recibirá por parte de la Autoridad Aeronáutica, según corresponda:

**20.5.1. Certificado de Homologación de Ruido.**

**20.5.1.1.** 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 Autoridad Aeronáutica, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.1. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**20.5.2. Convalidación de Homologación de Ruido.**

**20.5.2.1.** 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 Autoridad Aeronáutica, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.2. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**20.5.3. Aceptación de Homologación de Ruido.**

**20.5.3.1.** 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 Autoridad Aeronáutica, de cumplir con lo establecido en el numeral 4.5.3. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**20.5.4. Certificado de Rehomologación de Ruido.**

**20.5.4.1.** 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 Autoridad Aeronáutica, de cumplir con lo establecido en los numerales 4.5.4. de la presente Norma Oficial Mexicana.

**21. Vigencia**

**21.1.** La presente Norma Oficial Mexicana entrará en vigor a los 60 días naturales posteriores a su publicación en el Diario Oficial de la Federación.

Ciudad de México, a 18 de enero de 2018.

**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 Apén. A:** Referirse la parte II del numeral 5.

**Nota 2 Apén. A:** Los procedimientos que figuran en el presente Apéndice se aplican también a algunos tipos de aeronaves comprendidos en los numerales 8 y 10.

**A1. Introducción.**

**Nota 3 Apén. 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 percibió a partir de los datos de ruido medidos; y
- d) Notificación de los datos a la Autoridad Aeronáutica y corrección de los datos medidos.

**Nota 4 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

**Nota 5 Apén. A:** En los numerales A6. a 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 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana. Estos puntos son normalmente:

- 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 el numeral 5, subnumeral 5.3. de la presente Norma Oficial Mexicana. 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 Apén. 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 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

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

**A2.3.1.** Los procedimientos de ensayo serán aceptables para la Autoridad Aeronáutica.

**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 a bordo, 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 NM) del umbral y por lo menos a 11 km (6 NM) 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 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 NM) del trecho comprendido entre el umbral y el punto de toma de contacto, cuando se trate de la aproximación, y a 11 km (6 NM) del inicio del recorrido de despegue.

**A2.4.2.** Los datos de posición y de 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).

**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. Medio 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 éste 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 a A3.4.

**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 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 A3.3.;
- d) Calibradores acústicos para ruido de onda sinusoidal o de banda ancha con nivel conocido de presión acústica. Si se usa ruido de banda ancha, se describirá la señal en término de su valor de media cuadrática (rms) medio y máximo, correspondiente a un nivel de señal que no sea de sobrecarga;
- e) Equipo de análisis que satisfaga los requisitos de respuesta y precisión especificados en el numeral A3.4.

**A3.3. Equipo de capacitación, 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. 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) Promediación o integración; y
- c) Conversión de las funciones lineales en funciones logarítmicas.

**A3.4.3.2** 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;
- 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:

- Los niveles de presión acústica en las 24 bandas de tercio de octava se convierten por medio de una tabla de valores *n<sub>oy</sub>* (referirse a la tabla A1-1) en ruido percibido. Primero se combinan los valores *n<sub>oy</sub>* y luego se convierten en niveles instantáneos de ruido percibido PNL(k);
- 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;
- 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:

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

**A4.1.4.** Se obtiene los valores instantáneos del nivel de ruido percibido corregido por tono y se determina el valor máximo PNLTM.

- 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
- 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 o de la formulación matemática que figura en la tabla de valores *n<sub>oy</sub>* 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:

$$\begin{aligned} N(k) &= n(k) + 0,15 \left\{ \left[ \sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\} \\ &= 0,85 n(k) + 0,15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k) \end{aligned}$$

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

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

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

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



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

Table with columns for SPL (dB) and frequency bands (50, 63, 80, 100, 125, 160, 200, 250, 315, 400, 500, 630, 800, 1000, 1250, 1600, 2000, 2500, 3150, 4000, 5000, 6300, 8000, 10000). It contains numerical data for various SPL levels from 90 to 150 dB.

A4.3. Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales.

A4.3.1. 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:

A4.3.1.1 Operación 1. Comenzando con el nivel de presión acústica corregido en la banda de tercio de octava de 80 Hz (banda núm. 3), calcúlese los cambios en nivel de presión acústica (o las "pendientes") en las demás bandas de tercio de octava, como sigue:

s (3,k) = sin ningún valor

s (4,k) = 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)

A4.3.1.2 Operación 2. Enciérrase en un círculo el valor de la pendiente, s(i,k), siendo el valor absoluto del cambio de pendiente mayor que cinco, es decir, cuando:

|Δs (i, k)| = |s(i, k) – s [(i – 1), k]| > 5|

A4.3.1.3 Operación 3.

- a) Si el valor de la pendiente s(i,k) encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente es mayor que la pendiente s[(i–1),k], trácese un círculo alrededor de SPL(i,k);
b) Si el valor de la pendiente s(i,k) encerrado en el círculo es cero o negativo y la pendiente s[(i–1),k] es positiva, trácese un círculo alrededor de SPL[(i–1),k]; y
c) 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  $SPL'(i,k)$  como sigue:

- 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:

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

- 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:

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

**A4.3.1.5** Operación 5. Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes  $s'(i,k)$ , incluyendo una para 24ª banda imaginaria:

$$s'(3,k) = s'(4,k)$$

$$s'(4,k) = SPL'(4,k) - SPL'(3,k)$$

•

•

•

$$s'(i,k) = SPL'(i,k) - SPL'[(i-1),k]$$

•

•

•

$$s'(24,k) = SPL'(24,k) - SPL'(23,k)$$

$$s'(25,k) = s'(24,k)$$

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

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

**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, como sigue:

$$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$$

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + s(3,k)$$

•

•

•

$$SPL''(i,k) = SPL''[(i-1),k] + s[(i-1),k]$$

•

•

•

$$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + s(23,k)$$

**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, como sigue:

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

Y anótese 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, 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 se encontrará un ejemplo del procedimiento de corrección por tono.

**A4.3.1.11** 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:

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

**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<sup>"(i,k)</sup>, 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 PNL<sup>T(k)</sup>. Se calculará de acuerdo con el procedimiento del numeral A4.3. Para obtener una evolución del ruido en función del tiempo que resulte satisfactoria, se harán mediciones a intervalos de medio segundo.

**Nota 9 Apén. A:** La Figura A1-2, 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, ya que PNL<sup>T(k)</sup> sería idénticamente igual a PNL<sup>(k)</sup>. En tal caso, PNLTM será el valor máximo de PNL<sup>(k)</sup> e igual a PNL<sup>M</sup>.

**A4.5.** Corrección por duración

**A4.5.1.** El factor de corrección por duración *D*, determinado por integración estará definido por la 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 PNL<sup>T</sup>.

**A4.5.1.1** Si PNLTM es mayor que 100 TPNdB, *t*(1) será el primer punto de tiempo después del cual PNL<sup>T</sup> excede de PNLTM – 10 y *t*(2) será el punto de tiempo después del cual PNL<sup>T</sup> 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 PNL<sup>T</sup> resulta mayor que 90 TPNdB y *t*(2) será el punto de tiempo después del cual PNL<sup>T</sup> permanece constantemente inferior a 90 TPNdB.

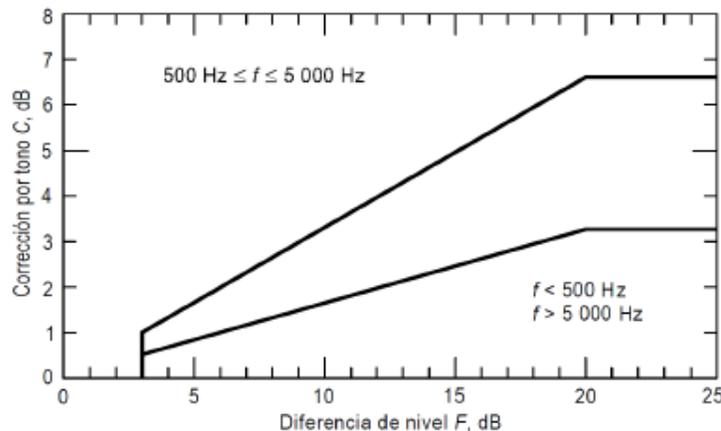
**A4.5.1.3** Si PNLTM es menor que 90 TPNdB, la corrección por duración se tomará igual a 0.

**A4.5.2.** Como PNL<sup>T</sup> se calcula a partir de los valores medidos de SPL, por lo general no se dispondrá de ecuación apropiada para expresar PNL<sup>T</sup> 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 PNL<sup>T(k)</sup>, y *d* es el intervalo redondeado al segundo 1,0 más próximo durante el cual PNL<sup>T(k)</sup> 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
$50 \leq f < 500$	$3^* \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3 \frac{1}{3}$
$500 \leq f \leq 5\,000$	$3^* \leq F < 20$	$F/3$
	$20 \leq F$	$6 \frac{2}{3}$
$5\,000 < f \leq 10\,000$	$3^* \leq F < 20$	$F/6$
	$20 \leq F$	$3 \frac{1}{3}$

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

- Intervalos  $\Delta t$  de medio segundo; o
- 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:

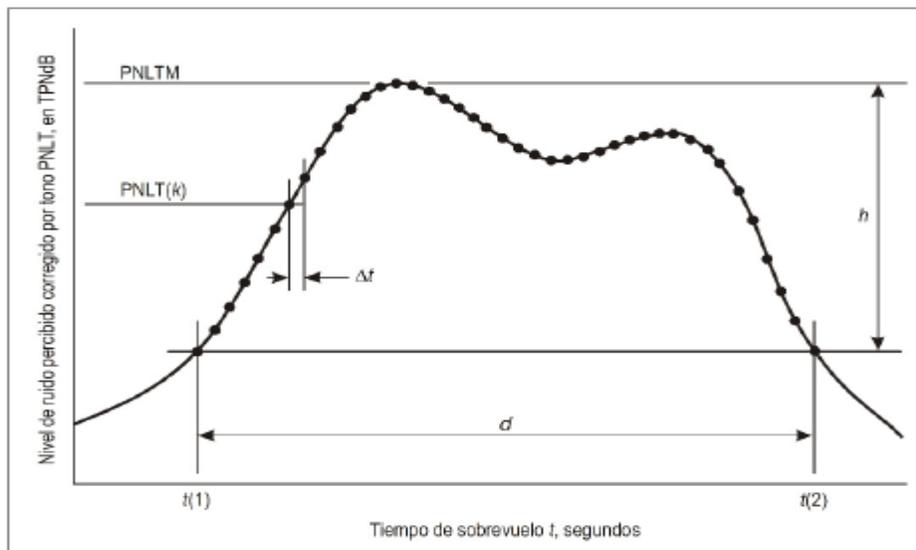
$$T = 10 \text{ s, y}$$

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

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  $PNLTM - 10$  o  $90$  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  $PNLTM - 10$  o  $90$  según sea el caso.

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

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Banda (i)	f Hz	SPL dB	S dB Operación 1	$ \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 $\frac{1}{3}$	70	—	—
4	100	62	-8	—	62	-8	+3 $\frac{1}{3}$	67 $\frac{2}{3}$	—	—
5	125	⑦⑦	+⑧	16	71	+9	+6 $\frac{2}{3}$	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+9	+2 $\frac{2}{3}$	77 $\frac{2}{3}$	—	—
7	200	82	+②	8	82	+2	-1 $\frac{1}{3}$	80 $\frac{1}{3}$	—	—
8	250	⑧③	+1	1	79	-3	-1 $\frac{1}{3}$	79	4	0,61
9	315	76	-⑦	8	76	-3	+ $\frac{1}{3}$	77 $\frac{2}{3}$	—	—
10	400	⑧⑦	+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	- $\frac{1}{3}$	79	—	—
14	1 000	80	+2	3	80	+2	- $\frac{2}{3}$	78 $\frac{2}{3}$	—	—
15	1 250	78	-2	4	78	-2	- $\frac{1}{3}$	78	—	—
16	1 600	76	-2	0	76	-2	+ $\frac{1}{3}$	77 $\frac{2}{3}$	—	—
17	2 000	79	+3	5	79	+3	+1	78	—	—
18	2 500	⑧⑤	+6	3	79	0	- $\frac{1}{3}$	79	6	2
19	3 150	79	-⑥	12	79	0	-2 $\frac{2}{3}$	78 $\frac{2}{3}$	—	—
20	4 000	78	-1	5	78	-1	-6 $\frac{1}{3}$	76	—	—
21	5 000	71	-⑦	6	71	-7	-8	69 $\frac{2}{3}$	—	—
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8 $\frac{2}{3}$	61 $\frac{2}{3}$	—	—
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	1 ④ (i) - ④ (i-1) 1
Operación 3	Véanse las instrucciones
Operación 4	Véanse las instrucciones
Operación 5	⑥ (i) - ⑥ (i-1)

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

**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, 4.3, 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 Autoridad Aeronáutica y corrección de los datos medidos.****A5.1. Generalidades.**

**A5.1.1.** Los datos que se 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 ambientales, 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 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 hubiere), 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 del 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, por 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 Autoridad Aeronáutica, 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 Apén. 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.

**A5.4.2.2** 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 Apén. 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 promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifique de otro modo la Autoridad Aeronáutica.

**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 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

<b>Símbolo</b>	<b>Unidad</b>	<b>Significado</b>
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.
$\log$	-	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 $\log n$ .
$M(b), M(c),$ <i>etc.</i>	-	Pendiente inversa de noy. Los valores inversos de las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$ .
$n$	<i>noy</i>	Ruido percibido. El ruido percibido en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i, k)$	<i>noy</i>	Ruido percibido. El ruido percibido en el instante de orden $k$ , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden $i$ .
$n(k)$	<i>noy</i>	Ruido percibido máximo. El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden $k$ .
$N(k)$	<i>noy</i>	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 $\log n$ .
$PNL$	<i>PNdB</i>	Nivel de ruido percibido. El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
$PNL(k)$	<i>PNdB</i>	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).
$PNLM$	<i>PNdB</i>	Nivel máximo de ruido percibido. El valor máximo de PNL ( $k$ ). (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).

<b>Símbolo</b>	<b>Unidad</b>	<b>Significado</b>
$PNLT$	$TPNdB$	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.
$SPL$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	Nivel de presión acústica. El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$SPL(a)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	Coordenada de discontinuidad de noy. El valor $SPL$ del punto de intersección de las rectas que representan la variación de $SPL$ en función de $\log n$ .
$SPL(b)$ $SPL(c)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	Ordenadas de noy en el origen. Las intersecciones con el eje $SPL$ de las rectas que representan la variación de $SPL$ en función de $\log n$ .
$SPL(i, k)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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 $i$ .
$SPL'(i, k)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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 $k$ .
$SPL(i)$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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 $PNLTM$ .
$SPL(i)_c$	$dB_{ref}$ $20 \mu Pa$	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.
$t_1, t_2$	$s$	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 $T = 10 s$ .

<b>Símbolo</b>	<b>Unidad</b>	<b>Significado</b>
$t(^{\circ}C)$	$^{\circ}C$	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.

<b>Punto</b>	<b>Descripción</b>
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	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	Trayectoria del ruido de despegue medida. La distancia desde la estación K hasta la posición Q, medida, de la aeronave de ala fija.
KQc	<i>metros</i>	Trayectoria del ruido de despegue corregida. La distancia desde la estación K hasta la posición Qc, corregida, de la aeronave de ala fija.
KR	<i>metros</i>	Distancia mínima a la trayectoria de despegue medida. La distancia desde la estación K al punto R, sobre la trayectoria de vuelo medida.
KRc	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	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	<i>metros</i> (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	<i>metros</i> (pies)	Altura de referencia en la aproximación. La altura de la trayectoria de aproximación de referencia sobre la estación de medición de aproximación.
NS	<i>metros</i>	Trayectoria medida del ruido de aproximación. La distancia desde la estación N a la posición S, medida, de la aeronave de ala fija.
NSr	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	Distancia mínima a la trayectoria de aproximación medida. La distancia desde la estación N al punto T, sobre la trayectoria de vuelo medida.
NTr	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	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	<i>metros</i>	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 Apén. 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 Apén. A:** Matemáticamente, la relación se expresa como sigue:

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

$$f > 6\,300 \text{ Hz}$$

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

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

$$a) SLP < SLP(a)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

**Nota 15 Apén. 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 del Apéndice "A" tomarán la forma:

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

$$f > 6\,300 \text{ Hz}$$

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

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

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):  $400 \leq f \leq 6\,300 \text{ Hz}$

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

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

**Nota 16 Apén. 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.

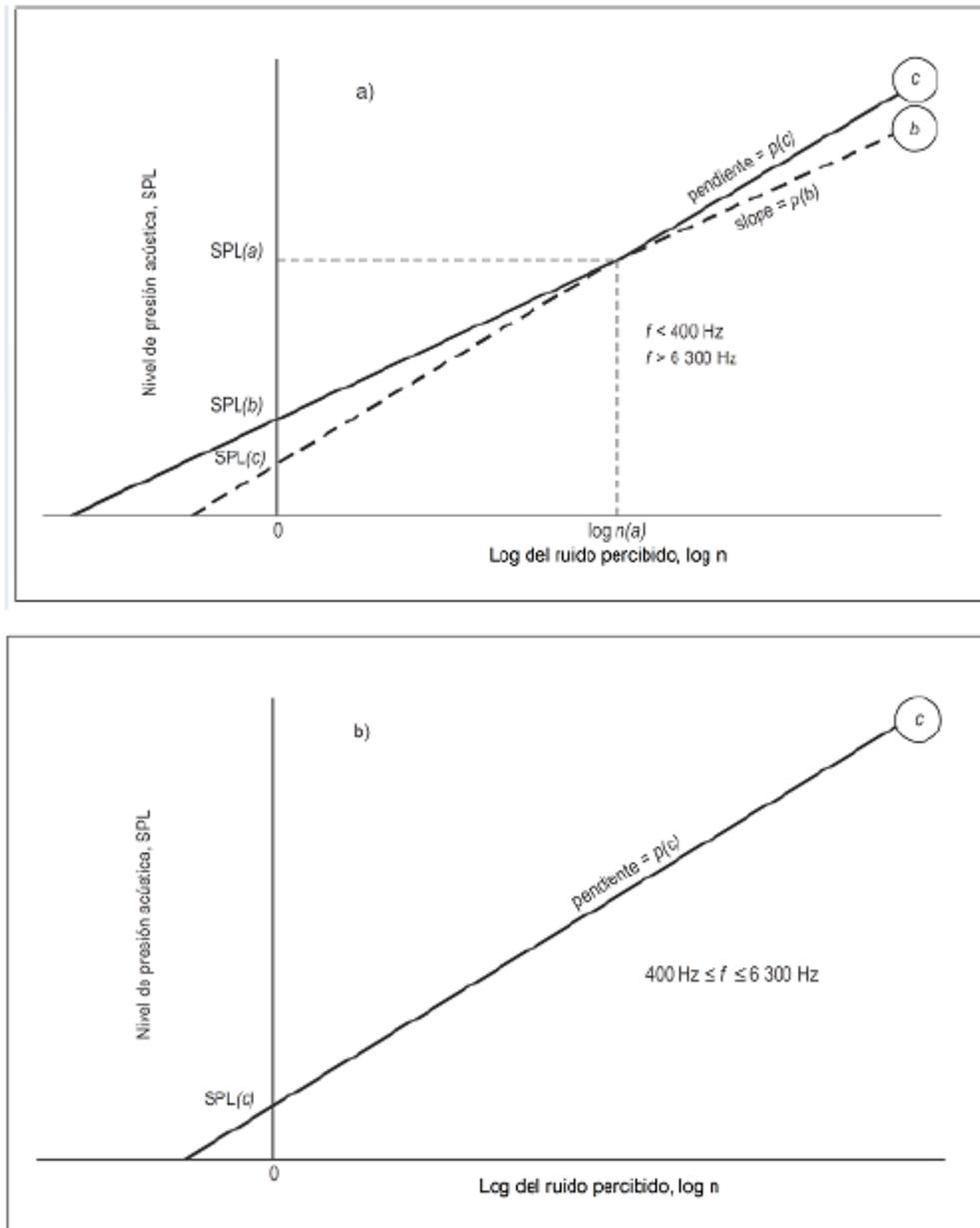


Fig. A1-3. Nivel de presión acústica en función del ruido percibido.

Tabla A1-4. Constantes para los valores no formulados matemáticamente

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

**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**

Frecuencia central de la banda de un tercio de octava	$f_c$ (Hz)	Frecuencia central de la banda de un tercio de octava	$f_c$ (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 Hz	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	0,2
250	0,2	0,4	0,4	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,4	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,5	0,7	0,8	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,5	0,8	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4
630	0,3	0,6	0,9	1,2	1,2	1,0	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5
800	0,4	0,6	1,0	1,5	1,7	1,5	1,2	1,0	0,8	0,7	0,6
1 000	0,4	0,7	1,2	1,8	2,1	2,0	1,7	1,4	1,2	1,0	0,9
1 250	0,4	0,8	1,3	2,1	2,6	2,8	2,4	2,0	1,7	1,4	1,2
1 600	0,5	0,9	1,4	2,3	3,3	3,8	3,4	2,9	2,4	2,0	1,7
2 000	0,6	1,0	1,6	2,6	3,9	4,7	4,7	4,1	3,4	2,8	2,3
2 500	0,7	1,1	1,8	2,9	4,5	5,8	6,4	5,6	4,8	4,0	3,3
3 150	0,8	1,2	2,0	3,2	5,1	7,1	8,3	7,7	6,8	5,7	4,8
4 000	0,9	1,4	2,3	3,6	5,7	8,5	10,5	11,0	9,6	8,3	6,9
5 000	1,0	1,6	2,4	3,8	6,1	9,2	11,7	12,8	11,3	9,9	8,3
6 300	1,3	1,9	2,8	4,3	6,8	10,4	14,2	16,4	15,5	13,7	11,7
8 000	1,6	2,3	3,4	5,0	7,7	11,8	17,0	20,8	22,0	19,4	16,8
10 000	2,1	2,9	4,1	6,0	8,9	13,4	19,9	25,9	29,5	27,2	24,1
12 500	2,9	3,7	5,0	7,1	10,3	15,3	22,7	31,2	36,9	37,6	33,4

**Tabla A1-8. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m**

Frecuencia central de banda Hz	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	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	1,0	1,0	0,8	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	1,2	1,4	1,2	0,9	0,7	0,6	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	1,4	1,8	1,6	1,3	1,0	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8
1 250	0,9	1,6	2,2	2,2	1,8	1,5	1,2	1,0	0,9	0,9	1,0
1 600	1,1	1,9	2,7	3,1	2,6	2,1	1,7	1,4	1,2	1,2	1,3
2 000	1,2	2,0	3,2	3,9	3,6	3,0	2,5	2,0	1,7	1,5	1,6
2 500	1,3	2,3	3,7	4,9	5,0	4,2	3,5	2,8	2,3	2,0	2,0
3 150	1,5	2,5	4,2	6,0	6,8	5,8	4,9	4,0	3,3	2,8	2,7
4 000	1,7	2,9	4,8	7,2	8,7	8,2	7,1	5,9	4,9	4,0	3,6
5 000	1,9	3,1	5,1	7,9	9,8	9,7	8,4	7,0	5,9	4,8	4,2
6 300	2,2	3,5	5,7	9,0	12,0	13,3	11,5	9,9	8,2	6,8	5,8
8 000	2,7	4,1	6,5	10,4	14,8	17,4	16,2	14,1	12,0	10,0	8,3
10 000	3,3	4,9	7,5	11,8	17,7	22,0	23,1	20,1	17,2	14,5	12,1
12 500	4,1	5,9	8,8	13,4	20,5	27,1	30,6	27,5	24,2	20,6	17,4

**Tabla A1-9. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m**

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 30%											
	Temperatura en °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	0,1	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	0,1	0,2	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	1,0	1,1	1,3
2 000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,3	1,4	1,6
2 500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	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	0,1	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	0,3	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	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	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	4,3	4,3	4,7
8 000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	6,1	5,8	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	0,1	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	0,1	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	0,3	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	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,7	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,4	1,1	0,9	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,8	1,6	1,2	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	2,2	1,8	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,8	3,1	2,4	1,9	1,5	1,2	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,4	4,0	3,4	2,7	2,1	1,6	1,5	1,5	1,7	1,8	2,0	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	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	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	0,2
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	0,1	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	0,5	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,6	0,5	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,9	0,7	0,5	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1 000	1,2	1,0	0,7	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,7	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,8	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,9	2,6	2,1	1,6	1,2	1,1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6	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											
	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	0,0	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	0,4	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	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	1,1	1,2	1,3	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	1,7	1,8	2,0
3 150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,9	2,1	2,1	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	3,0	3,3
5 000	6,3	7,3	6,0	4,7	3,7	3,0	3,0	2,7	2,9	3,1	3,4	3,7
6 300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	4,2	3,6	3,6	4,0	4,3	4,7
8 000	8,8	11,8	11,6	9,5	7,6	6,1	5,1	4,9	5,2	5,2	5,7	6,2
10 000	10,2	14,8	16,4	13,7	11,1	9,0	7,4	6,8	6,8	6,8	7,4	8,1
12 500	11,6	18,0	21,4	18,8	15,7	12,8	10,5	9,2	9,0	9,0	9,6	10,5

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

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 80%											
	Temperatura en °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	0,2
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	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1 600	1,9	1,5	1,1	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,6	2,0	1,5	1,1	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,3	1,4	1,6
2 500	3,6	2,9	2,2	1,6	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,7	1,8	2,0
3 150	4,7	4,0	3,1	2,4	1,9	1,7	1,8	1,9	2,1	2,1	2,3	2,5
4 000	5,9	5,6	4,5	3,4	2,7	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	6,6	6,6	5,3	4,1	3,2	2,7	2,6	2,8	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	8,1	9,1	7,4	5,9	4,6	3,7	3,4	3,6	4,0	4,3	4,3	4,7
8 000	9,8	12,0	10,4	8,4	6,7	5,4	4,8	4,8	5,2	5,7	5,7	6,2
10 000	11,5	15,3	14,8	12,2	9,8	7,8	6,7	6,4	6,8	7,4	7,4	8,1
12 500	13,3	18,9	20,5	17,0	13,9	11,3	9,4	8,7	8,9	9,6	9,6	10,5

Tabla A1-15. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 90%											
	Temperatura en °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	0,1	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	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	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	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	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	0,5	0,6	0,6
1 000	0,9	0,6	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8
1 250	1,2	0,9	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0
1 600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2 000	2,4	1,8	1,3	1,0	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,3	2,6	1,9	1,4	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	1,8	2,0
3 150	4,6	3,6	2,8	2,1	1,7	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,3	2,5
4 000	6,0	5,1	4,0	3,0	2,4	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	6,7	6,0	4,8	3,7	2,9	2,6	2,6	2,8	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	8,5	8,3	6,7	5,2	4,0	3,4	3,5	3,6	4,0	4,5	4,5	4,7
8 000	10,4	11,7	9,5	7,6	6,0	4,9	4,5	4,8	5,2	5,7	5,7	6,2
10 000	12,6	15,4	13,5	11,0	8,8	7,1	6,3	6,3	6,8	7,4	7,4	8,1
12 500	14,8	19,4	18,6	15,4	12,4	10,1	8,7	8,3	8,9	9,6	9,6	10,5

Tabla A1-16. Coeficiente de atenuación del sonido en dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 100%											
	Temperatura en °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	0,2
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	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	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	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	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	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8
1 250	1,1	0,8	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	1,0
1 600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,1	1,3
2 000	2,2	1,6	1,2	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2 500	3,0	2,3	1,7	1,3	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	1,8	2,0
3 150	4,2	3,3	2,5	1,9	1,6	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,3	2,5
4 000	5,9	4,7	3,6	2,7	2,2	2,1	2,3	2,5	2,7	3,0	3,0	3,3
5 000	6,8	5,6	4,3	3,3	2,6	2,4	2,6	2,8	3,1	3,4	3,4	3,7
6 300	8,5	7,6	6,0	4,7	3,7	3,3	3,3	3,6	4,0	4,3	4,3	4,7
8 000	10,7	10,8	8,7	6,8	5,3	4,5	4,4	4,8	5,2	5,7	5,7	6,2
10 000	13,3	15,1	12,5	10,0	7,9	6,5	6,0	6,3	6,8	7,4	7,4	8,1
12 500	16,0	19,5	17,2	14,0	11,3	9,2	8,2	8,2	8,9	9,6	9,6	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 Apén. 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 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica.

**Nota 19 Apén. 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 Apén. 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 del 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 del 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 Apén. 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  $\beta$  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 NM) por lo menos.
- c) El punto K representa la estación de medición del ruido de despegue, y la distancia AK es la distancia de medición de despegue especificada. El punto L corresponde a la estación de medición del ruido lateral, situada en una línea paralela al eje de pista a una distancia especificada del mismo, donde es mayor el nivel de ruido de despegue.
- d) Los valores del empuje después de la reducción, si se emplea en las condiciones de ensayo, son tales que produzcan al menos la pendiente mínima de homologación de emisión de ruido para las condiciones de referencia, atmosféricas y de peso.
- e) 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; y  $\delta$  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 del Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave (aprobados por la Autoridad Aeronáutica) 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.
- f) En la Figura A1-6 se ilustran partes de las trayectorias de despegue, medida y corregida, incluyendo las relaciones geométricas importantes que influyen en la propagación del sonido. EF representa la segunda trayectoria constante de vuelo medida con un ángulo de ascenso  $\gamma$ , 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.
- g) 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.

- h)  $R$  representa el punto de la trayectoria medida de despegue que está más próxima a la estación  $K$  de medición del ruido, y  $R_c$  es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo corregida. Las líneas  $KR$  y  $KR_c$ , respectivamente, indican la distancia mínima a las trayectorias de vuelo, medida y corregida; estas líneas son perpendiculares a las trayectorias de vuelo.

Si durante el sobrevuelo se observan dos valores de cresta de PNLT que difieren en menos de 2 TPNdB, el nivel del ruido que, al ser corregido a las condiciones de referencia, dé el valor más elevado, se usará en el cálculo relativo de EPNL para las condiciones de referencia. En este caso, el punto correspondiente a la segunda cresta se obtendrá en la trayectoria de vuelo corregida aplicando los datos aprobados del Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave.

#### A9.3. Perfiles de aproximación.

##### Nota 22 Apén. 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 NM) 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 GI 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 PNLT.

A9.4.1. Siempre que las condiciones atmosféricas ambientes de temperatura y de humedad relativa difieran de las condiciones de referencia, o siempre que las trayectorias de despegue y de aproximación medidas difieran de las trayectorias de referencia, respectivamente, se harán correcciones de los valores EPNL calculados a partir de los datos medidos. Estas correcciones se calcularán según se describe a continuación:

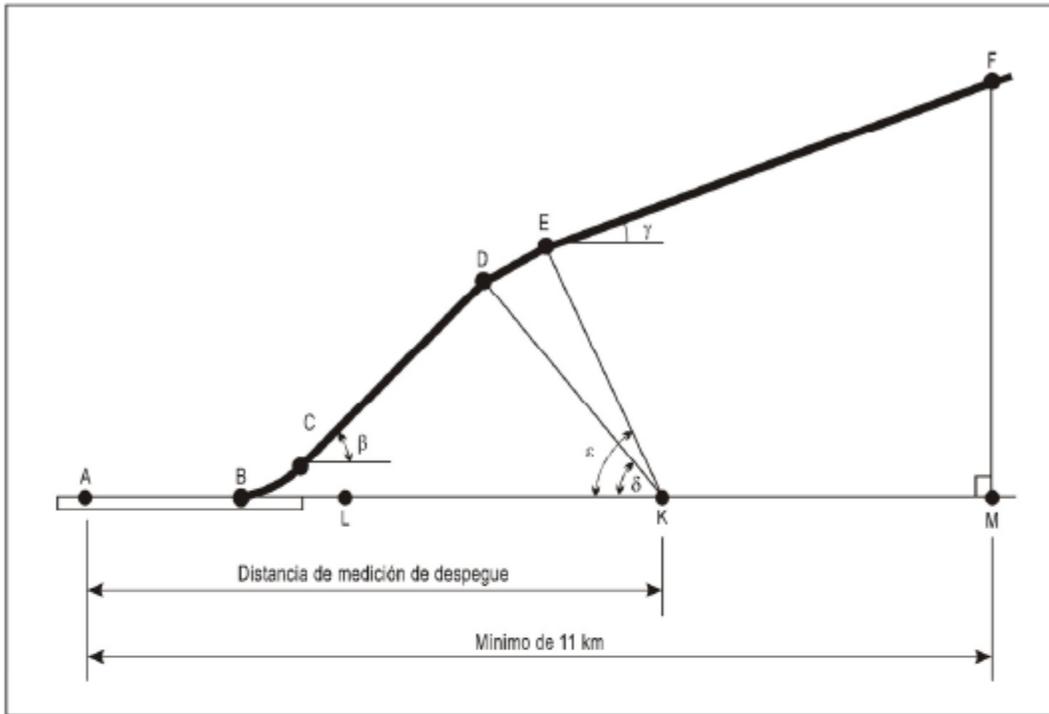


Figura A1-4. Perfil de despegue medido.

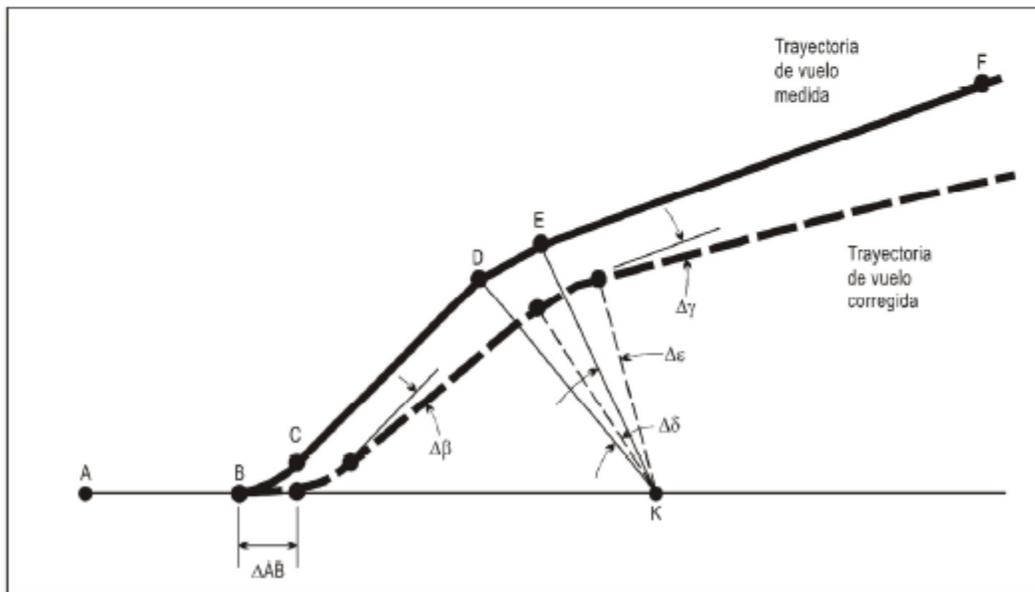


Figura A1-5. Comparación de los perfiles de despegue medidos y corregidos.

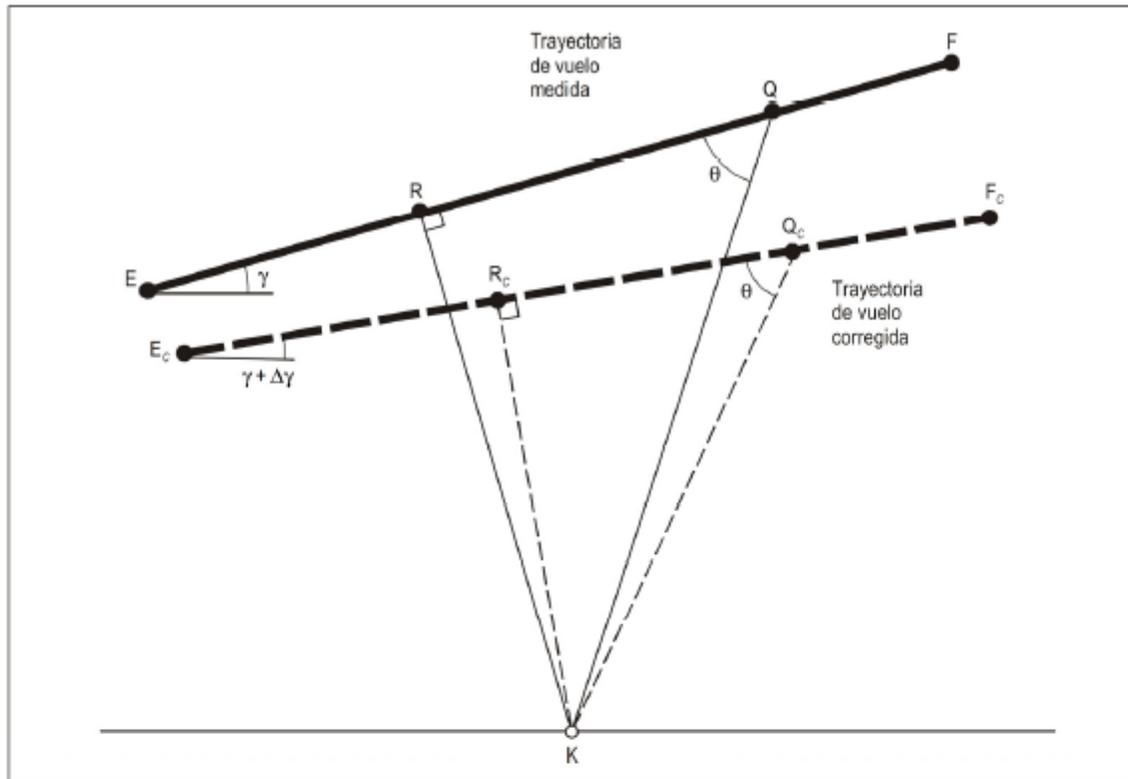


Figura 1-6. Características del perfil de despegue que influyen en el nivel acústico.

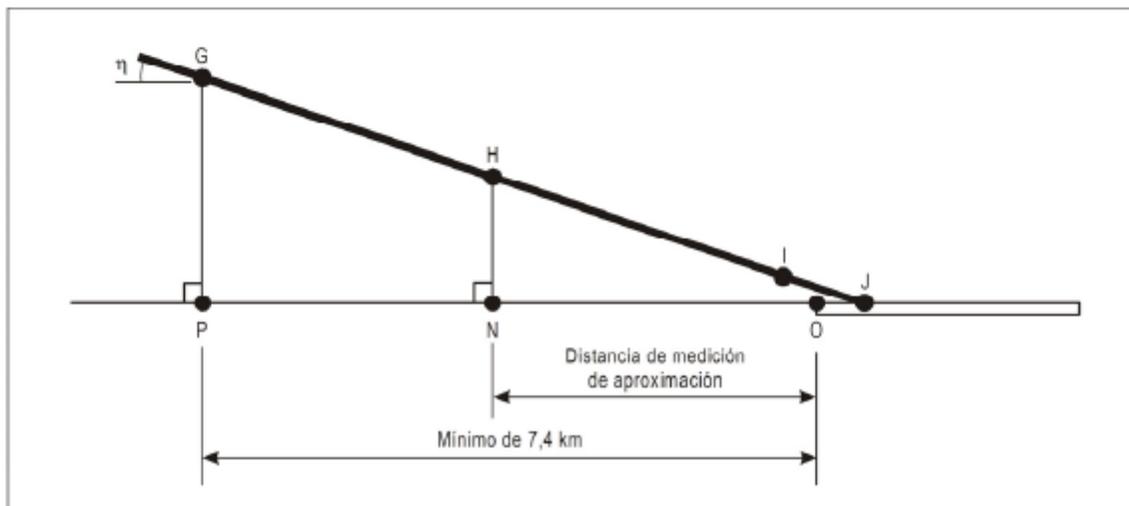


Figura A1-7. Perfil de aproximación medido.

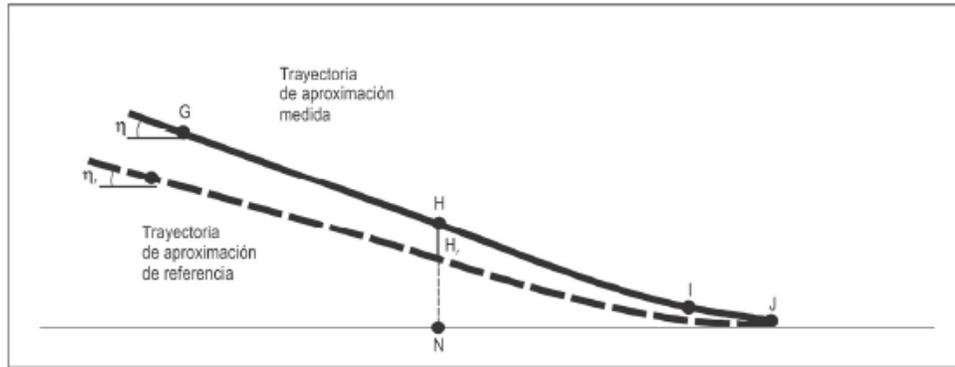


Figura A1-8. Comparación de los perfiles de aproximación medidos y corregidos.

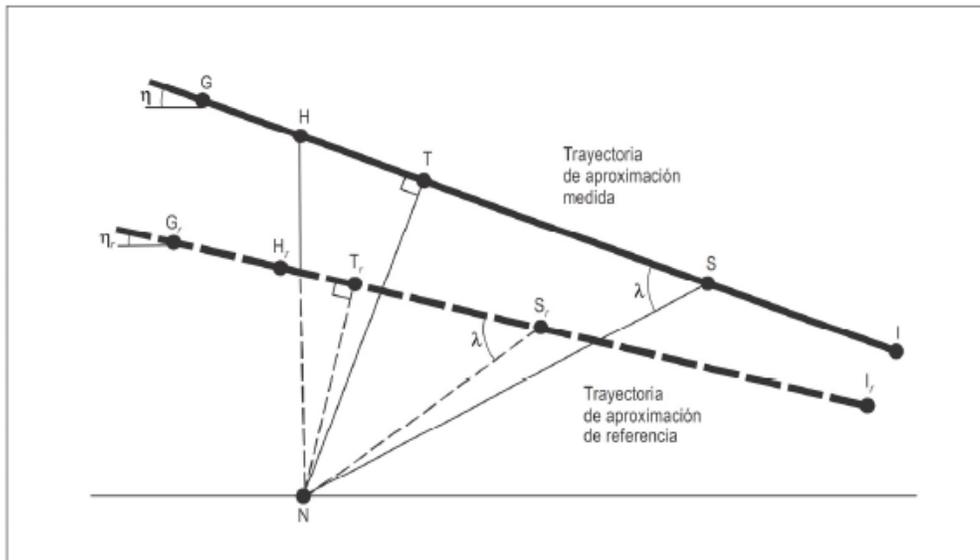


Figura A1-9. Características de perfil de aproximación que influyen en el nivel acústico.

#### 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  $\alpha(i)$  y  $\alpha(i)_o$  los coeficientes de absorción del sonido correspondiente a las condiciones de ensayo y de referencia, respectivamente, para la banda de tercio de octava de orden *i*, y *KQ* es la trayectoria del ruido de despegue medida;
  - 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<sub>c</sub>* 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)<sub>c</sub>* se convertirán entonces en PNLT y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$\Delta_1 = PNLT - PNLTM$$

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

**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 PNLTM en la estación L. Sólo se considerará el término de corrección que tiene en cuenta los efectos del cambio en la absorción atmosférica del sonido. La diferencia entre la longitud de la trayectoria del ruido medida y la de la corregida se considera despreciable por lo que toca a la trayectoria de vuelo lateral. El resto del procedimiento es igual al de la trayectoria de despegue.

**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.

**A9.6. 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.

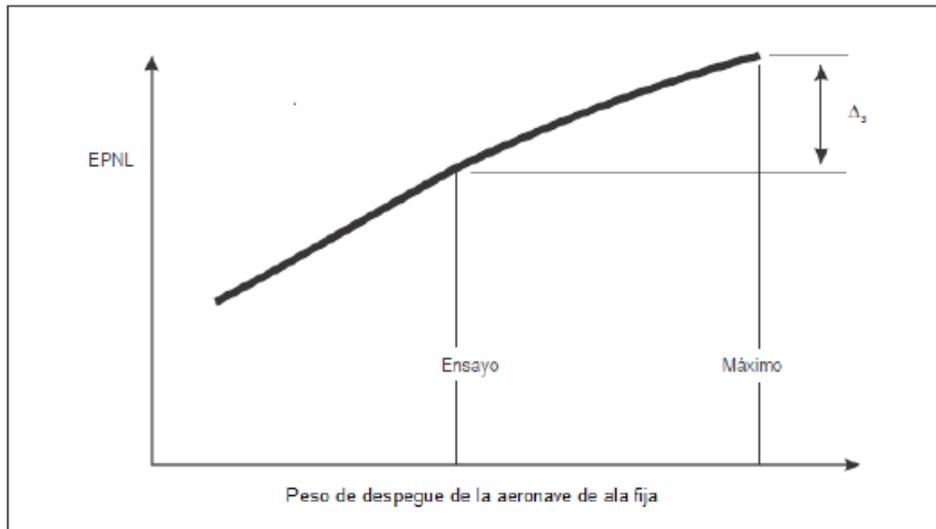


Fig. A1-10. Corrección del peso de despegue correspondiente al EPNL.

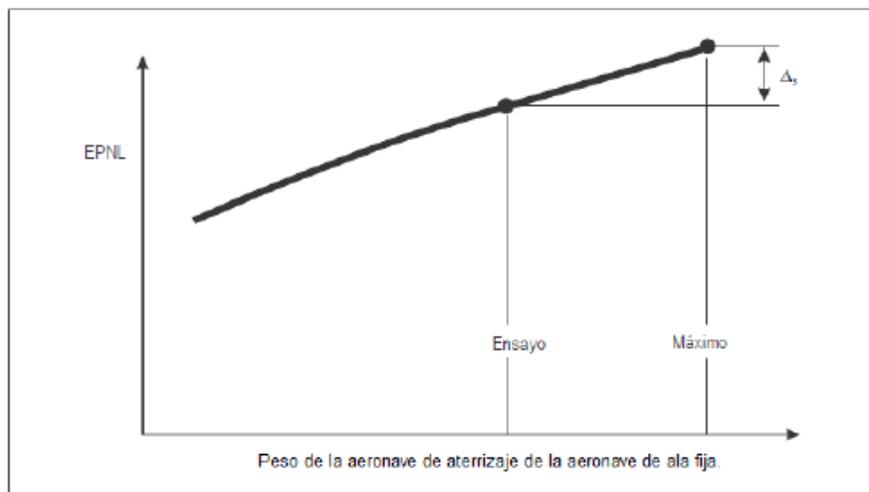


Fig. A1-11. Corrección del peso de aproximación correspondiente al EPNL.

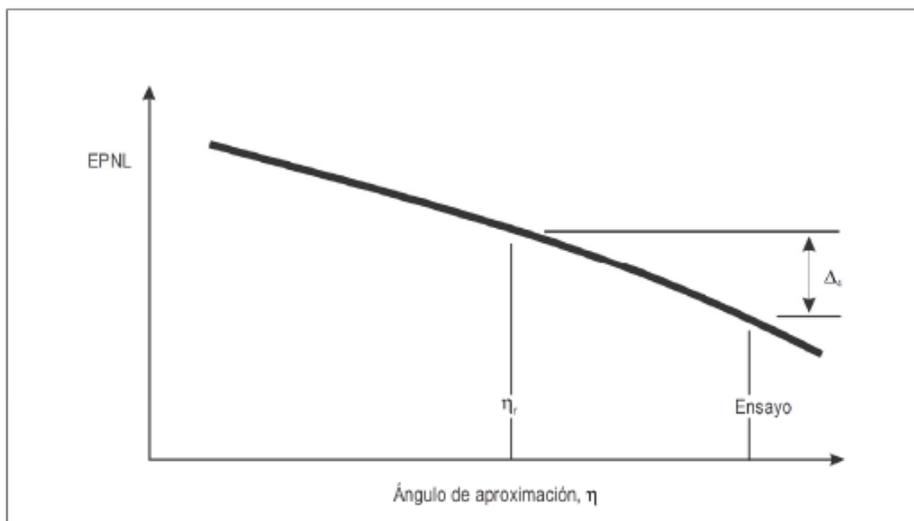


Figura A1-12. Corrección del ángulo de aproximación correspondiente al EPNL.

**Apéndice "B" Normativo: Método de evaluación para la homologación de ruido de:**

**1. Aeronaves de ala fija de reacción subsónicas - Solicitud del certificado de tipo presentada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.**

**2. 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.**

**3. Helicópteros.**

**4. Aeronaves de rotor basculante.**

**Nota 1 Apén. B:** Referirse los numerales 6, 11, 15 y 16 de la presente Norma Oficial Mexicana.

**B2. Introducción.**

**Nota 2 Apén. 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 de ala fija y helicópteros percibido en tierra;
- c) Cálculo del nivel efectivo del ruido percibido a partir de los datos de ruido medidos; y
- d) Notificación de los datos a la Autoridad Aeronáutica y corrección de los datos medidos.

**Nota 3 Apén. 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 Apén. 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.

**B3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.****B3.1. Generalidades.**

**B3.1.1.** 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 Apén. 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 del presente Apéndice.

**B3.2. Medio ambiente de ensayo.****B3.2.1. Emplazamiento de los micrófonos.**

**B3.2.1.1** 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 Apén. B:** Las personas que efectúan las mediciones podrían ellas mismas constituir obstáculos.

**B3.2.2. Condiciones atmosféricas.****B3.2.2.1 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 atmosféricas 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 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.
- 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:

<b>Intervalo Operacional de la velocidad el viento:</b>	Entre 1 m/s (2 kt) más de 10 m/s (20 kt);
<b>Linealidad:</b>	$\pm 5^\circ$ en el intervalo especificado; y
<b>Resolución:</b>	$5^\circ$

**Nota 7 Apén. 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>Linealidad:</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 “ $\arctan(v/u)$ ”.

#### **B3.2.2.2** Medición.

- a) Las mediciones de la temperatura ambiente de la humedad relativa se efectuarán en un punto situado a 10 m (33 ft) sobre el terreno. Para 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 la humedad relativa se habrá hecho dentro de los 30 minutos del ensayo. Los datos de temperatura y humedad relativa en el momento real del ensayo se interpolarán en el tiempo y altura, según sea necesario, a partir de los datos meteorológicos medidos.

**Nota 8 Apén. 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.

#### **B3.2.2.3** 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 Autoridad Aeronáutica, 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.

#### **B3.2.2.4** 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 Apén. 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
- vii) (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 Apén. 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.

#### **B3.2.2.5** División en capas.

- a) Para cada ensayo de la aeronave de ala fija 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 de ala fija, 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 valor determinado a 10 m (33 ft), el coeficiente que ha de utilizarse para el ajuste de los niveles de ruido de la aeronave de ala fija para cada banda de un tercio de octava será el promedio del coeficiente calculado a partir de la temperatura y humedad a 10 m (33 ft) por sobre el terreno y el coeficiente calculado a partir de la temperatura y humedad a la altura de la aeronave de ala fija 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 de ala fija:
  - 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.

#### **B3.3.** Medición de la trayectoria de vuelo.

**B3.3.1.** 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.

**B3.3.2.** 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.

**B3.3.3.** 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.

#### **B4. Medición del ruido de las aeronaves percibido en tierra.**

##### **B4.1. Definiciones.**

**B4.1.1.** 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 Apén. 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 decibeles, 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 decibeles, medida en una gama de niveles para una señal de entrada eléctrica correspondiente al nivel de presión acústica para calibración, ajustada según proceda, para la gama de niveles.
- d) **Dirección de referencia.** La dirección de incidencia del ruido especificada en grados por el Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave 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 decibeles, determinada por el reglaje de los controles que han sido suministrados a un sistema de medición para el registro y un análisis de banda de tercio de octava de una señal de presión acústica. Se redondeará al nivel más cercano el límite superior correspondiente a cualquier gama particular de niveles.
- g) **Gama de niveles de referencia.** La gama de niveles, en decibeles, para determinar la sensibilidad acústica del sistema de medición y que comprende el nivel de presión acústica para calibración.
- h) **Gama lineal de funcionamiento.** Respecto a una gama de niveles y frecuencias indicadas, la gama de niveles, en decibeles, de las señales eléctricas sinusoidales de amplitud constante aplicadas a la entrada de la totalidad del sistema de medición, excluido el micrófono pero incluido el preamplificador de micrófono y todos los demás elementos de acondicionamiento de la señal que se consideran ser parte del sistema de micrófonos, que se extienden desde un límite mínimo a un límite máximo dentro del cual la no linealidad de los niveles está dentro de los límites de tolerancia especificados.

**Nota 12 Apén. 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 decibeles, producido en condiciones de medio ambiente de referencia en la cavidad del acoplador del calibrador de sonido que se utiliza para determinar la sensibilidad acústica general de un sistema de medición.
- j) **Nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos.** Veinte veces el logaritmo de base 10, en decibeles, de la razón de la sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos a la sensibilidad de referencia de un voltio por pascal.

**Nota 13 Apén. B:** Puede determinarse el nivel de sensibilidad de campo libre de un sistema de micrófonos sustrayendo el nivel de presión acústica (en decibeles re 20  $\mu$ Pa) del sonido incidente en el micrófono del nivel de voltaje (en decibeles re 1 V) a la salida del sistema de micrófonos y añadiendo al resultado 93.98 dB.

- k) **No linealidad de los niveles.** La diferencia de niveles, en decibeles, medida en cualquier gama de niveles, a una frecuencia nominal indicada de centro de banda de un tercio de octava, menos la diferencia de los niveles de referencia correspondientes, expresándose todas las señales de entrada y de salida por relación a la misma cantidad de referencia.
- 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 decibeles, sin que esté instalada la pantalla del viento en torno al micrófono, menos el nivel de presión acústica con la pantalla de viento instalada.
- m) **Promedio en el tiempo del nivel de presión acústica en la banda.** Diez veces el logaritmo de base 10, en decibeles, de la razón de la media cuadrática temporal de la presión acústica instantánea durante un intervalo de tiempo indicado y en una banda de un tercio de octava especificada, a la raíz cuadrada de la presión acústica de referencia de 20  $\mu$ 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 Apén. 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.

#### **B4.2.** Condiciones medioambientales de referencia.

**B4.2.1.** 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%.

**B4.3.** Generalidades.

**Nota 15 Apén. 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.4.3.1** El sistema de medición constará de equipo aprobado por la Autoridad Aeronáutica y será equivalente a lo siguiente:

- a) Una pantalla de viento (referirse B3.4 del presente apéndice);
- b) 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).

**B4.3.2.** 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.

**B4.4.** Pantallas del viento.

**B4.4.1.** 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.

**B4.5.** Sistema de micrófonos.

**B4.5.1.** 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, es suficiente para demostrar la conformidad que se efectúe la demostración de que por lo menos uno de los sistemas se conforma plenamente a las especificaciones.

**Nota 16 Apén. 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.

**B4.5.2.** 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.

**B4.5.3.** 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.

**B4.5.4.** 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.

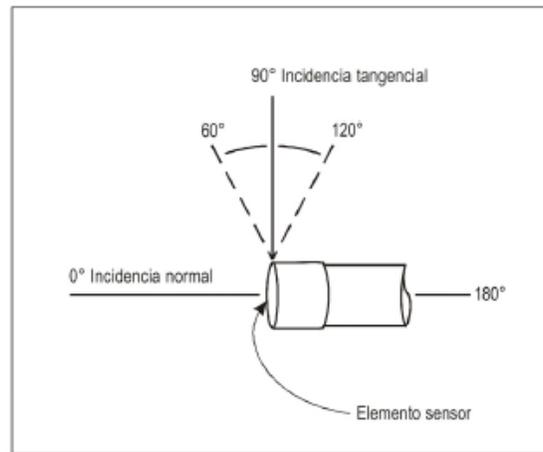


Figura A2-1. Ilustración de los ángulos de incidencia sonora en micrófono.

#### B4.6. Sistemas de registro y reproducción.

**B4.6.1.** 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.

**B4.6.2.** Se calibrarán en la forma descrita en B3.9 del presente apéndice los sistemas de registro y reproducción.

**Nota 17 Apén. 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

**B4.6.3.** 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 Apén. B:** No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos, según lo configurado en el campo.

**B4.6.4.** 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.

**B4.6.5.** 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 Apén. B:** No es necesario incluir los cables de extensión de los micrófonos según lo configurado en el campo.

**B4.6.6.** 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.

**B4.6.7.** 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 Apén. 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.

**B4.6.8.** Debe preverse que ocurra una indicación de sobrecarga durante una condición de sobrecarga en cualquier gama de niveles pertinente.

**B4.6.9.** Los atenuadores incluidos en el sistema de medición permitirán que funcionen modificaciones de la gama de niveles a intervalos conocidos de incrementos de decibeles.

**B4.7.** Sistemas de análisis.

**B4.7.1.** 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.

**B4.7.2.** 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  $500 \text{ ms} \pm 5 \text{ ms}$  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.

**B4.7.3.** 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).

**B4.7.4.** 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  $k = 4$ :

$$L_s(i, k) = 10 \log[(0,13)10^{0,1L_s[i,(k-3)]} + (0,21)10^{0,1L_s[i,(k-2)]} + (0,27)10^{0,1L_s[i,(k-1)]} + (0,39)10^{0,1L_s[i,(k)]}]$$

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 Apén. 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.

**B4.7.5.** 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 Apén. 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.

**B4.7.6.** La resolución de los niveles de presión acústica, presentados y almacenados, será de 0.1 dB o mejor.

#### **B4.8. Instrumentación para calibración.**

**B4.8.1.** Todos los instrumentos utilizados para calibración y determinación de correcciones serán aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

**B4.8.2.** 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 el 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.

**B4.8.3.** 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.

**B4.9.** Calibración y verificación del sistema.

**B4.9.1.** Se realizará la calibración y verificación del sistema de medición y de sus componentes constituyentes a satisfacción de la Autoridad Aeronáutica 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 Autoridad Aeronáutica 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.

**B4.9.2.** 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 Autoridad Aeronáutica y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

**B4.9.3.** 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 fin.

**B4.9.4.** La respuesta de frecuencia de campo libre del sistema de micrófonos puede determinarse utilizando un activador electrostático en combinación con los datos del 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 Autoridad Aeronáutica. Las correcciones se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de banda de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

**B4.9.5.** 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 Autoridad Aeronáutica y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

**B4.9.6.** 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 del

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 Autoridad Aeronáutica y se aplicarán a los niveles medidos de presión acústica de un tercio de octava determinados a la salida del analizador.

**B4.9.7.** 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 Autoridad Aeronáutica 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.

**B4.9.8.** 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 fin. 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.

**B4.9.9.** 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 del Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave a satisfacción de la Autoridad Aeronáutica.

**B4.10.** Ajustes por el ruido de fondo.

**B4.10.1.** 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.

**B4.10.2.** 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.

## **B5. Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido.**

**B5.1.** Generalidades.

**B5.1.1.** 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.

**B5.1.2.** 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.

**B5.1.3.** 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.

#### B5.2. Nivel de ruido percibido.

B5.2.1. 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:

B5.2.1.1 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  $n_{oy}$  del numeral B4.7, del presente apéndice.

B5.2.1.2 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.

B5.2.1.3 Operación 3. Conviértase el ruido total  $N(k)$ , en nivel de ruido percibido  $PNL(k)$ , mediante la fórmula:

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

#### B5.3. Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales.

B5.3.1. 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:

B5.3.1.1 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), calcúlense los cambios de nivel de presión acústica (o las "pendientes") en las demás bandas, como sigue:

$s(3,k) = \text{sin ningún valor}$

$s(4,k) = SPL(4,k) - SPL(3,k)$

- 
- 
-

$$s(i,k) = SPL(i,k) - SPL(i-1,k)$$

•  
•  
•

$$s(24,k) = SPL(24,k) - SPL(23,k)$$

B5.3.1.2 Operación 2. Enciérrase 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:

$$|\Delta s(i,k)| = |s(i,k) - s(i-1,k)| > 5$$

B5.3.1.3 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.

B5.3.1.4 Operación 4. Calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica  $SPL'(i,k)$ , como sigue:

- 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 precedente y subsiguiente:

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

- 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:

$$SPL'(24,k) = SPL(23,k) + s(23,k)$$

B5.3.1.5 Operación 5. Procediendo como se indica a continuación, calcúlense las nuevas pendientes  $s'(i,k)$ , incluyendo una para una banda 25 imaginaria:

$$s'(3,k) = s'(4,k)$$

$$s'(4,k) = SPL'(4,k) - SPL'(3,k)$$

•  
•  
•

$$s'(i,k) = SPL'(i,k) - SPL'(i-1,k)$$

•  
•  
•

$$s'(24,k) = SPL'(24,k) - SPL'(23,k)$$

$$s'(25,k) = s'(24,k)$$

B5.3.1.6 Operación 6. Respecto a  $i$  calcúlese desde 3 hasta 23 (o desde 1 a 23 para los helicópteros), la media aritmética de las tres pendientes contiguas, como sigue:

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

B5.3.1.7 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:

$$SPL''(3,k) = SPL(3,k)$$

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + s(3,k)$$

•  
•  
•

$$SPL''(i,k) = SPL''(i-1,k) + s(i-1,k)$$

- 
- 
- 

$$SPL''(24,k) = SPL''(23,k) + s(23,k)$$

B5.3.1.8 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.

B5.3.1.9 Operación 9. Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica  $F(i,k)$  y de la Tabla A2-2, del presente apéndice, determinense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

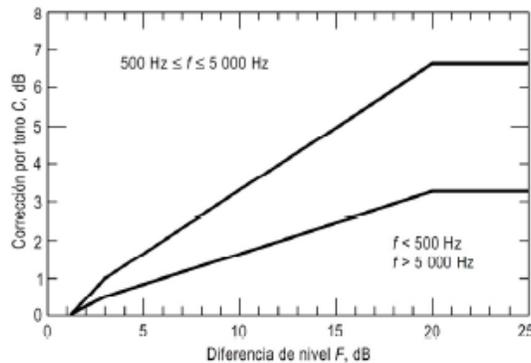
B5.3.1.10 Operación 10. Designese como  $C(k)$  el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9.

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  $SPL'(i,k)$  y se utilizará para calcular un factor de corrección por tono, para la banda de un tercio de octava de que se trate.

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.

**B5.3.2.** 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 Autoridad Aeronáutica:

**B5.3.3.** o bien que esto no ha tenido lugar,

**B5.3.4.** 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.

**B5.4.** Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.

**B5.4.1.** Los niveles de ruido percibido corregido por tono, PNLTK(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 PNLTK(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 Apén. B:** La Figura A2-2 es un ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo con clara indicación del valor máximo.

**B5.4.2.** 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 éste 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.

$$C_{avg} = [C(k_M - 2) + C(k_M - 1) + C(k_M) + C(k_M + 1) + C(k_M + 2)]/5$$

$$\text{Si } C_{avg} > C(k_M) \text{ entonces } \Delta_B = C_{avg} - C(k_M), \text{ y}$$

$$PNLTM = PNLTK(k_M) + \Delta_B$$

**B5.4.3.** El valor de PNLTM corregido para la compartición de banda debe utilizarse para el cálculo del EPNL.

**B5.5.** Duración del ruido.

**B5.5.1.** 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 PNLTK(k) con respecto al PNLTM:

- a) Se determina el primer valor de PNLTK(k) mayor que PNLTM - 10 dB. Este valor se compara con el valor de PNLTK para el punto precedente. El punto relacionado con el valor más cercano a PNLTM - 10 dB se determina como primer punto a menos de 10 dB. El incremento conexo se designa como  $k_F$ ; y
- b) Se determina el último valor de PNLTK(k) mayor que PNLTM - 10 dB. Este valor se compara con el valor del PNLTK 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 Apén. B:** En la Figura A2-2 se ilustra la selección del primer y el último punto a menos de 10 dB,  $k_F$  y  $k_L$ .

**B5.5.2.** La duración del ruido expresada en segundos será igual al número de valores PNLTK(k) de  $k_F$  a  $k_L$  inclusive, multiplicado por 0,5.

**B5.5.3.** 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.

**B5.6.** Nivel efectivo de ruido percibido

**B5.6.1.** Si el nivel instantáneo del ruido percibido corregido por tono se expresa en términos de una función continua respecto del tiempo, PNLTK(t), entonces el nivel efectivo del ruido percibido, EPNL, se definiría como el nivel, en EPNdB, de la integral en el tiempo de PNLTK(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 PNLTK(t) es por primera vez igual a PNLTM -10, y  $t_2$ , el instante en que PNLTK(t) es por última vez igual al PNLTM -10.

$$EPNL = 10 \log \frac{1}{T_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{0,1PNLT(t)} dt$$

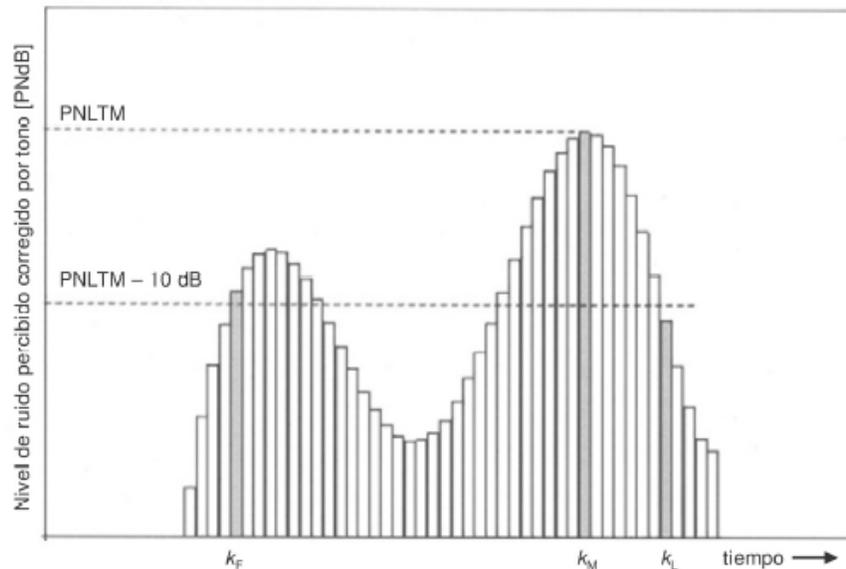


Figura A2-2. Ejemplo de historial de tiempo de ruido en sobrevuelo.

B5.6.2. En la práctica el PNLT no se expresa como función continua respecto del tiempo dado que se calcula a partir de valores discretos de PNLT(k) cada medio segundo. En este caso, la definición de trabajo básica para EPNL se obtiene sustituyendo la integral 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 Apén. B:** 13 dB es una constante que relaciona los valores de medio segundo de PNLT(k) con la duración de referencia de 10 segundos  $T_0$ :  $10 \log(0,5/10) = -13$

B5.6.3. 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.

B5.7. Formulación matemática de las tablas noy.

B5.7.1. 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.

B5.7.2. 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
- Las coordenadas de los puntos de discontinuidad,  $SPL(a) \text{ y } \log n(a)$ ;  $SPL(d) \text{ y } \log n = -1,0$ ; y  $SPL(e) \text{ y } \log n = \log(0,3)$ .

B5.7.3. Las ecuaciones son las siguientes:

- a)  $SPL \geq SPL(a)$   
 $n = \text{antilog} \{M(c)[SPL - SPL(c)]\}$
- b)  $SPL(b) \leq SPL \leq SPL(a)$   
 $n = \text{antilog} \{M(b)[SPL - SPL(b)]\}$
- c)  $SPL(e) \leq SPL \leq SPL(b)$   
 $n = 0,3 \text{ antilog} \{M(e)[SPL - SPL(e)]\}$
- d)  $SPL(d) \leq SPL \leq SPL(e)$   
 $n = 0,1 \text{ antilog} \{M(d)[SPL - SPL(d)]\}$

B5.7.4. En la Tabla A2-3 figuran los valores de las constantes necesarias para calcular el ruido percibido en función del nivel de presión acústica.

**B6. Notificación de datos a la Autoridad Aeronáutica.**

B6.1. Generalidades.

B6.1.1. Los datos que representan mediciones físicas o correcciones de datos medidos se registrarán de manera permanente y se anexarán al expediente.

B6.1.2. Todas las correcciones serán aprobadas por la Autoridad Aeronáutica en especial las correcciones de mediciones que se refieran a desviaciones en la actuación del equipo.

B6.1.3. Se notificarán, cuando se requiera, los cálculos de los distintos errores inherentes a cada una de las operaciones realizadas para obtener los datos definitivos.

B6.2. Notificación de datos.

B6.2.1. 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.

B6.2.2. 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 Hz	SPL(a)	SPL(b)	SPL(c)	SPL(d)	SPL(e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098
2	63	85,9	60	51	44	51	0,040570	↑	0,068160	"
3	80	87,3	56	49	39	46	0,036831	↑	"	0,052288
4	100	79,0	53	47	34	42	"	↑	0,059640	0,047534
5	125	79,8	51	46	30	39	0,035336	↑	0,053013	0,043573
6	160	76,0	48	45	27	36	0,033333	↑	↑	"
7	200	74,0	46	43	24	33	"	↑	↑	0,040221
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051	↑	↑	0,037349
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	0,030103	↑	0,034859
10	400	∞	40	40	16	25	0,030103	↑	↑	↑
11	500	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
12	630	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
13	800	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
14	1 000	↑	40	40	16	25	↑	↑	↑	↑
15	1 250	↑	38	38	15	23	0,030103	↑	0,053013	0,034859
16	1 600	↑	34	34	12	21	0,029960	↑	0,059640	0,040221
17	2 000	↑	32	32	9	18	↑	↑	"	0,037349
18	2 500	↑	30	30	5	15	↑	↑	0,047712	0,034859
19	3 150	↑	29	29	4	14	↑	↑	"	↑
20	4 000	↑	29	29	5	14	↑	↑	0,053013	↑
21	5 000	↑	30	30	6	15	↑	↑	"	0,034859
22	6 300	∞	31	31	10	17	0,029960	0,029960	0,068160	0,037349
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	"	0,079520	"
24	10 000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,059640	0,043573

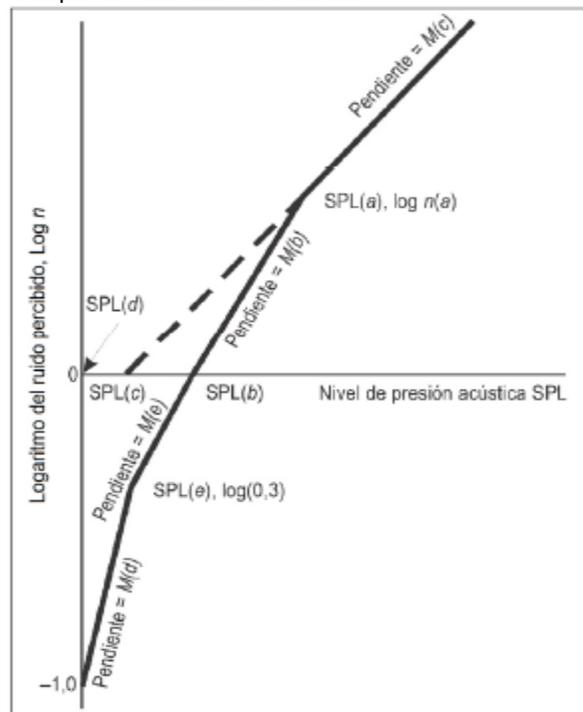
**B6.2.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral B2 del presente apéndice:

- a) La temperatura del aire y la humedad relativa;
- b) Las velocidades del viento y las direcciones del viento; y
- c) La presión atmosférica.

**B6.2.4.** Se notificarán comentarios sobre la topografía local, la vegetación y fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**B6.2.5.** Se dará la siguiente información:

- a) Tipo, modelo y números de serie (si los hubiere) de la aeronave, de los motores, de las hélices o de los rotores (según corresponda);
- b) Las dimensiones totales de la aeronave y ubicación de los motores y de los rotores (si corresponde);
- c) El peso total de la aeronave y los límites del centro de gravedad para cada serie de pruebas realizadas;
- d) La configuración de la aeronave, p. ej., las posiciones de los flaps, de los frenos aerodinámicos y del tren de aterrizaje y los ángulos de paso de las hélices (si corresponde);
- e) Si 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 (nudos);
- 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 del 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 Autoridad Aeronáutica.



**Figura A2-3.** Ejemplo del nivel de ruido percibido corregido por tono, en función del tiempo de sobrevuelo del avión

**B6.3.** Notificación de las condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido.

**B6.3.1.** 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 Norma Oficial Mexicana, notificándose esas condiciones, junto con los parámetros, procedimientos y configuraciones de referencia.

**B6.4.** Validez de los resultados.

**B6.4.1.** 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 Apén. 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.

**B6.4.2.** 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 promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifique de otro modo la Autoridad Aeronáutica.

**B6.4.3.** 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.

**B7. Nomenclatura: símbolos y unidades.**

Símbolo	Unidad	Significado
antilog	---	Antilogaritmo de base 10.
C(k)	dB	Corrección por tono. El factor que ha de sumarse al PNL(k) para tener en cuenta la presencia de irregularidades espectrales tales como tonos en el k-ésimo incremento de tiempo.
d	s	Duración. La longitud del ruido significativo en función del tiempo, correspondiente al intervalo de tiempo entre los límites t(1) y t(2), redondeado al 0,5 segundos más próximo.
D	dB	Corrección por duración. El factor que ha de sumarse al PNLTM para tener en cuenta la duración del ruido.
EPNL	EPNdB	Nivel efectivo de ruido percibido. El valor de PNL ajustado, tanto para tener en cuenta las irregularidades espectrales como la duración del ruido. (Se usa la unidad EPNdB en vez de la unidad dB).
f(i)	Hz	Frecuencia. La frecuencia media geométrica de la banda de tercio de octava de orden i.
F(i,k)	dB	Delta-dB. La diferencia entre el nivel de presión acústica original y el nivel final de presión acústica de banda ancha, en la banda de tercio de octava de orden i y para el instante de orden k.

<b>Símbolo</b>	<b>Unidad</b>	<b>Significado</b>
$h$	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 $\log n$ .
$n$	<i>noy</i>	Ruido percibido. El ruido percibido en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i, k)$	<i>noy</i>	Ruido percibido. El ruido percibido en el instante de orden $k$ , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden $i$ .
$n(k)$	<i>noy</i>	Ruido percibido máximo. El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden $k$ .
$N(k)$	<i>noy</i>	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 $\log n$ .
$PNL$	<i>PNdB</i>	Nivel de ruido percibido. El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
$PNL(k)$	<i>PNdB</i>	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).
$PNLM$	<i>PNdB</i>	Nivel máximo de ruido percibido. El valor máximo de PNL( $k$ ). (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
$PNLT$	<i>PNdB</i>	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).
$PNLT(k)$	<i>TPNdB</i>	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).
$PNLTM$	<i>TPNdB</i>	Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono. El valor máximo de PNL( $k$ ). (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
$PNLT_r$	<i>TPNdB</i>	Nivel de ruido percibido corregido por tono, ajustado a las condiciones de referencia.

<b>Símbolo</b>	<b>Unidad</b>	<b>Significado</b>
$s(i, k)$	<i>dB</i>	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>i</i> y para el instante de orden <i>k</i> .
$\Delta s(i, k)$	<i>dB</i>	Cambio de pendiente del nivel de presión acústica.
$s'(i, k)$	<i>dB</i>	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>i</i> y para el instante de orden <i>k</i> .
$\bar{s}(i, k)$	<i>dB</i>	Pendiente media del nivel de presión acústica.
<i>SPL</i>	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Nivel de presión acústica. El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
<i>SPL(a)</i>	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Coordenada de discontinuidad de noy. El valor <i>SPL</i> del punto de intersección de las rectas que representan la variación de <i>SPL</i> en función de $\log n$ .
<i>SPL(b)</i> <i>SPL(c)</i>	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Ordenadas de noy en el origen. Las intersecciones con el eje <i>SPL</i> de las rectas que representan la variación de <i>SPL</i> en función de $\log n$ .
$SPL(i, k)$	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Nivel de presión acústica. El nivel de presión acústica en el instante de orden <i>k</i> que ocurre en la banda de tercio de octava de orden <i>i</i> .
$SPL'(i, k)$	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	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>i</i> y para el instante de orden <i>k</i> .
$SPL(i)$	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Nivel máximo de presión acústica. El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden <i>i</i> del espectro para PNLTM.
$SPL(i)_r$	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	Nivel máximo de presión acústica corregido. El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden <i>i</i> del espectro para PNLTM corregido por la absorción atmosférica del sonido.
$SPL''(i, k)$	<i>dB ref.</i> <i>20 μPa</i>	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>i</i> y para el instante de orden <i>k</i> .
<i>t</i>	<i>s</i>	Tiempo transcurrido. La longitud de tiempo medida a partir de la referencia cero.
<i>t1, t2</i>	<i>s</i>	Límite de tiempo. El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por <i>h</i> .
$\Delta t$	<i>s</i>	Incremento de tiempo. La serie de incrementos de tiempo de igual magnitud, para los cuales se calculan PNL( <i>k</i> ) y PNL( <i>k</i> ).
<i>T</i>	<i>s</i>	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 <i>T</i> = 10 s.
<i>t(°C)</i>	<i>°C</i>	Temperatura. La temperatura atmosférica ambiente.
$\alpha(i)$	<i>dB/100m</i>	Absorción atmosférica de ensayo. La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden <i>i</i> para la temperatura atmosférica y la humedad relativa medidas.

Símbolo	Unidad	Significado
$\alpha(i)_0$	<i>dB/100m</i>	Absorción atmosférica de referencia. La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden <i>i</i> para la temperatura atmosférica y la humedad relativa de referencia.
$A_1$	<i>grados</i>	Ángulo del primer ascenso constante*.
$A_2$	<i>grados</i>	Ángulo del segundo ascenso constante**.
$\delta$ $\varepsilon$	<i>grados</i> <i>grados</i>	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.
$\eta$	<i>grados</i>	Ángulo de aproximación.
$\eta_r$	<i>grados</i>	Ángulo de aproximación de referencia.
$\theta$	<i>grados</i>	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.
$\psi$	<i>grados</i>	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.
$\mu$	<i>grados</i>	Parámetro de emisión de ruido del motor. (referirse 9.3.4.)
$\Delta_1$	<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 de ensayo.
$\Delta_2$	<i>EPNdB</i>	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.
$\Delta_3$	<i>EPNdB</i>	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.

### **B8. Atenuación del sonido en el aire.**

**B8.1.** La atenuación atmosférica  $\alpha$  del sonido se determinará de conformidad con el procedimiento que se indica a continuación.

**B8.2.** La relación entre la atenuación del sonido, la frecuencia, la temperatura y la humedad, se expresa con las ecuaciones siguientes:

$$\alpha(i) = 10^{[2,05 \log(f_0/1000 + 1,1394 \times 10^{-5} \theta - 1,916984)]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8,42994 \times 10^{-5} \theta - 2,755624]}$$

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

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 °C; y

H es la humedad relativa expresada como porcentaje.

B8.3. Las ecuaciones que figuran en el numeral B7.2 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		

Cuando sea necesario, utilícese un término de interpolación cuadrática.

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

## B9. Ajuste de los resultados de los ensayos en vuelo de las aeronaves.

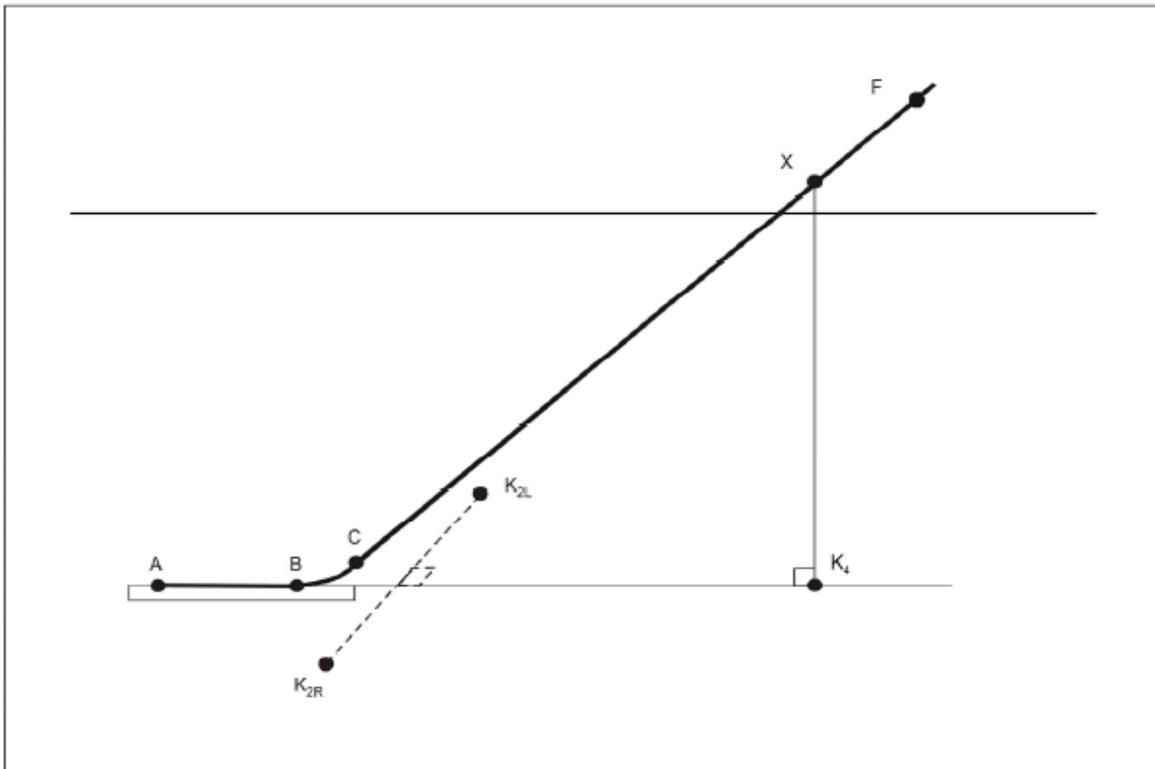
### B9.1. Perfiles de vuelo y geometría del ruido

**B9.1.1.** 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 Apén. 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.

**B9.1.1.2** Características del perfil de referencia para ruido lateral con plena potencia. En la Figura A2-4, 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:

- 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 F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y
- b) 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.**

**B9.1.1.3** 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 Apén. 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 K1 es el punto de medición del ruido de sobrevuelo y AK1 es la distancia especificada a partir del inicio del recorrido hasta el punto de medición del ruido de sobrevuelo.

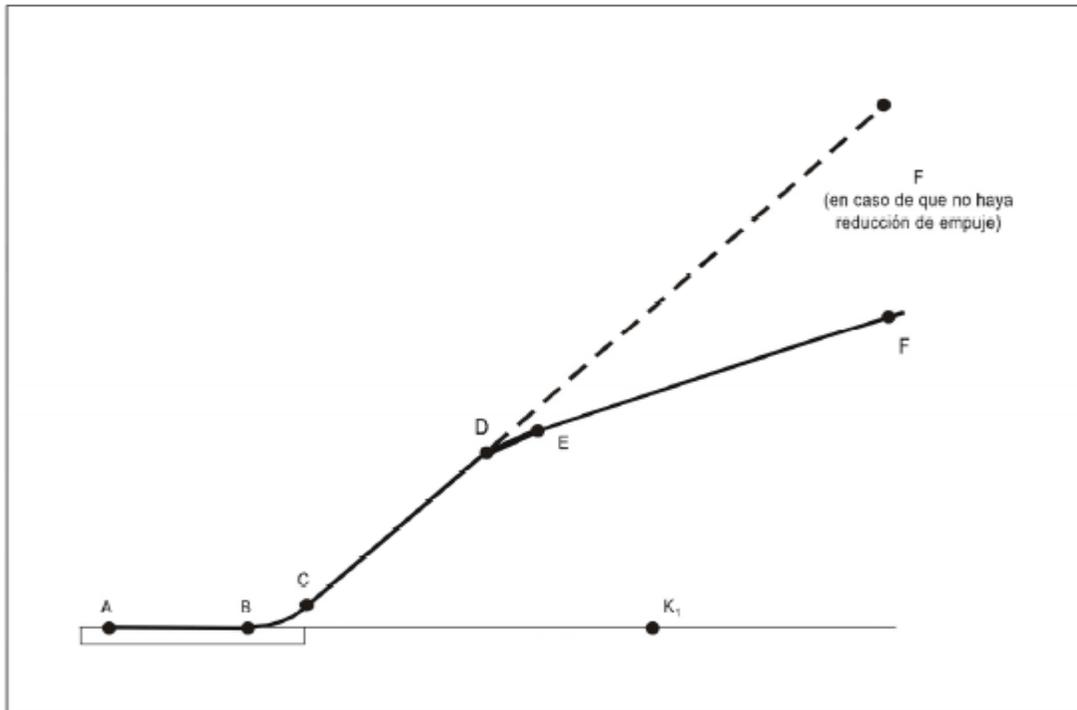


Figura A2-5. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para aeronaves de ala fija.

**B9.1.1.4** 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 Apén. B:** Para las mediciones durante la aproximación, el punto de referencia de la aeronave de ala fija será la antena del ILS.

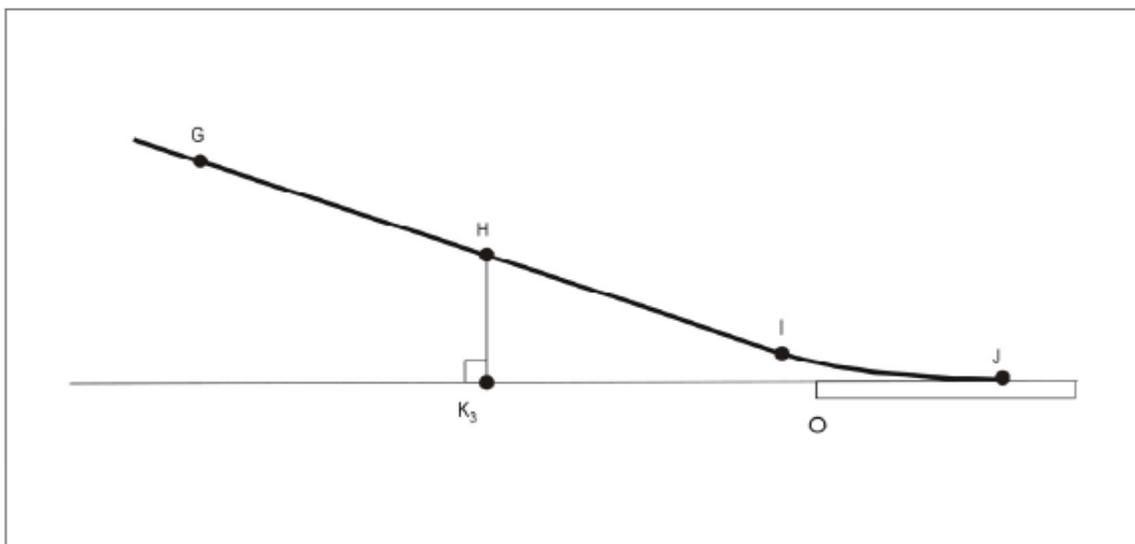


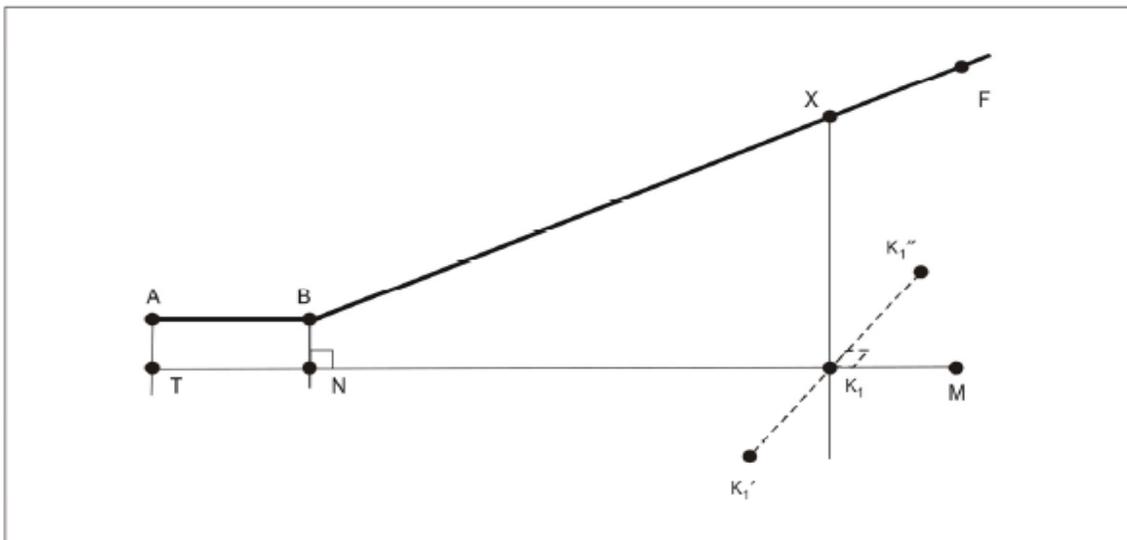
Figura A2-6. Características del perfil de aproximación de referencia para aeronaves de ala fija.

**B9.1.2. Perfiles de vuelo de helicópteros.**

**B9.1.2.1** 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:

- a) El helicóptero se estabiliza inicialmente en vuelo horizontal en el Punto A al régimen óptimo de ascenso  $V_y$ . El helicóptero continúa hasta el punto B donde se aplica la potencia de despegue y se inicia el ascenso en régimen estabilizado. Se mantendrá el ascenso en régimen estabilizado a través del punto X y más allá hasta el punto F, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y
- b) El punto  $K_1$  es el punto de medición del ruido de despegue y  $NK_1$  es la distancia especificada entre el inicio del ascenso en régimen estabilizado y el punto de medición del ruido de despegue de referencia. Los puntos  $K_1'$  y  $K_1''$  son puntos conexos de medición del ruido situados en la línea  $K_1'$  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 Apén. 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.**

**B9.1.2.2** 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 correspondiente a las mediciones del ruido efectuadas en los puntos de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) El helicóptero se estabiliza en vuelo horizontal en el punto D y pasa por el punto W, en la vertical del punto de medición del ruido de sobrevuelo  $K_2$ , hasta el punto E, final de la trayectoria de vuelo de ruido; y
- b) El punto  $K_2$  es el punto de medición del ruido de sobrevuelo y  $K_2W$  es la altura especificada del helicóptero en la vertical del punto de medición del ruido de sobrevuelo. Los puntos  $K_2'$  y  $K_2''$  son los puntos de medición del ruido asociados emplazados en una línea  $K_2'$  y  $K_2''$  a través de  $K_2$  perpendicularmente a la derrota de sobrevuelo RS y a la distancia especificada a cada lado de  $K_2$ .

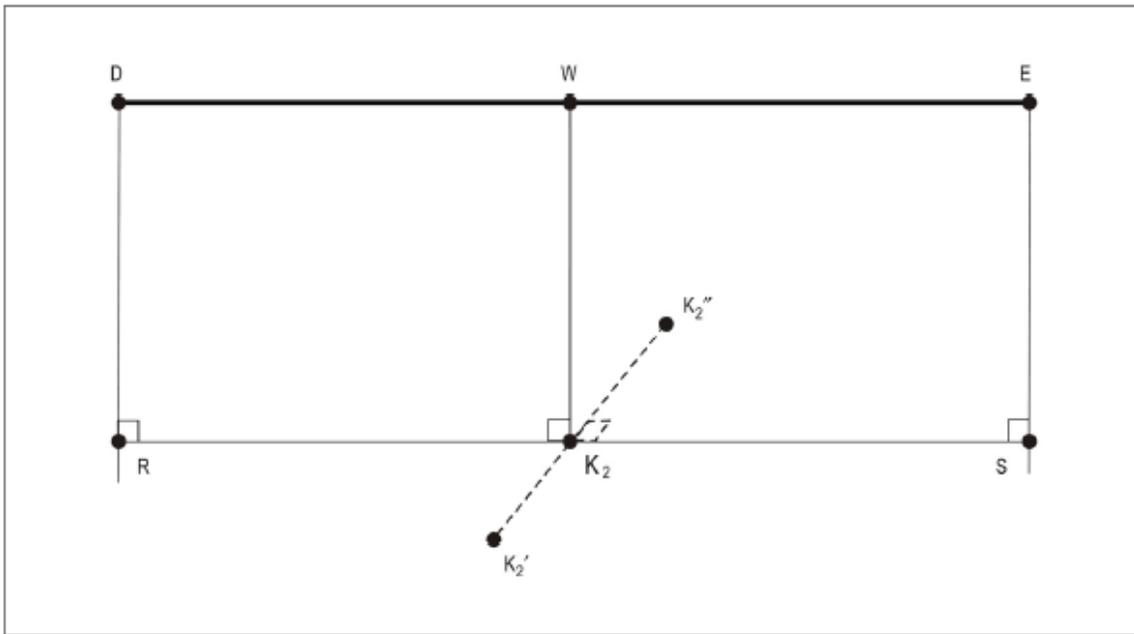


Figura A2-8. Características del perfil de sobrevuelo de referencia para helicópteros.

**B9.1.2.3** 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<sub>3</sub> es el punto de medición del ruido de aproximación y K<sub>3</sub>H es la altura especificada del helicóptero en la vertical del punto de medición del ruido de aproximación. Los puntos K<sub>3</sub>' y K<sub>3</sub>'' son puntos de medición de los ruidos conexos emplazados en una línea K<sub>3</sub>' y K<sub>3</sub>'' perpendicularmente a la derrota de aproximación PU y a la distancia especificada a cada lado de K<sub>3</sub>.

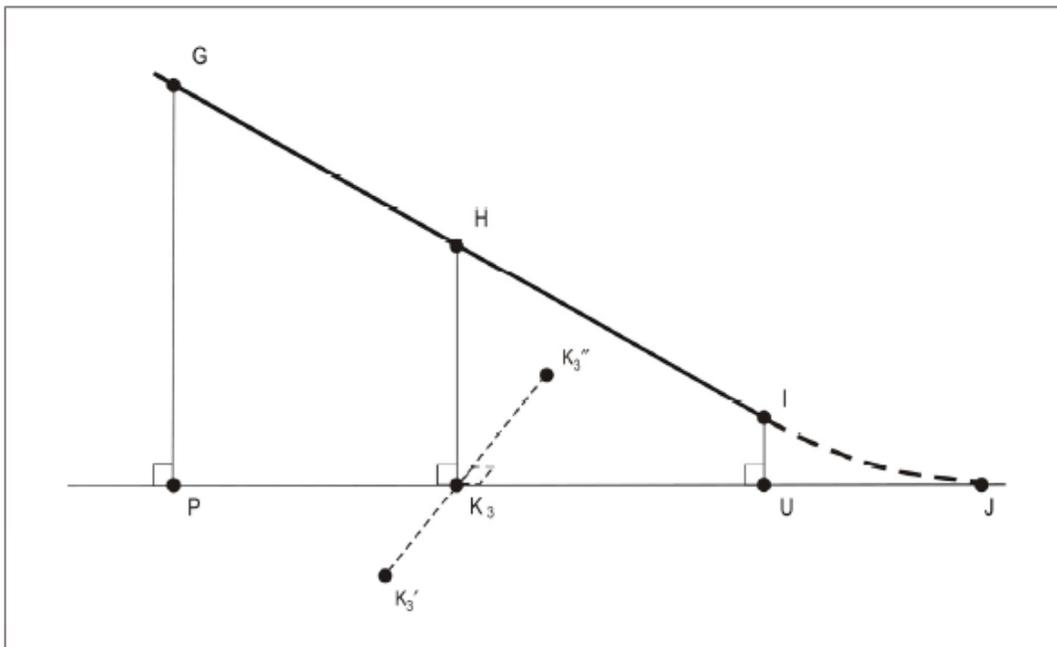


Figura A2-9. Características del perfil de aproximación de referencia para helicópteros.

B9.1.3. Ajuste de los niveles de ruido medidos a partir de los perfiles medido y de referencia en el cálculo del EPNL

**Nota 31 Apén. 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.

B9.1.3.2 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  $X_r Y_r$  la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [Figura A2-10 b)] del presente apéndice; y
- b) K el punto de medición del ruido real y  $K_r$  es el punto de medición del ruido de referencia. Q representa la posición de la aeronave en la trayectoria de vuelo medida en la que se emitió el ruido y se observó como PNLTM en el punto K. El ángulo entre QK y la dirección de vuelo a lo largo de la trayectoria de vuelo medida es  $\theta$ , ángulo de emisión acústica.  $Q_r$  es el punto correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia donde el ángulo entre  $Q_r K_r$  es también  $\theta$ . QK y  $Q_r K_r$  son las trayectorias de propagación del ruido de medición y del de referencia, respectivamente.

**Nota 32 Apén. 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.

B9.1.3.3 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  $X_r Y_r$  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  $Q_r K_r$  y la dirección de vuelo a lo largo de la trayectoria de vuelo de referencia es también  $\theta$ , y el ángulo entre  $Q_r K_r$  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 Apén. 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.

B9.1.3.4 En ambas situaciones, el ángulo de emisión acústica  $\theta$  se establecerá utilizando geometría tridimensional.

B9.1.3.5 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 Apén. 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.

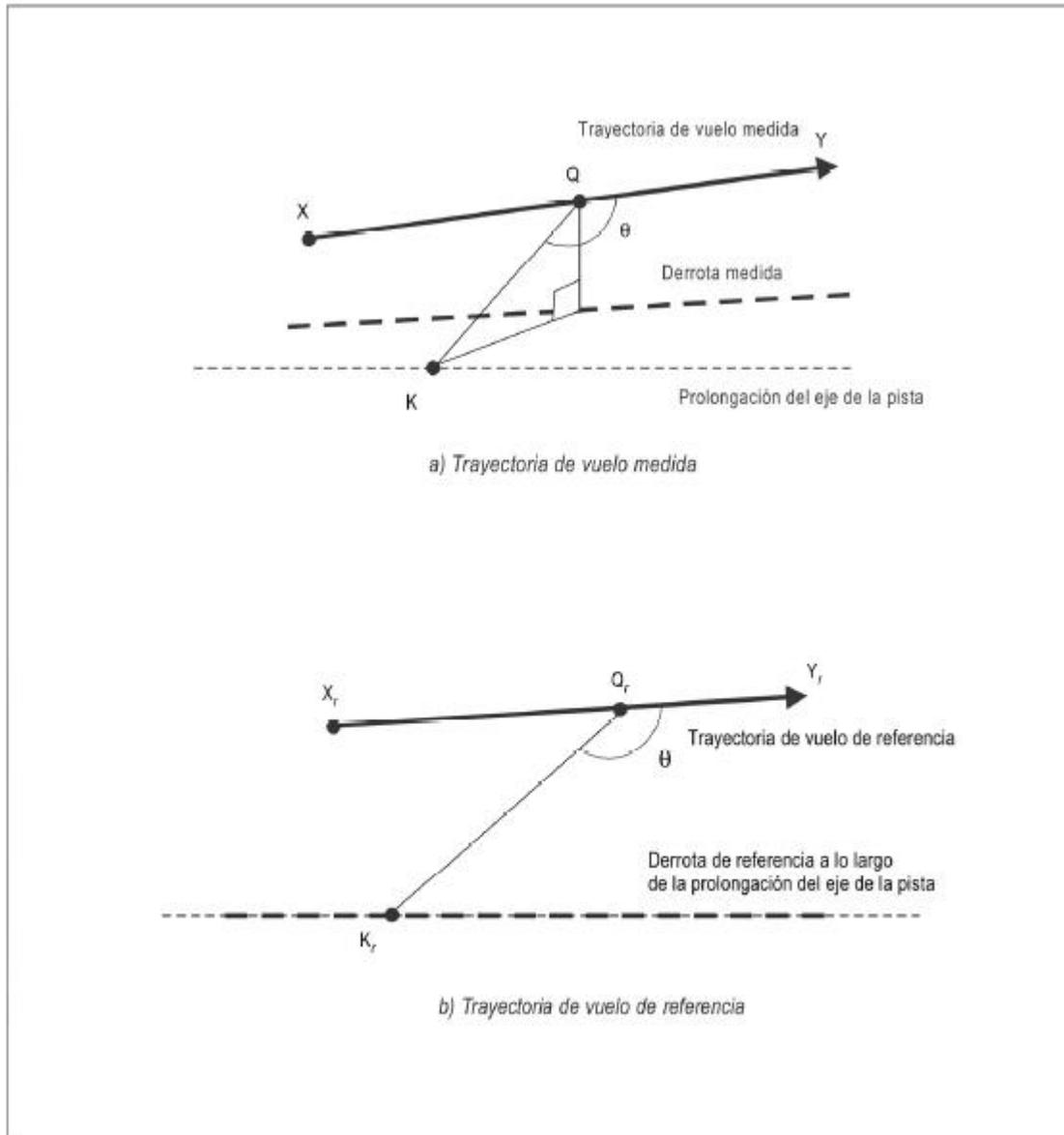
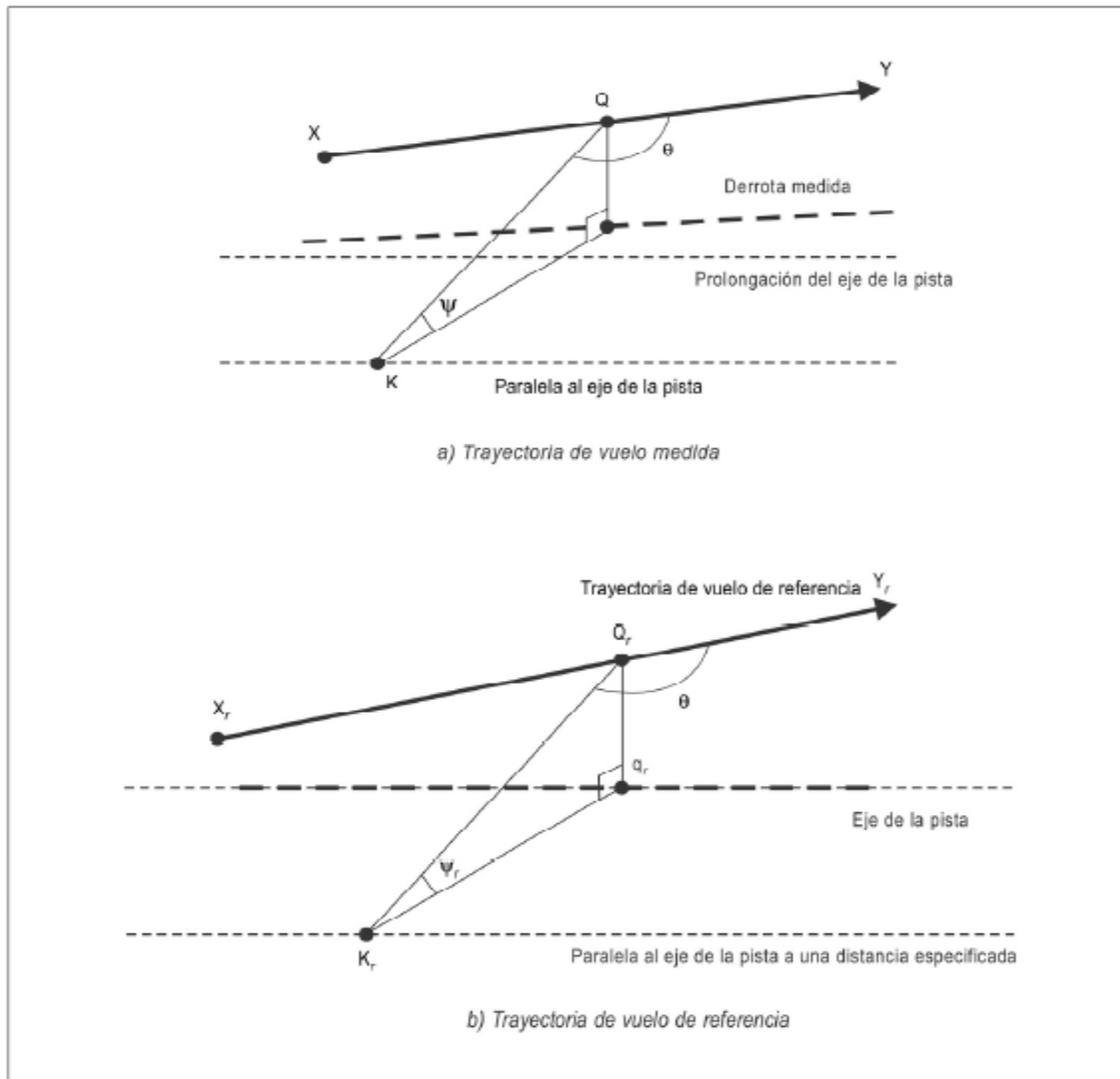


Figura A2-10. Características de perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos emplazados debajo de la trayectoria de vuelo.



**Figura A2-11. Características de perfil que influyen en el nivel acústico para micrófonos desplazados lateralmente.**

**B9.2.** Selección del método de ajuste.

**B9.2.1.** 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.

**B9.2.2.** Para los helicópteros, se utilizará el método simplificado descrito en el numeral B8.3. del presente apéndice.

**Nota 35 Apén. B:** La Autoridad Aeronáutica puede aprobar el método integrado como equivalente al método simplificado.

**B9.2.3.** 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<sub>r</sub>, 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<sub>r</sub>, 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<sub>r</sub>, 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 3.4 de la parte 2, en el numeral 6 de la presente Norma Oficial Mexicana, menos 1 EPNdB.

**Nota 36 Apén. B:** En el numeral 6., subnumeral 6.7.6. de la presente Norma Oficial Mexicana, se especifican limitaciones relativas a la validez de los datos de ensayo basadas en la medida en que EPNL<sub>r</sub> difiere de EPNL, y también en la proximidad de los valores finales de EPNL<sub>r</sub> respecto de los niveles máximos de ruido permitidos, independientemente del método utilizado para el ajuste.

### B9.3. Método simplificado de ajuste.

#### B9.3.1. Generalidades.

B9.3.1.1 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 PNLT correspondiente a una cresta secundaria, identificado en el cálculo de EPNL a partir de datos medidos y ajustados respecto a las condiciones de referencia, es mayor que el PNLT para el espectro PNLTM ajustado (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).

B9.3.1.2 Las coordenadas de (tiempo, X, Y y Z) del punto de referencia relacionado con la emisión de PNLTM<sub>r</sub> 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.

B9.3.1.3 Los términos de ajuste descritos en los numerales B8.3.2 a 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 8.3.6 del presente apéndice.

B9.3.1.4 Toda asimetría en el ruido lateral se tendrá en cuenta para determinar EPNL según se describe en el numeral B8.3.7 del presente apéndice.

#### B9.3.2. Ajustes al espectro en PNLTM.

B9.3.2.1 Los niveles de bandas de tercio de octava SPL(i) utilizados para construir el PNL( $K_m$ ) (PNL en el momento de PNLTM observado en el punto de medición K) se ajustarán a los niveles de referencia SPL<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 Apén. 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.

B9.3.2.2 Los valores corregidos de  $SPL_r(i)$  obtenidos en el numeral B8.3.2.1 del presente apéndice, se utilizarán para calcular un valor PNLTM de referencia,  $PNLTM_r(k_M)$ , según se describió 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  $PNLTM_r(k_M)$  para obtener el  $PNLTM_r$  de condición de referencia:

$$B9.3.2.3 \quad PNLTM_r = PNLTM_r(k_M) + \Delta_B$$

Luego se calcula un término de ajuste,  $\Delta_1$ , como sigue:

$$\Delta_1 = PNLTM_r - PNLTM$$

B9.3.2.4  $\Delta_1$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en el numeral B8.3.6 del presente apéndice.

B9.3.3. Ajustes por crestas secundarias.

B9.3.3.1 Durante un vuelo de ensayo todo valor de PNLTM que se encuentre dentro de 2 dB del PNLTM se define como "cresta secundaria". Los niveles de la banda de un tercio de octava para cada "cresta secundaria" se ajustarán a las condiciones de referencia con arreglo al procedimiento definido en el numeral B8.3.2.1 del presente apéndice. Los valores de  $PNLTM_r$  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  $PNLTM_r$  excede del valor de  $PNLTM_r$ , se aplicará un ajuste  $\Delta_{CRESTA}$ .

B9.3.3.2  $\Delta_{CRESTA}$  se calculará como sigue:

$$\Delta_{CRESTA} = PNLTM_r(Cresta \text{ máx}) - PNLTM_r$$

Donde  $PNLTM_r(Cresta \text{ máx})$  es el valor de PNLTM de condición de referencia de la mayor de las crestas secundarias; y  $PNLTM_r$  es el valor PNLTM de condición de referencia en el instante del PNLTM.

B9.3.3.3  $\Delta_{CRESTA}$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos como se describe en el numeral B8.3.6 del presente apéndice.

B9.3.4. Ajustes por los efectos de la duración del ruido.

B9.3.4.1 Cuando las trayectorias de vuelo medidas o las velocidades respecto al suelo en las condiciones de ensayo difieran de las trayectorias de vuelo de referencia o de las velocidades respecto al suelo en las condiciones de referencia, se aplicarán ajustes por la duración del ruido como sigue.

B9.3.4.2 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:

$$\Delta_2 = -7.5 \log \left( \frac{QK}{Q_r K_r} \right) + 10 \log (V_G / V_{GR})$$

Donde:

$V_G$  es la velocidad respecto del suelo de ensayo (componente horizontal de la velocidad aerodinámica de ensayo); y

$V_{GR}$  es la velocidad respecto al suelo de referencia (componente horizontal de la velocidad aerodinámica de referencia).

**Nota 38 Apén. 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.

**B9.3.4.3**  $\Delta_2$  se sumará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos según se describe en el numeral B8.3.6 del presente apéndice.

**B9.3.5.** Ajustes del ruido en la fuente.

**B9.3.5.1** 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, subnumeral 6.6.1.5 de la presente Norma Oficial Mexicana. 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 del Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

**B9.3.5.2** 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 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).

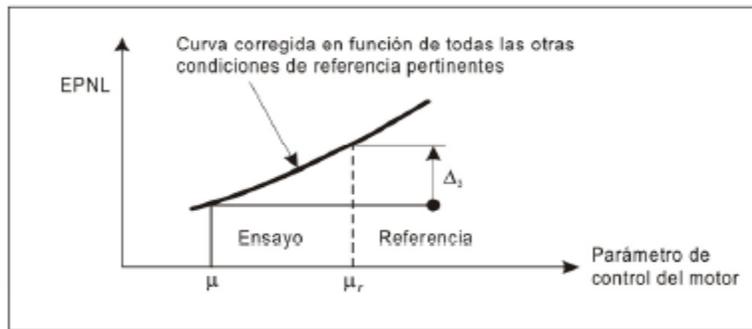
**Nota 39 Apén. B:** Se representan datos característicos para las aeronaves de ala fija de reacción en la Figura A2-12 del presente apéndice, que muestra una curva del EPNL en función del parámetro  $\mu$  de control del motor. Los datos EPNL se han ajustado a todas las demás condiciones de referencia 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.

**B9.3.5.3** 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.

**B9.3.5.4** 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 Autoridad Aeronáutica aprobará los datos de ensayos o los procedimientos de análisis utilizados para cuantificar este efecto.

**B9.3.5.5** Para el sobrevuelo de helicópteros, si alguna combinación de los siguientes tres factores resulta en una desviación del valor medido de un parámetro de ruido correlativo convenido con respecto al valor de referencia de dicho parámetro, entonces se determinarán ajustes por ruido en la fuente a partir de datos del Entidad Responsable del Diseño Tipo de la aeronave aprobados por la Autoridad Aeronáutica:

- 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  $PNLTM_r$  con respecto al número de Mach del extremo de la pala que avanza. El ajuste puede efectuarse utilizando un parámetro (o parámetros) alternativo aprobado por la Autoridad Aeronáutica.

**Nota 40 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica, del parámetro correlativo del ruido. El número de Mach del extremo de la pala que avanza, o el parámetro correlativo del ruido convenido, se calcularán a partir de los datos medidos. Se obtendrán curvas separadas de  $PNLTM_r$  respecto del número de Mach del extremo de la pala que avanza, u otro parámetro correlativo del ruido convenido, para cada uno de los tres lugares de emplazamiento de los micrófonos de homologación de emisión de ruido, eje, lado izquierdo y lado derecho, definidos con relación al sentido del vuelo en cada ensayo.

**Nota 41 Apén. B:** Cuando se utilice el número de Mach del extremo de la pala que avanza se debería calcular utilizando la velocidad aerodinámica verdadera, la temperatura del aire exterior (OAT) indicada a bordo y la velocidad del rotor.

**B9.3.5.6** 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.

**B9.3.6.** Aplicación de los términos de ajuste para el método simplificado.

Determinación del EPNL para condiciones de referencia,  $EPNL_r$ , utilizando el método simplificado, mediante adición de los términos de ajuste identificados en 8.3.2 a 8.3.5 del presente apéndice del EPNL calculado a partir de condiciones de medición como sigue:

$$EPNL_r = EPNL + \Delta_1 + \Delta_{Cresta} + \Delta_2 + \Delta_3.$$

**B9.3.7.** Asimetría del ruido lateral.

**B9.3.7.1** 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, subnumeral 6.3.2.2 del presente apéndice) del modo siguiente:

- a) Si el punto de medición simétrica se halla opuesto al punto en el que se obtiene el mayor nivel de ruido, el nivel de ruido para la homologación 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];
- b) 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.

**B9.4.** Método de ajuste integrado.

**B9.4.1.** Generalidades.

**B9.4.1.1** El método de ajuste integrado consiste en un nuevo cálculo de los puntos de variación en el historial de tiempo del PNL 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.

B9.4.1.2 Las coordenadas de emisión (tiempo, X, Y, y Z) del punto de datos de referencia relacionado con cada  $PNLT_r(k)$  se determinarán de modo que el ángulo de emisión acústica  $\Theta$  en la trayectoria de vuelo de referencia, relativa al micrófono de referencia, tienen el mismo valor que el ángulo de emisión acústica en los datos medidos relacionados con  $PNLT(k)$ .

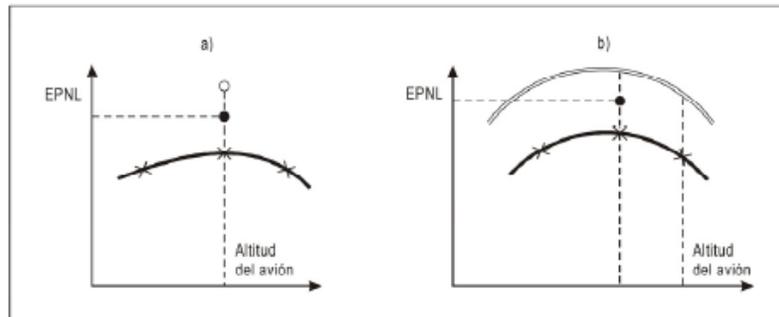


Figura A2-13. Corrección de asimetría lateral

**Nota 42 Apén. 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 normalmente no estarán igualmente espaciados ni serán iguales a medio segundo.

B9.4.1.3 Las etapas del procedimiento integrado son las siguientes:

- El espectro relacionado con cada punto de datos del día del ensayo,  $PNLT(k)$ , se ajusta para tener en cuenta la expansión esférica y la atenuación debida a la absorción atmosférica, llevándola a condiciones de referencia (referirse al numeral B8.4.2.1 del presente apéndice);
- 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);
- 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);
- 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);
- 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
- Se determina y aplica un ajuste del ruido en la fuente (referirse al numeral B8.4.5 del presente apéndice).

B9.4.2. Cálculos del PNLT.

B9.4.2.1 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.

B9.4.2.2 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  $PNLT_r(k)$ .

B9.4.2.3 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,  $\Delta_{Br}$ , según se describe en el numeral B4.4.2 del presente apéndice.

**Nota 43 Apén. 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  $PNLT_M$ . La determinación de  $PNLT_M$  es independiente del  $PNLT_M$ .

#### B9.4.3. Duración del ruido.

**B9.4.3.1** 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  $K_{Lr}$ .

**B9.4.3.2** 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.

**B9.4.3.3** 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 Apén. 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 Apén. 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.

#### B9.4.4. Cálculo de la condición de referencia integrada de EPNL

**B9.4.4.1** 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  $PNLT_r(k)$ ,  $\delta t_r(k)$ :

$$EPNL_r = 10 \log_{T_0} \frac{1}{k_{Fr}} \sum_{k_{Fr}}^{k_{Lr}} 10^{0.1PNLT_r(k)} \delta t_r(k)$$

Dónde:

El tiempo de referencia  $T_0$ , es 10 segundos;

$k_{Fr}$  y  $k_{Lr}$  son el primero y el último puntos 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  $PNLT_r(k)$ .

#### B9.4.5. Ajuste del ruido en la fuente.

**B9.4.5.1** 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.

**B9.4.5.2** 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 Apén. C:** Referirse al numeral 9 de la presente Norma Oficial Mexicana.

**C2. Introducción.**

**Nota 2 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica y corrección de los datos medidos.

**Nota 3 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

**C3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.**

**C3.1. Generalidades.**

**C3.1.1.** 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 que corresponderá usar para medir el ruido producido por la aeronave de ala fija sometido a ensayo.

**C3.2. Condiciones generales de ensayo.**

**C3.2.1.** 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.

**C3.2.2.** 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 omitirán las combinaciones de temperatura y humedad relativa correspondientes a puntos que se encuentren por debajo de la recta determinada por 2°C y 60% y 35°C y 20%;
- c) A 1.2 m (4 ft) por encima del terreno, la velocidad del viento instantánea no excederá de 5.1 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 Apén. 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 registrarlo en los puntos de medición especificados por la Autoridad Aeronáutica.

**C3.3. Procedimientos de ensayo de la aeronave de ala fija.**

**C3.3.1.** Los procedimientos de ensayo y los procedimientos de medición del ruido serán aceptables para la Autoridad Aeronáutica.

**C3.3.2.** 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.

**C4. Medición del ruido de las aeronaves de ala fija percibido en tierra.**

**C4.1. Generalidades.**

**C4.1.1.** 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.

**C4.2. Sistemas de medición.**

**C4.2.1.** 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.

#### **C4.3. Equipo de captación, registro y reproducción.**

**C4.3.1.** Cuando lo determine la Autoridad Aeronáutica, 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.

**C4.3.2.** 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 Apén. C:** Para este fin se utiliza por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 124 dB y 250 Hz.

**C4.3.3.** 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.

#### **C4.4. Procedimientos de medición del ruido.**

**C4.4.1.** 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.

**C4.4.2.** 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.

**C4.4.3.** 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.

#### **C5. Notificación de datos a la Autoridad Aeronáutica y corrección de los datos medidos.**

##### **C5.1. Notificación de datos.**

**C5.1.1.** 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.

**C5.1.2.** 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.

**C5.1.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en el numeral C2 del presente apéndice:

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

**C5.1.4.** Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**C5.1.5.** 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.

**C5.2.** Correcciones de datos.

**C5.2.1.** Corrección del ruido en la fuente.

**C5.2.1.1** Cuando así lo especifique la Autoridad Aeronáutica, se aplicarán, según métodos aprobados, las correcciones pertinentes relativas a las diferencias entre la potencia del motor obtenida durante los ensayos y la potencia que se obtendría con el reglaje correspondiente a la potencia máxima en la gama de potencias normales de utilización con un motor medio del mismo tipo y en las condiciones de referencia.

**C5.2.1.2** 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 propulsados por hélice de paso fijo no se introducirán correcciones por cambios de potencia. Si el número de Mach en el extremo de las palas de la hélice y las variaciones de potencia 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.

**C5.2.2.** Corrección del ruido percibido en tierra.

**C5.2.2.1** 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 Apén. 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.

**C5.2.3.** Corrección en función de la performance.

**C5.2.3.1** 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.

**C5.2.3.2** 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 Apén. 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.

**C5.3.** Validez de los resultados.

**C5.3.1.** 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.

**C5.3.2.** 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 promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Autoridad Aeronáutica.

**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 Apén. D:** Referirse al numeral 13 de la presente Norma Oficial Mexicana.

**D2. Introducción.**

**Nota 2 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica.

**Nota 3 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

**D3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.****D3.1. Generalidades.**

**D3.1.1.** 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.

**D3.2. Medio ambiente del ensayo.**

**D3.2.1.** 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 Apén. D:** Las personas que efectúan las mediciones pueden constituir ellas mismas obstáculos.

**D3.2.2.** 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 Apén. D:** Los coeficientes de absorción como función de la temperatura y la humedad relativa figuran en el numeral B7 del Apéndice "B" de la presente Norma Oficial Mexicana.

- 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 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica.

**Nota 7 Apén. D:** Las especificaciones meteorológicas se indican en el numeral B2.2.2.1 del Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

**D3.2.3.** 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.

**D3.3. Medición de la trayectoria de vuelo.**

**D3.3.1.** 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.

D3.3.2. 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.

D3.4. Condiciones de ensayo en vuelo.

D3.4.1. 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 periodo en que el nivel de ruido está a menos de 10 dB(A) del  $L_{Amáx}$ .

**Nota 8 Apén. 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.

D3.4.2. El ensayo para el ruido de sobrevuelo de helicópteros se efectuará a la velocidad aerodinámica que se indica en el numeral 13, subnumeral 13.5.2 de la presente Norma Oficial Mexicana, 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.

D3.4.3. El número de Mach de referencia en el extremo de la pala que avanza ( $M_R$ ) se define como la razón de la suma aritmética de la velocidad de rotación ( $V_T$ ) del extremo de la pala y la velocidad aerodinámica verdadera de referencia del helicóptero ( $V_r$ ) dividida por la velocidad del sonido ( $c_R$ ) a 25°C de la manera siguiente:

$$M_R = \frac{(V_T + V_r)}{c_R}$$

**D4. Definición de la unidad de medición del ruido.**

D4.1. El nivel de exposición al ruido  $L_{AE}$  se define como el nivel, en decibeles, de la integral con respecto al tiempo de la presión acústica de ponderación "A" ( $P_A$ ) al cuadrado durante un 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.

D4.2. 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.

D4.3. Esta integral puede aproximarse a partir de mediciones tomadas periódicamente como muestra de la manera siguiente:

$$L_{AE} = 10 \log \frac{1}{T_0} \sum_{k_F}^{k_L} 10^{0.1L_A(k)} \Delta t$$

En la que  $L_A(k)$  es el nivel del ruido con ponderación de frecuencia "A" v 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.

D4.4. En la práctica, el tiempo de integración ( $t_2 - t_1$ ) no será inferior al periodo 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.

**D5. Medición del ruido del helicóptero percibido en tierra.**

D5.1. Generalidades.

D5.1.1. El equipo de medición será aprobado por la Autoridad Aeronáutica.

D5.1.2. 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.

D5.2. Sistema de medición.

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

- Un sistema microfónico con características de actuación que satisfagan los requisitos del numeral D4.3 del presente apéndice;
- Trípodes o soportes similares para los micrófonos, que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se esté midiendo;
- Equipo de registro y reproducción con características de actuación que satisfagan los requisitos del numeral D4.3 del presente apéndice; y
- 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.

**D5.3. Equipo de captación, registro y reproducción.**

**D5.3.1.** 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.

**D5.3.2.** El SEL puede determinarse directamente con un sonómetro integrador. Como alternativa, con la aprobación de la Autoridad Aeronáutica, 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.

**D5.4.** 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.

**D5.4.1.** 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.

**D5.4.2.** 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 D4.3.3.

**D5.5. Procedimientos de medición del ruido.**

**D5.5.1.** 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.

**D5.5.2.** 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.

**D5.5.3.** 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 Apén. 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.

**D5.5.4.** 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  $L_{Am\acute{a}x}$  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.

**D6. Ajuste de los resultados de los ensayos.**

**D6.1.** 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.

**D6.2. Correcciones y ajustes.**

**D6.2.1.** 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.

**D6.2.2.** Los ajustes por propagación esférica y duración pueden aproximarse aplicando:

$$\Delta_1 = 12,5 \log(H/150) \text{ dB}$$

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

**D6.2.3.** El ajuste de la diferencia entre la velocidad aerodinámica de referencia y la velocidad aerodinámica de referencia ajustada se calcula aplicando:

$$\Delta_2 = 10 \log\left(\frac{V_{ar}}{V_r}\right) \text{ dB}$$

Siendo  $\Delta_2$  la cantidad en decibeles que se ha de sumar algebraicamente al nivel de ruido SEL medido para corregir la influencia del ajuste de la velocidad aerodinámica de referencia en la duración del ensayo de sobrevuelo medido tal como se percibe en la estación que mide el ruido.  $V_r$  es la velocidad aerodinámica de referencia especificada en el numeral 13, subnumeral 13.5.2 de la presente Norma Oficial Mexicana, y  $V_{ar}$  es la velocidad aerodinámica de referencia ajustada especificada en el numeral D2.4.2 del presente apéndice.

**D7. Notificación de datos a la Autoridad Aeronáutica y validez de los resultados.****D7.1. Notificación de datos.**

**D7.1.1.** 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.

**D7.1.2.** 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.

**D7.1.3.** Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, 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.

**D7.1.4.** Se describirán la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**D7.1.5.** 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.

**D7.2. Notificación de las condiciones de referencia para la homologación de emisión de ruido.**

**D7.2.1.** 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, subnumeral 13.5 de la presente Norma Oficial Mexicana. Se notificarán estas condiciones, comprendidos los parámetros, los procedimientos y las configuraciones de referencia.

**D7.3. Validez de los resultados.**

**D7.3.1.** 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.

**D7.3.2.** Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de  $\pm 1.5$  dB(A). Del proceso de promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Autoridad Aeronáutica.

**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 Apén. E:** Referirse al numeral 12 de la presente Norma Oficial Mexicana.

**E2. Introducción.**

**Nota 2 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica y validez de los resultados.

**Nota 3 Apén. 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 Norma Oficial Mexicana.

**E3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación de emisión de ruido.**

**E3.1. Generalidades.**

**E3.1.1.** 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.

**E3.2. Condiciones generales de los ensayos.**

**E3.2.1.** 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.

**E3.2.2.** 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 Apén. E:** Las especificaciones meteorológicas se definen en el numeral B2.2.2.1 del Apéndice "B" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

**Nota 5 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica; 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.

**E3.2.3.** 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.

**E3.3. Procedimientos de ensayo de la aeronave de ala fija.**

**E3.3.1.** Los procedimientos de ensayo y los de medición del ruido serán aceptables para la Autoridad Aeronáutica.

**E3.3.2.** 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.

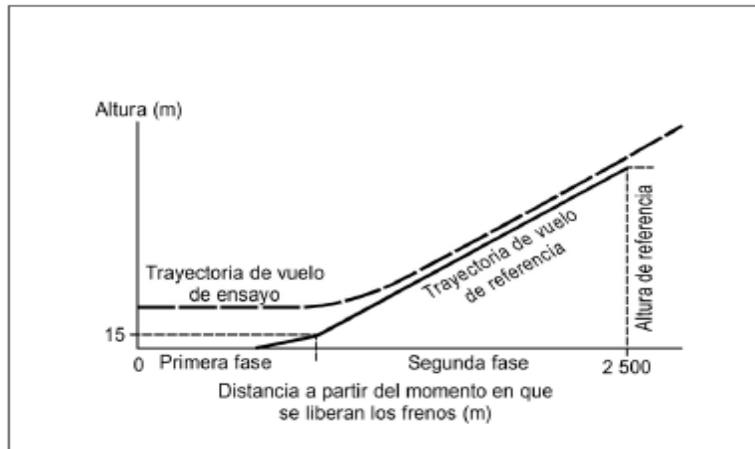
**E3.3.3.** Los ensayos en vuelo se realizarán a la velocidad aerodinámica indicada  $V_y \pm 9 \text{ km/h}$  ( $V_y \pm 5 \text{ kt}$ ).

**E3.3.4.** 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 a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría.

**E3.3.5.** 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).

**E3.3.6.** La velocidad, posición y datos de 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.

**E3.3.7.** 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.**

**E4. Definición de la unidad de medición del ruido.**

**E4.1.** El  $L_{Am\acute{a}x}$  se define como el nivel máximo, en decibeles, de la presión acústica de ponderación "A" (respuesta lenta) respecto al cuadrado de la presión acústica normal de referencia ( $P_0$ ) de 20 micropascales ( $\mu\text{Pa}$ ).

**E5. Medición del ruido de la aeronave de ala fija percibido en tierra.****E5.1. Generalidades.**

**E5.1.1.** 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.

**E5.2. Sistema de medición.**

**E5.2.1.** 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.

#### **E5.3. Equipo de captación, registro y producción.**

**E5.3.1.** Se registrará el nivel de ruido producido por la aeronave de ala fija. La Autoridad Aeronáutica podrá optar por los siguientes equipos, igualmente aceptables: magnetófonos, registradores gráficos de niveles de ruido o sonómetros.

**E5.3.2.** 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.

**E5.3.3.** 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.

#### **E5.4. Procedimiento de medición del ruido.**

**E5.4.1.** 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.

**E5.4.2.** 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.

**E5.4.3.** 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 Apén. 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.

**E5.4.4.** 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.

**E6. Ajuste de los resultados de los ensayos.**

**E6.1.** 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.

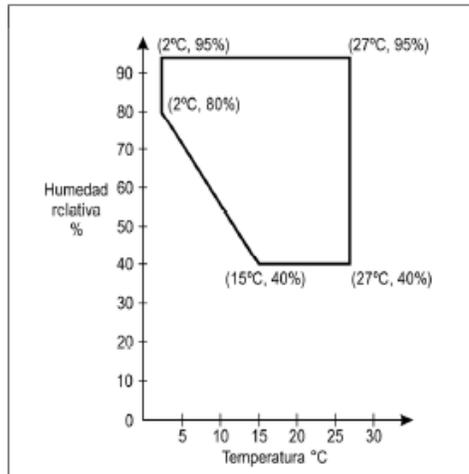
**E6.2.** Correcciones y ajustes.

**E6.2.1.** 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.

**E6.2.2.** 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 Norma Oficial Mexicana.

- 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 Autoridad Aeronáutica, 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 Apén. 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 Autoridad Aeronáutica, 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.

### **E7. Notificación de datos a la Autoridad Aeronáutica y validez de los resultados.**

#### **E7.1. Notificación de datos.**

**E7.1.1.** 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.

**E7.1.2.** 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.

**E7.1.3.** 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.

**E7.1.4.** Se describirá la topografía local, la vegetación y los fenómenos que puedan interferir en el registro del sonido.

**E7.1.5.** 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 del 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.

#### **E7.2. Validez de los resultados.**

**E7.2.1.** Se sobrevolará el punto de medición por lo menos seis veces. Los resultados de los ensayos proporcionarán un valor nivel medio de ruido ( $L_{Am\acute{a}x}$ ) 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.

**E7.2.2.** 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 promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifique de otro modo la Autoridad Aeronáutica.



**Apéndice "G" Normativo: Directrices para obtener datos del ruido de helicópteros para fines de planificación de la utilización del terreno.**

**G1. Procedimientos relativos a la recopilación de los datos.**

**G1.1.** 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 Norma Oficial Mexicana. Los solicitantes que se rijan por el numeral 10 de la presente Norma Oficial Mexicana pueden optar por obtener datos apropiados para fines de planificación de la utilización del terreno por medio de otros procedimientos de despegue, aproximación y sobrevuelo definidos por el solicitante y aprobados por la Autoridad Aeronáutica. Los procedimientos de sobrevuelo alternativos deberían llevarse a cabo por encima del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, a una altura de 150 m. Además, los solicitantes pueden optar por proporcionar datos en emplazamientos de micrófono adicionales.

**G1.2.** Los datos de homologación de emisión de ruido del numeral 13 de la presente Norma Oficial Mexicana pueden proporcionarse para fines de planificación de la utilización del terreno. Los solicitantes que se rijan por el numeral 13 de la presente Norma Oficial Mexicana 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 Norma Oficial Mexicana 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 Autoridad Aeronáutica. Además, los solicitantes pueden optar por proporcionar datos en emplazamientos de micrófono adicionales.

**G1.3.** 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 Norma Oficial Mexicana y del numeral 13 de la presente Norma Oficial Mexicana o, para procedimientos de vuelo alternativos, mediante procedimientos de corrección apropiados aprobados por la Autoridad Aeronáutica.

**G2. Notificación de los datos.**

**G2.1.** Todos los datos proporcionados para fines de planificación de la utilización del terreno deben someterse a la aprobación de la Autoridad Aeronáutica. Los datos aprobados y los correspondientes procedimientos de vuelo deberían presentarse como información suplementaria en el manual de vuelo de helicópteros.

**G2.2.** 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 Norma Oficial Mexicana, para puntos de medición de la línea lateral izquierda, central y lateral derecha, definidos con relación a la dirección del vuelo para cada prueba. También pueden proporcionarse datos adicionales en otras mediciones de ruido y deberían obtenerse de un modo compatible con el procedimiento prescrito de análisis de homologación de emisión de ruido.