

SEGUNDA SECCION

SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

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.

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

VICTOR LICHTINGER, Secretario de Medio Ambiente y Recursos Naturales, PEDRO CERISOLA Y WEBER, Secretario de Comunicaciones y Transportes, con fundamento en los artículos 32 Bis fracciones I, IV y V, y 36 fracciones I y XII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 5o. fracción XV, 155 y 156 de la Ley General del Equilibrio Ecológico y la Protección al Ambiente; 4o., 6o. fracción III y 76o. de la Ley de Aviación Civil; 5o. fracción XIX del Reglamento Interior de la Secretaría de Medio Ambiente, Recursos Naturales y Pesca, hoy Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales; 147, 148, 149, 150 y 151 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil; 38 fracción II, 40 fracciones X, XI, XVI, 41, 43 y 47 fracción IV de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 28 y 31 del Reglamento de la Ley Federal sobre Metrología y Normalización; 1o., 3o. y 4o. del Reglamento Interior de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, y

CONSIDERANDO

Que la Ley General del Equilibrio Ecológico y la Protección al Ambiente en materia de ruido, establece que quedan prohibidas las emisiones de ruido en cuanto rebasen los límites máximos permisibles establecidos en las normas oficiales mexicanas que para este efecto expida la Secretaría de Medio Ambiente, Recursos Naturales y Pesca, hoy Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales, considerando los valores de concentración máxima permisibles para el ser humano de contaminantes en el ambiente que determine la autoridad competente.

Que la Ley de Aviación Civil establece que las aeronaves que sobrevuelen, aterricen o despeguen en territorio nacional deberán observar las disposiciones que correspondan en materia de protección al ambiente 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.

Que el Reglamento de la Ley de Aviación Civil señala que todo concesionario, permisionario u operador aéreo debe cumplir con los límites de ruido que señalen las normas oficiales mexicanas, además de establecer 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.

Que el aumento de tráfico en el espacio aéreo mexicano genera por consiguiente una mayor cantidad de ruido.

Que las normas que establecen límites máximos de ruido están siendo implantadas 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.

Que la política del Gobierno Federal es impulsar la competitividad de los transportistas nacionales 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.

Que la Ley de Aviación Civil 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.

Que el Proyecto de la presente norma oficial mexicana fue publicado en el **Diario Oficial de la Federación** el día 28 de abril del presente año, con la clave PROY-NOM-052-SCT3-2000, siendo conveniente modificar la clave de la presente Norma definitiva a NOM-036-SCT3-2000, con la finalidad de hacerla congruente con la nomenclatura de las normas que en materia de establecimiento de límites máximos permisibles de emisión de ruido producido por aeronaves, han adoptado diferentes países miembros de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), lo cual facilitará su identificación por operadores nacionales y extranjeros.

Que el Comité Consultivo Nacional de Normalización para la Protección Ambiental de la Secretaría de Medio Ambiente, Recursos Naturales y Pesca, hoy Secretaría de Medio Ambiente y Recursos Naturales, no recibió comentario alguno respecto del Proyecto de Norma Oficial Mexicana PROY-NOM-052-SCT3-2000, publicado en el **Diario Oficial de la Federación** para consulta pública el día 28 de abril de 2000.

Que las respuestas a los comentarios respecto del Proyecto de Norma antes mencionado, recibidos en el Comité Consultivo Nacional de Normalización de Transporte Aéreo, de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, fueron publicadas en el **Diario Oficial de la Federación** con fecha 23 de noviembre de 2000.

Que es de interés para el Gobierno Federal 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; por lo que hemos tenido a bien expedir la siguiente:

NORMA OFICIAL MEXICANA NOM -036-SCT3-2000, QUE ESTABLECE DENTRO DE LA REPUBLICA MEXICANA LOS LIMITES MAXIMOS PERMISIBLES DE EMISION DE RUIDO PRODUCIDO POR LAS AERONAVES DE REACCION SUBSONICAS, PROPULSADAS POR HELICE, SUPERSONICAS Y HELICOPTEROS, SU METODO DE MEDICION, ASI COMO LOS REQUERIMIENTOS PARA DAR CUMPLIMIENTO A DICHOS LIMITES

INDICE

1. Objetivo y campo de aplicación
2. Definiciones y abreviaturas
3. Disposiciones generales
4. Aviones de reacción subsónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 6 de octubre de 1977.
5. Aviones de reacción subsónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.
Aviones de más de 5,700 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 1 de enero de 1985 o entre esa fecha y el 17 de noviembre de 1988.
Aviones de más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha.
6. Aviones supersónicos
7. Aviones de más de 5,700 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 1 de enero de 1985.
8. Aviones de no más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 17 de noviembre de 1988.
9. Aviones Stol propulsados por hélice. Aviones para los cuales se haya extendido por primera vez el correspondiente certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.
10. Helicópteros
11. Aviones de no más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o para la versión derivada, aceptada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha.
12. Helicópteros de no más de 2,730 kg de peso máximo certificado de despegue
13. Cumplimiento
14. Extensiones para el cumplimiento
15. Certificación y convalidación de la homologación de emisión de ruido
16. Grado de concordancia con normas y lineamientos internacionales y con las normas mexicanas tomadas como base para su elaboración
17. Bibliografía
18. Observancia de esta Norma
19. De la evaluación de la conformidad
20. Sanciones
21. Vigencia

Apéndice "A" Normativo

Apéndice "B" Normativo

Apéndice "C" Normativo

Apéndice "D" Normativo

Apéndice "E" Normativo

Apéndice "F" Normativo

1. Objetivo y campo de aplicación

La presente Norma Oficial Mexicana establece dentro de la República Mexicana, los límites máximos permisibles de emisión de ruido generado 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 su espacio aéreo.

2. Definiciones y abreviaturas

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

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

2.2 Aeródromo Civil: Área definida de tierra o de agua adecuada para el despegue, aterrizaje, acuatizaje o movimiento de aeronaves, con instalaciones o servicios mínimos para garantizar la seguridad de su operación.

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

2.4 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.

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

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

2.7 Avión supersónico: Avión capaz de mantener el vuelo horizontal a velocidades que excedan de Mach 1.

2.8 Autoridad aeronáutica: La Secretaría de Comunicaciones y Transportes a través de la Dirección General de Aeronáutica Civil.

2.9 Autoridad encargada de la homologación en cuanto al ruido: Autoridad, nacional o extranjera, encargada de llevar a cabo el proceso para la homologación en cuanto al ruido producido por las aeronaves, conforme a las disposiciones descritas en la presente Norma, y que otorgará un certificado de homologación en cuanto al ruido cuando ésta sea cumplida.

2.10 EPNdB: Nivel efectivo de ruido percibido en decibeles.

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

2.12 Hushkit: Conjunto de elementos requeridos para efectuar las modificaciones y adecuaciones a los componentes de un motor, con la finalidad de atenuar el ruido producido por éste durante su operación.

2.13 Km/h: Kilómetros por hora.

2.14 Kt: Nudos.

2.15 NM: Millas náuticas.

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

2.17 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.

2.18 RPM: Revoluciones por minuto.

2.19 Verificación de niveles de ruido: Medición de las emisiones de ruido producido por el despegue y aproximación de las aeronaves en los aeropuertos y terminales aéreas, para comprobar las disposiciones de la ley en la materia.

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

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

3. Disposiciones generales

3.1 Todo concesionario, permisionario u operador aéreo de aeronaves, nacional o extranjero, que opere o pretenda operar dentro de la República Mexicana y su espacio aéreo, con aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas, helicópteros, deberá cumplir con lo prescrito en la presente Norma Oficial Mexicana.

3.2 Todas las aeronaves y equipos indicados en el numeral 3.1 anterior, no deberán rebasar los niveles máximos permisibles de emisión de ruido conforme a lo indicado en las secciones 4 a 12, según corresponda, de la presente Norma Oficial Mexicana.

3.3 La autoridad aeronáutica certificará o convalidará la homologación en cuanto al ruido producido por las aeronaves, con base en la información técnica y pruebas de medición, de requerirse, de que la aeronave cumple con los requisitos indicados en la sección 15 de la presente Norma Oficial Mexicana.

4. Aviones de reacción subsónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 6 de octubre de 1977.

4.1. Aplicabilidad

4.1.1 Esta sección, aplica a todos los aviones de reacción subsónicos, con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo por la autoridad aeronáutica del país de fabricación, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente antes del 6 de octubre de 1977, salvo los aviones:

- a) Que sólo necesiten pistas, sin zona de parada ni zona libre de obstáculos, de 610 m de longitud o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad; o
- b) Que estén propulsados por motores con una relación de dilución de 2 o mayor, y respecto a los cuales se hubiese otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de marzo de 1972; o
- c) Que estén propulsados por motores con una relación de dilución inferior a 2 y con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente, antes del 1 de enero de 1969 y respecto a los cuales se hubiese otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad antes del 1 de enero de 1976.

4.1.2 Los requisitos de este numeral aplican igualmente a las versiones derivadas de todos los aviones comprendidos en 4.1.1 anterior, para los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificación de una modificación del diseño de tipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento equivalente, el 26 de noviembre de 1981 o después de esa fecha.

4.2 Medida de la evaluación del ruido.

4.2.1 La medida de la evaluación del ruido será el nivel efectivo de ruido percibido EPNL, expresado en EPNdB, conforme se describe en el Apéndice "A" Normativo de la presente Norma Oficial Mexicana.

4.3 Puntos de medición de ruido:

4.3.1 En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con 4.6, el avión no deberá exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 4.4 de la presente Norma en los puntos siguientes:

- a) **Punto de medición de 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;
- 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.

4.4 Niveles máximos de ruido.

4.4.1 Los niveles máximos de ruido de los aviones comprendidos en el numeral 4.1.1 del presente 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 deberán exceder de los valores siguientes:

- a) **En los puntos de medición del ruido lateral y de aproximación:** 108 EPNdB para aviones 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 deberá mantenerse constante;
- b) **En el punto de medición del ruido de sobrevuelo:** 108 EPNdB para aviones 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 deberá mantenerse constante.

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 de sobrevuelo (EPNdB)	93	$67,56 + 16,61 \log W$	108

TABLA 1. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN LA SECCION 4.1.1 DE LA PRESENTE NORMA

4.4.2 Los niveles máximos de ruido de los aviones comprendidos en el numeral 4.1.2 del presente, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "A" Normativo, no deberán exceder de los valores siguientes:

4.4.2.1 En el punto de medición del ruido lateral: 106 EPNdB para aviones 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 deberá mantenerse constante.

4.4.2.2 En el punto de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) **Aviones de dos motores o menos:** 104 EPNdB para aviones 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 deberá mantenerse constante.

- b) **Aviones de tres motores:** Igual que en a), pero 107 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 325,000 kg.

O bien: El valor definido en el numeral 4.4.1 b) del presente; de ambos valores el menor.

- c) **Aviones de cuatro motores o más:** Igual que en a), pero 108 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 325,000 kg.

O bien: El valor definido en el numeral 4.4.1 b) del presente; de ambos valores el menor.

4.4.2.3 En el punto de medición del ruido de aproximación: 108 EPNdB para aviones 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 deberá mantenerse constante.

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg									
	0	34	35	48,3	66,72	133,45	280	325	400
Nivel de ruido lateral (EPNdB) Todos los aviones	97	83,87 + 8,51 log W						106	
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todos los aviones	101	89,03 + 7,75 log W						108	
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	2 motores	93			70,62 + 13,29 log W				104
	3 motores	93	67,56 + 16,61 log W			73,62 + 13,29 log W			107
	4 motores	93	67,56 + 16,61 log W			74,62 + 13,29 log W			108

TABLA 2. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN LA SECCION 4.1.2 DE LA PRESENTE NORMA

4.5 Compensaciones.**4.5.1** Si se exceden los niveles máximos de ruido en uno o dos puntos de medición:

- a) La suma de los excesos no deberá ser superior a 4 EPNdB, si bien en el caso de aviones de cuatro motores con una relación de dilución igual o superior a 2 y respecto a los cuales se aceptó la solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hayan llevado a cabo otro procedimiento equivalente, antes del 1 de diciembre de 1969, la suma de los excesos no deberá ser superior a 5 EPNdB;
- b) El exceso en un solo punto no deberá ser superior a 3 EPNdB; y
- c) Los excesos deberán compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

4.6 Procedimientos de ensayo.**4.6.1** Procedimientos de ensayo para el ruido de despegue.

4.6.1.1 Se utilizará 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%.

4.6.1.2 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 en cuanto a ruido de despegue.

4.6.1.3 Durante todo el ensayo para la homologación en cuanto a ruido de despegue, se mantendrá constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante, salvo que esté permitido replegar el tren de aterrizaje.

4.6.2 Procedimientos de ensayo para el ruido de aproximación.

4.6.2.1 El avión se mantendrá en régimen estabilizado y seguirá una trayectoria de planeo de $3^\circ \pm 0.5^\circ$.

4.6.2.2 La aproximación se efectuará a una velocidad aerodinámica constante no inferior a $1.3 V_s + 19$ km/h ($1.3 V_s + 10$ kt), con empuje estabilizado durante la aproximación y por encima del punto de medición, y se mantendrá dicha velocidad hasta la toma normal de contacto.

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

5. Aviones de reacción subsónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha.

Aviones de más de 5,700 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 1 de enero de 1985 o entre esa fecha y el 17 de noviembre de 1988.

Aviones de más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha.

5.1 Aplicabilidad**5.1.1** Esta sección aplica:

- a) A todos los aviones de reacción subsónicos, comprendidas sus versiones derivadas, con excepción de los aviones que sólo necesiten pistas sin zona de parada ni zona libre de obstáculos de 610 m de longitud o menos con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad, con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 6 de octubre de 1977 o después de esa fecha;
- b) A todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 5,700 kg (exceptuados los descritos en el numeral 8.1.1 del presente) con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 1o. de enero de 1985 o entre esa fecha y el 17 de noviembre de 1988, salvo cuando corresponda aplicar lo indicado en la sección 11 del presente.
- c) A todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 8,618 kg con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha.

5.2. Medida de la evaluación del ruido

5.2.1 Medida de la evaluación del ruido.

5.2.1.1. La medida de la evaluación del ruido será el nivel efectivo de ruido percibido (EPNL), expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo.

5.3. Puntos de referencia para la medición del ruido.

5.3.1 En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con la presente Norma, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en el numeral 5.4 del presente en los puntos siguientes:

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

- 1) Para aviones de reacción: Punto en una paralela al eje de la pista, a 450 m del eje de la pista, en el que el nivel de ruido de despegue sea máximo;
- 2) Para aviones propulsados por hélice: Punto en la prolongación del eje de la pista, a 650 m verticalmente bajo la trayectoria de ascenso inicial a plena potencia de despegue, como se define en el numeral 5.6.2 de esta sección.

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

5.3.2 Puntos de medición del ruido durante los ensayos.

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

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

5.4 Niveles máximos de ruido.

5.4.1 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, no deberán exceder de los valores siguientes:

5.4.1.1 En el punto de referencia de medición del ruido lateral a plena potencia: 103 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 400,000 Kg, valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 94 EPNdB que corresponde a aviones de un peso de 35,000 kg. después de lo cual el límite deberá mantenerse constante.

5.4.1.2 En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:

- a) Aviones de dos motores o menos:** 101 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al 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 deberá mantenerse constante.
- b) Aviones de tres motores:** Igual que en a), pero 104 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 Kg.
- c) Aviones de cuatro motores o más:** Igual que en a), pero 106 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue sea igual o superior a 385,000 kg.

5.4.1.3 En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación: 105 EPNdB para aviones cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 280,000 kg., valor que decrecerá linealmente con el logaritmo del peso hasta 98 EPNdB que corresponde a aviones de un peso de 35,000 kg., después de lo cual el límite deberá mantenerse constante.

5.4.2 Si se utilizara una temperatura de referencia del aire ambiente de 15°C (ver numeral 5.6.1.5 b) de esta sección) se agregará 1 EPNdB al nivel del ruido medido (y corregido) en el punto de medición de sobrevuelo, antes de compararlo con el nivel máximo de ruido indicado en el numeral 5.4.1.2. de la presente Norma Oficial Mexicana.

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg					0	20.2	28.6	35	48.1	280	385	400
Nivel de ruido lateral (EPNdB) Todos los aviones					94		80,87 + 8,51 log W				103	
Nivel de ruido de aproximación (EPNdB) Todos los aviones					98		86,03 + 7,75 log W				105	
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	1 o 2 motores				89		66,65 + 13,29 log W				101	
	3 motores				89		69,65 + 13,29 log W				104	
	4 motores o más				89		71,65 + 13,29 log W				106	

TABLA 3. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN LA SECCION 5.4 DE LA PRESENTE NORMA

5.5 Compensaciones

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

- La suma de los excesos no deberá ser superior a 3 EPNdB;
- Todo exceso en un solo punto no deberá ser superior a 2 EPNdB, y
- Los excesos deberán compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

5.6 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido

5.6.1 Condiciones generales.

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

5.6.1.2 Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

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

5.6.1.4 Si el solicitante interesado en la homologación demuestra que las características de diseño del avión no permiten que éste vuele de conformidad con lo indicado en los numerales 5.6.2 y 5.6.3, los procedimientos de referencia:

- Se apartarán de los descritos en los numerales 5.6.2 y 5.6.3 de esta sección únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos;
- Deberán ser aprobados por la autoridad aeronáutica, o por las autoridades encargadas de la homologación.

5.6.1.5 Los procedimientos de referencia deberán calcularse en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

- A la presión atmosférica al nivel del mar de 1,013.25 hPa;
- A la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir ISA + 10°C. Por razones atmosféricas, la autoridad aeronáutica podrá permitir utilizar una temperatura de 15°C, o sea ISA, como otra temperatura de referencia del aire ambiente;
- A la humedad relativa de 70%, y
- Sin viento.

5.6.2 Procedimientos de referencia para el despegue.

5.6.2.1 La trayectoria de referencia para el despegue deberá calcularse del modo siguiente:

- Se utilizarán el empuje o potencia de despegue del motor de tipo promedio desde el comienzo del mismo hasta el punto en que se alcance una altura sobre la pista de por lo menos:
 - Aviones de dos motores o menos 300 m (984 ft);
 - Aviones de tres motores 260 m (853 ft);
 - Aviones de cuatro motores o más 210 m (689 ft).

- b) Una vez que el avión haya alcanzado la altura indicada en a), no se reducirán el empuje o potencia a un valor inferior al que permita mantener:
 - i) Una pendiente ascensional de 4%; o
 - ii En el caso de aviones multimotores, el vuelo horizontal con un motor inactivo; adoptándose de ambos valores de empuje o potencia el mayor;
- c) Para determinar el nivel de ruido lateral a plena potencia, la trayectoria de vuelo de referencia deberá calcularse utilizando la potencia máxima de despegue durante todo el ensayo, sin reducir el empuje o la potencia;
- d) 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 $V_2 + 19 \text{ km/h}$ ($V_2 + 10 \text{ kt}$), sin exceder $V_2 + 37 \text{ km/h}$ ($V_2 + 20 \text{ kt}$), se alcanzará lo antes posible después del despegue, y se mantendrá durante todo el ensayo para la homologación en cuanto al ruido de despegue;
- e) Durante todo el procedimiento de referencia para el despegue deberá mantenerse constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante, salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje. El término configuración se interpretará como la condición de los sistemas y la posición del centro de gravedad y comprenderá la posición de los dispositivos hipersustentadores que se utilicen, el hecho de que la UPA 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 del avión en el momento de soltar los frenos deberá ser el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, y
- g) El motor de tipo promedio se define como el promedio de todos los motores que cumplen con la homologación que se utilizaron durante los ensayos en vuelo del avión hasta la homologación y durante ella dentro de los límites y procedimientos que se especifican en el manual de vuelo. Esto establece 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 deberán corregirse de acuerdo con las disposiciones de esta Norma.

Nota.- El empuje/potencia de despegue que se utilice, será el máximo disponible para operaciones normales que se indica en la sección sobre rendimientos del manual de vuelo del avión en las condiciones atmosféricas de referencia que figuran en el numeral 5.6.1.5 del presente.

5.6.3 Procedimiento de referencia para la aproximación.

5.6.3.1 La trayectoria de referencia para la aproximación deberá calcularse del modo siguiente:

- a) El avión deberá mantenerse en régimen estabilizado y seguir una trayectoria de planeo de 3° ;
- b) La aproximación deberá efectuarse a una velocidad aerodinámica constante no inferior al valor mínimo de $V_{REF} + 19 \text{ km/h}$ ($V_{REF} \text{ mínima} + 10 \text{ Kt}$), con empuje o potencia estabilizados durante la aproximación y por encima del punto de medición, y deberá mantenerse dicha velocidad hasta la toma normal de contacto;

Nota.- El valor mínimo de V_{REF} se define como $1.3 V_S$ o el equivalente aproximado de $1.23 V_{SIG}$.

- 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 del avión en el momento de la toma de contacto, deberá ser el peso máximo de aterrizaje permitido en la configuración de aproximación descrita en el numeral 5.6.3.1 c), en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, y
- e) Se deberá utilizar la configuración más crítica (la que produce los mayores niveles de ruido) con la deflexión normal de las superficies aerodinámicas de mando, comprendidos los dispositivos de sustentación y resistencia al avance, para el peso respecto al cual se solicita la homologación. Esta configuración comprende todos los elementos que se enumeran en 6.2.5 del Apéndice "B" Normativo, que contribuyen al estado continuo más ruidoso con el peso máximo de aterrizaje en operaciones normales.

5.7 Procedimientos de ensayo.

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

5.7.2 Los datos acústicos deberán ajustarse, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo, a las condiciones de referencia de esta sección. Se efectuarán los ajustes de velocidad y de empuje, del modo que se indica en la sección 9 del Apéndice "B" Normativo.

5.7.3 Si el peso durante el ensayo es diferente del peso en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto a ruido, el ajuste necesario del EPNL no excederá de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNdB para la aproximación. Se utilizarán datos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación, 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 excederá de 2 EPNdB.

5.7.4 En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se aceptarán los procedimientos de ensayo si el avión sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de $3^\circ \pm 0.5^\circ$.

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

5.7.6 Para condiciones de despegue, lateral y aproximación, la variación del avión en velocidad indicada instantánea debe mantenerse en $\pm 3\%$ de la velocidad aerodinámica media entre los 10 dB de atenuación. Esto lo determina el anemómetro del piloto. Sin embargo, cuando la velocidad indicada instantánea exceda en 5.5 Km/h (3 kt) a la velocidad aerodinámica media sobre los 10 dB de atenuación, y el representante de la autoridad homologadora en la cabina de pilotaje juzgue que eso se debe a turbulencia atmosférica, entonces el vuelo así afectado será rechazado para fines de homologación en cuanto a ruido.

6. Aviones supersónicos

6.1 Aviones supersónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 1 de enero de 1975.

6.1.1 Aplicabilidad

Los requisitos indicados en la sección 4 de la presente Norma, con excepción de los niveles máximos de ruido indicados en el numeral 4.4, aplican a todos los aviones supersónicos, incluso sus versiones derivadas, con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente antes del 1 de enero de 1975 y respecto a los cuales se hubiese expedido por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad después del 26 de noviembre de 1981.

6.1.2 Los niveles máximos de ruido de los aviones de que trata en el numeral 6.1.1, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "B" Normativo, no deberán exceder de los niveles medidos de ruido del primer avión certificado de este tipo.

6.2 Aviones supersónicos. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada después del 1 de enero de 1975.

6.2.1 Los niveles de ruido del numeral 5 de la presente Norma que se aplican a los aviones de reacción subsónicos, se utilizarán para los aviones con respecto a los cuales se haya aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hayan llevado a cabo un procedimiento prescrito equivalente, después del 1 de enero de 1975.

7. Aviones de más de 5,700 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 1 de enero de 1985.

7.1 Aplicabilidad.

7.1.1 Los requisitos definidos a continuación no aplican a:

- a) Los aviones que sólo necesitan pistas, sin zona de parada ni zona libre de obstáculos, de 610 m de longitud, o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad;
- b) Los aviones específicamente proyectados para extinción de incendios;
- c) Los aviones específicamente proyectados para trabajos agrícolas;
- d) Los aviones a los cuales corresponde aplicar los requisitos indicados en la sección 8 de la presente Norma, y
- e) Los aviones a los cuales corresponde aplicar los requisitos indicados en la sección 11 de la presente Norma.

7.1.2 Las disposiciones contenidas en esta sección, aplican a todos los aviones propulsados por hélice, comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 5,700 kg con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 6 de octubre de 1977 o entre esa fecha y el 1 de enero de 1985.

7.1.3 Las disposiciones contenidas en la sección 4 del presente, salvo los numerales 4.1 y 4.4.2, aplican a las versiones derivadas y a los aviones cuyo peso máximo certificado de despegue sea superior a 5,700 kg y a los cuales no se apliquen los requerimientos de la sección 8 del presente con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente antes del 6 de octubre de 1977 y respecto a los cuales se hubiese otorgado al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 26 de noviembre de 1981 o después de esa fecha.

7.1.4 Las disposiciones contenidas en la sección 5 del presente, salvo el numeral 5.1, aplica a todos los aviones propulsados por hélice comprendidas sus versiones derivadas, cuyo peso máximo de despegue sea superior a 5,700 kg, con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha.

Nota.- Se considera que lo indicado en los numerales 4 y 5, aunque elaboradas anteriormente para aviones de reacción subsónicos, son apropiadas para otros tipos de aviones cualquiera que sea el sistema motopropulsor instalado.

7.2 Mediciones de ruido.

7.2.1 Medida de la evaluación del ruido.

La medida de la evaluación del ruido será el nivel efectivo de ruido percibido EPNL, expresado en EPNdB, conforme se describe en el Apéndice "B" Normativo.

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 las disposiciones de esta Norma, el avión no excederá de los niveles de ruido especificados en el numeral 7.4. del presente, en los puntos siguientes:

- a) **Punto de referencia de medición de 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;
- 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 (395 ft) por debajo de la trayectoria de descenso a 3°, que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral.

7.3.2 Puntos de medición del ruido durante los ensayos.

7.3.2.1 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 deberán efectuarse de la misma manera que las correcciones de las diferencias entre las trayectorias de ensayo y las de referencia.

7.3.2.2 Durante los ensayos de ruido lateral deberán utilizarse puntos de medición suficientes para demostrar a las autoridades encargadas de la homologación que el nivel máximo de ruido en la línea lateral apropiada ha sido determinado con claridad. Simultáneamente se efectuarán mediciones en un punto de medición del ruido y en la posición simétrica al otro lado de la pista.

7.3.2.3 El solicitante en obtener la homologación, deberá demostrar 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.

7.4. Niveles máximos de ruido.

7.4.1 Los niveles máximos de ruido cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo, no deberá exceder de los valores siguientes:

- a) **En el límite de referencia de medición del ruido lateral:** Límite constante de 96 EPNdB para los aviones cuyo peso máximo de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso, hasta un límite de 103 EPNdB, después de lo cual el límite deberá mantenerse constante;

- b) **En el punto de referencia de medición del ruido de sobrevuelo:** Límite constante de 89 EPNdB para los aviones cuyo peso máximo de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso del avión, a razón de 5 EPNdB por duplicación del peso, hasta un límite de 106 EPNdB, después de lo cual el límite deberá mantenerse constante, y
- c) **En el punto de referencia de medición del ruido de aproximación:** Límite constante de 98 EPNdB para los aviones cuyo peso máximo de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o inferior a 34,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso del avión, a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso, hasta un límite de 105 EPNdB, después de lo cual el límite deberá mantenerse constante.

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg	0	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
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	89	$63,56 + 16,61 \log W$	106	

TABLA 4. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN LA SECCION 7.4 DE LA PRESENTE NORMA

7.5. Compensaciones.

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

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

7.6 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

7.6.1 Condiciones generales.

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

7.6.1.2 Los cálculos de los procedimientos y de las trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

7.6.1.3 Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación serán los descritos en 7.6.2 y 7.6.3, respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 7.6.1.4.

7.6.1.4 Si el solicitante interesado en la homologación demuestra que las características de diseño del avión no permiten que éste vuele de conformidad con lo indicado en los numerales 7.6.2 y 7.6.3, los procedimientos de referencia:

- Se apartarán de los descritos en los numerales 7.6.2 y 7.6.3 de esta sección únicamente en cuanto esas características imposibiliten el empleo de esos procedimientos;
- Deberán ser aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

7.6.1.5 Los procedimientos de referencia deberán calcularse en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

- A la presión atmosférica al nivel del mar de 1,013.25 hPa;
- A la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir ISA + 10°C. Por razones atmosféricas, la autoridad encargada de la homologación podrá permitir utilizar una temperatura de 15°C, o sea ISA, como otra temperatura de referencia del aire ambiente;
- A la humedad relativa de 70%, y
- Sin viento.

7.6.2 Procedimientos de referencia para el despegue.**7.6.2.1** La trayectoria de referencia para el despegue deberá calcularse del modo siguiente:

- a) Se utilizará la potencia media de despegue desde el comienzo del mismo hasta el punto en que se alcance por lo menos la altura sobre la pista que se indica a continuación. La potencia de despegue que se utilice será la máxima disponible para las operaciones normales, según se indica en la sección sobre rendimientos del manual de vuelo del avión en las condiciones atmosféricas que figuran en el numeral 7.6.1.5 anterior:
 - i) Aviones de dos motores o menos 300 m (985 ft);
 - ii) Aviones de tres motores 260 m (855 ft);
 - iii) Aviones de cuatro motores o más 210 m (690 ft);
- b) Una vez que el avión haya alcanzado la altura indicada en a), la potencia no se reducirá a un valor inferior al que permita mantener:
 - i) Una pendiente ascensional de 4%; o
 - ii) En el caso de aviones multimotores, el vuelo horizontal con un motor inactivo;

adoptándose la mayor de estas dos potencias;

- c) La velocidad será la de ascenso en el despegue con todos los motores en funcionamiento seleccionada por el solicitante en condiciones normales de operación, es decir, por lo menos $V_2 + 19 \text{ km/h}$ ($V_2 + 10 \text{ kt}$), 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 deberá mantenerse constantemente la configuración de despegue elegida por el solicitante, salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje, y
- e) El peso del avión en el momento de soltar los frenos deberá ser el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido.

7.6.3 Procedimiento de referencia para la aproximación.**7.6.3.1** La trayectoria de referencia para la aproximación deberá calcularse del modo siguiente:

- a) El avión deberá mantenerse en régimen estabilizado y seguir una trayectoria de planeo de 3° ;
- b) La aproximación deberá efectuarse a una velocidad aerodinámica constante no inferior a $1.3 V_S + 19 \text{ km/h}$ ($1.3 V_S + 10 \text{ Kt}$) con empuje estabilizado durante la aproximación y por encima del punto de medición, y deberá mantenerse 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 del avión en el momento de la toma de contacto, deberá ser el peso máximo de aterrizaje permitido en la configuración de aproximación descrita en el numeral 7.6.3.1 c) anterior, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, y
- e) Se deberá utilizar la configuración más crítica (la que produce los mayores niveles de ruido) correspondiente al peso con el cual se solicita la homologación.

7.7 Procedimientos de ensayo.

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

7.7.2 Los datos acústicos se ajustarán siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo, a las condiciones de referencia de esta sección. Se efectuarán los ajustes de velocidad y de empuje, de modo que se indica en la Sección 9 del Apéndice "B" Normativo.

7.7.3 Si el peso durante el ensayo es diferente del peso en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, el ajuste necesario del EPNL no excederá de 2 EPNdB para el despegue y de 1 EPNL para la aproximación. Se utilizarán datos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación 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 excederá de 2 EPNdB.

7.7.4 En lo que respecta a las condiciones durante la aproximación, se aceptarán los procedimientos de ensayo si el avión sigue un ángulo constante de trayectoria de planeo de $3^\circ \pm 0.5^\circ$.

7.7.5 Si se utilizan procedimientos de ensayo equivalentes, diferentes de los procedimientos de referencia, los procedimientos de ensayo y todos los métodos que se utilicen para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia, serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación. Los ajustes no excederán de 16 EPNdB en el despegue y 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 7.4.

8. Aviones de no más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo aceptada antes del 17 de noviembre de 1988.

8.1 Aplicabilidad.

8.1.1 Las disposiciones contenidas en la presente sección, aplican a todos los aviones propulsados por hélice, excepto los que hayan sido específicamente proyectados para acrobacia, para trabajos agrícolas o para extinción de incendios, cuyo peso máximo certificado de despegue no sea superior a 8,618 kg y con respecto a los cuales:

- a) Se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 1 de enero de 1975 o entre esa fecha y el 17 de noviembre de 1988, salvo que en el caso de versiones derivadas para las cuales se hubiese aceptado la solicitud del certificado de aeronavegabilidad o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento equivalente el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha, a quienes les aplica las disposiciones de la sección 11 del presente; o
- b) Se hubiese otorgado por primera vez al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1980 o después de esa fecha.

8.2 Medida de la evaluación del ruido.

8.2.1. La medida de la evaluación será 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".

8.3 Niveles máximos de ruido.

8.3.1 Para los aviones especificados en 8.1.1 a) y b) del presente, los niveles máximos de ruido cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "C" Normativo, no deberán exceder de los valores siguientes:

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

Nota.- Cuando se trate de un avión al que corresponda aplicar las disposiciones de la sección 11, numeral 11.1.2, el límite de 80 dB(A) se aplica hasta 8,618 kg.

W = Peso máximo de despegue				
en unidades de 1000 kg	0	0,6	1,5	8,618
Nivel de ruido en dB (A)	68	60 + 13,33 log W		80

TABLA 5. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN LA SECCION 8.3 DE LA PRESENTE NORMA

8.4 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

8.4.1 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 (ISA + 10°C).

8.5 Procedimientos de ensayo.

8.5.1 Se utilizarán los procedimientos de ensayo descritos en los numerales 8.5.2 y 8.5.3 siguientes, o los procedimientos equivalentes de ensayo aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

8.5.2 Los ensayos destinados a demostrar conformidad con los niveles máximos de ruido de 8.3.1 consistirán en una serie de vuelos horizontales sobre la estación de medición, a una altura de:

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

el avión pasará por encima del punto de medición con una tolerancia de $\pm 10^\circ$ con respecto a la vertical.

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

9. Aviones Stol propulsados por hélice. Aviones para los cuales se haya extendido por primera vez el correspondiente certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.

Nota 1.- Para los efectos de la presente sección, son aviones Stol los que en operaciones de despegue y aterrizajes cortos, de conformidad con las especificaciones de aeronavegabilidad aplicables, sólo necesitan pistas (sin zona de parada ni zona libre de obstáculos) de 610 m de longitud, o menos, con el peso máximo certificado para fines de aeronavegabilidad.

Nota 2.- Las presentes disposiciones no se aplican a las aeronaves que pueden despegar y aterrizar verticalmente.

9.1 Aplicabilidad.

9.1.1 Esta sección aplica a todos los aviones propulsados por hélice, de peso máximo certificado de despegue superior a 5,700 kg previstos para operaciones de despegue y aterrizajes cortos (Stol), que sólo necesiten pistas sin zona de parada ni zona libre de obstáculos, de acuerdo 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 los cuales se hubiese expedido al avión en cuestión el certificado de aeronavegabilidad el 1 de enero de 1976 o después de esa fecha.

9.2 Medida de la evaluación del ruido

La medida de la evaluación del ruido debe ser el nivel efectivo de ruido percibido EPNL expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo de esta Norma.

9.3 Puntos de referencia para la medición del ruido:

En los ensayos en vuelo que se lleven a cabo de conformidad con los procedimientos descritos en el numeral 9.6, el avión no deberá exceder de los niveles de ruido especificados en el numeral 9.4 del presente, 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 de pista, a 300 m de este eje o de su prolongación, en el que el nivel de ruido de despegue o de aterrizaje es máximo, en operaciones Stol del avión;
- b) **Punto de referencia de ruido de sobrevuelo:** Punto en la prolongación del eje de pista a una distancia de 1,500 m del comienzo del recorrido de despegue, y
- c) **Punto de referencia del ruido de aproximación:** Punto en la prolongación del eje de pista, a 900 m del umbral.

9.4 Niveles máximos de ruido.

Los niveles máximos de ruido en cualquiera de los puntos de referencia, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo, no deberán exceder de 96 EPNdB para los aviones cuyo peso máximo certificado sea inferior o igual a 17,000 kg, valor que aumentará linealmente con el logaritmo del peso a razón de 2 EPNdB por duplicación del peso para los aviones cuyo peso máximo certificado sea superior a 17,000 kg.

9.5 Compensaciones.

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

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

9.6 Procedimientos de ensayo.

9.6.1 El procedimiento de referencia para el despegue debe ser el siguiente:

- a) El avión deberá tener el peso máximo de despegue respecto al cual se solicita la homologación en cuanto al ruido;
- b) Deberá utilizarse la velocidad de rotación (RPM) de la hélice y/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 en cuanto al ruido de despegue, la velocidad aerodinámica, la pendiente ascensional, la actitud y configuración del avión, deberán ser las especificadas en el manual de vuelo para despegues STOL.

9.6.2 El procedimiento de referencia para la aproximación debe ser el siguiente:

- a) El avión deberá tener el peso máximo de aterrizaje respecto al cual se solicita la homologación en cuanto al ruido;
- b) Durante todo el ensayo de demostración para la homologación en cuanto al ruido de aproximación, la velocidad de rotación (RPM) de la hélice y/o del motor y el régimen de potencia del motor, la velocidad aerodinámica, la pendiente de descenso, la actitud y configuración del avión, deberán ser los especificados en el manual de vuelo para aterrizajes STOL, y
- c) El empuje negativo después del aterrizaje deberá ser el máximo especificado en el manual de vuelo.

10. Helicópteros**10.1 Aplicabilidad.**

10.1.1 Las disposiciones contenidas en la presente sección aplican a todos los helicópteros excepto los que hayan sido proyectados exclusivamente 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 las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 1 de enero de 1985 o después de esa fecha; 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 las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha.

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

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

10.1.3 El solicitante en virtud de 10.1.1 puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con la sección 12 en lugar de la sección 10 de la presente Norma, si el helicóptero está propulsado por uno o varios motores de émbolo y tiene un peso máximo certificado de despegue de 2,730 kg o menos.

10.2 Medida de la evaluación del ruido.

10.2.1 La medida de la evaluación del ruido será el nivel efectivo del ruido percibido EPNL, expresado en EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo.

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 esta Norma, el helicóptero no excederá de los niveles de ruido especificados en el numeral 10.4 de esta sección en los puntos siguientes:

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

- 1) Un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno en la proyección de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue (véase 10.6.2.1) y a una distancia horizontal de 500 m en el sentido de vuelo, del punto en que comienza la transición al vuelo de ascenso de dicho procedimiento [véase 10.6.2.1 b)];
- 2) Otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el despegue y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

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

- 1) Un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno a 150 m (490 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (véase 10.6.3.1);
- 2) Otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

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

- 1) Un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado sobre el terreno a 120 m (395 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación (véase 10.6.4.1). En terreno horizontal, este punto se encuentra a 1.140 m de la intersección de la trayectoria de aproximación de 6° con el plano del terreno;
- 2) Otros dos puntos sobre el terreno, dispuestos simétricamente a 150 m a ambos lados de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para la aproximación y sobre una línea que pase por el punto de referencia de la trayectoria de vuelo.

10.4 Niveles máximos de ruido.

10.4.1 En el caso de los helicópteros de que trata en el numeral 10.1.1, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido expuesto en el Apéndice "B" Normativo, no deberán exceder de los valores siguientes:

10.4.1.1 En el punto de referencia de la trayectoria de despegue: 109 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que 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 deberá mantenerse constante.

10.4.1.2 En el punto de referencia de la trayectoria de sobrevuelo: 108 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que 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 deberá mantenerse constante.

10.4.1.3 En el punto de referencia de la trayectoria de aproximación: 110 EPNdB para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea igual o superior a 80,000 kg, valor que 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 deberá mantenerse constante.

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg	0	0,788	80
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
Niveles de ruido de sobrevuelo (EPNdB)	88	$89,03 + 9,97 \log W$	108

TABLA 6. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA LOS HELICOPTEROS COMPRENDIDOS EN LA SECCION 10.4 DE LA PRESENTE NORMA

10.5 Compensaciones.

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

- La suma de los excesos no deberá ser superior a 4 EPNdB;
- Todo exceso en un solo punto no deberá ser superior a 3 EPNdB, y
- Los excesos deberán compensarse por las reducciones correspondientes en otro u otros puntos de medición.

10.6 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

10.6.1 Condiciones generales.

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

10.6.1.2 Los procedimientos y las trayectorias de vuelo de referencia serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

10.6.1.3 Los procedimientos de referencia para el despegue y la aproximación serán los descritos en 10.6.2, 10.6.3 y 10.6.4 respectivamente, excepto las condiciones especificadas en 10.6.1.4.

10.6.1.4 Si el solicitante interesado en la homologación demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste vuele de conformidad con lo indicado en los numerales 10.6.2, 10.6.3 o 10.6.4, los procedimientos de referencia:

- Se apartarán de los descritos en los numerales 10.6.2, 10.6.3 o 10.6.4 de esta sección, únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de esos procedimientos de referencia, y
- Deberán ser aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

10.6.1.5 Los procedimientos de referencia deberán calcularse en las condiciones atmosféricas de referencia siguientes:

- A la presión atmosférica al nivel del mar de 1,013.25 hPa;
- A la temperatura del aire ambiente de 25°C, es decir ISA + 10°C. Por razones atmosféricas, la autoridad encargada de la homologación podrá permitir utilizar una temperatura de 15°C, o sea ISA, como otra temperatura de referencia del aire ambiente;
- A la humedad relativa de 70%, y
- Sin viento.

10.6.1.6 En los numerales 10.6.2.1 d), 10.6.3.1 c) y 10.6.4.1 c) siguientes, el valor máximo de revoluciones por minuto (RPM) en condiciones normales de operación, se tomará como la velocidad del rotor máxima para cada procedimiento de referencia correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el fabricante y aprobado por la autoridad encargada de la homologación. Cuando se fija una tolerancia sobre la velocidad de rotor máxima, la velocidad máxima del rotor en condiciones normales de operación, se tomará como la velocidad de rotor máxima con respecto a la cual se ha fijado esa tolerancia. Si la velocidad de rotor se relaciona automáticamente con la condición de vuelo, los procedimientos para la homologación en cuanto al ruido exigen que se utilice la velocidad del rotor máxima en condiciones normales de operación correspondiente a esa condición de vuelo. Si el piloto puede variar la velocidad del rotor, los procedimientos para la homologación en cuanto al ruido exigen que se use la velocidad de rotor más alta fijada en la sección de limitaciones del manual de vuelo en condiciones de operación con el motor encendido.

10.6.2 Procedimientos de referencia para el despegue.

10.6.2.1 El procedimiento de referencia para el despegue deberá calcularse del modo siguiente:

- a) El helicóptero deberá estabilizarse 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, deberá mantenerse 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 deberá efectuarse a la velocidad estabilizado 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 deberá mantenerse constantemente la configuración de despegue seleccionada por el solicitante, salvo que estará permitido replegar el tren de aterrizaje;
- e) El peso del helicóptero será el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al 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 (BRC) y por la velocidad V_y correspondiente al rendimiento mínimo especificado del motor.

10.6.3 Procedimientos de referencia para el sobrevuelo

10.6.3.1 El procedimiento de referencia para el sobrevuelo deberá apegarse a lo siguiente:

- a) El helicóptero deberá establecerse en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de vuelo, a una altura de 150 m (492 ft);
- b) Deberá mantenerse la velocidad más baja de las velocidades $0.9 V_H$, o $0.9 V_{NE}$ o $0.45 V_H + 120$ km/h ($0.45 V_H + 65$ kt) o $0.45 V_{NE} + 120$ km/h ($0.45 V_{NE} + 65$ kt). durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo;

Nota.- A los efectos de la homologación 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°C, con el peso máximo certificado pertinente. V_{NE} se define como la velocidad aerodinámica de aeronavegabilidad que no debe sobrepasarse impuesta por el fabricante y aprobada por las autoridades encargadas de la certificación.

- c) El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las RPM máximas de funcionamiento normal certificadas para vuelo horizontal;
- d) El helicóptero deberá volar en configuración de crucero, y
- e) El peso del helicóptero deberá ser el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido.

10.6.3.2 En la homologación en cuanto al ruido, los valores V_H y V_{NE} utilizados se citarán en el manual de vuelo aprobado.

10.6.4 Procedimiento de referencia para la aproximación.

10.6.4.1 El procedimiento de referencia para la aproximación deberá apegarse a lo siguiente:

- a) El helicóptero deberá estabilizarse y seguir una trayectoria de aproximación de 6° ;
- b) La aproximación deberá efectuarse 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 deberá mantenerse dicha velocidad hasta la toma normal de contacto;
- c) La aproximación deberá efectuarse a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las RPM máximas de funcionamiento normal certificadas para la aproximación;
- d) Durante todo el procedimiento de referencia para la aproximación deberá mantenerse 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 deberá ser el peso máximo de aterrizaje en relación con el cual se solicita la homologación.

10.7 Procedimientos de ensayo.

10.7.1 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se tramitarán en una forma aprobada para dar la medida de evaluación del ruido designada con el nombre de nivel efectivo de ruido percibido EPNL, en unidades EPNdB, según se describe en el Apéndice "B" Normativo.

10.7.2 Las condiciones y procedimientos de ensayo serán análogos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "B" Normativo, a las condiciones y procedimientos de referencia de esta sección.

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

- a) De 4.0 EPNdB para el ruido de despegue, de los cuales la suma aritmética de D1 y del término $-7.5 \log (QK/QrKr)$ de D2 no excederá de 2.0 EPNdB;
- b) De 2.0 EPNdB para el ruido de sobrevuelo o de aproximación.

10.7.4 En los ensayos, el régimen medio del rotor (RPM) no diferirá del valor normal máximo de operación en más de $\pm 1.0\%$ durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

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

10.7.6 Cuando la componente de velocidad del viento en la dirección del vuelo es superior a 9 km/h (5 kt), el número de sobrevuelos horizontales con viento de frente será igual al número de sobrevuelos horizontales con viento de cola.

10.7.7 El helicóptero volará dentro de un ángulo de $\pm 10^\circ$ o ± 20 m de ambos valores el que sea mayor, respecto al plano vertical sobre la derrota de referencia, durante el tiempo de atenuación de 10 dB (véase la figura 8-1).

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

10.7.9 Durante la demostración del ruido de aproximación, el helicóptero se mantendrá en una aproximación estabilizada a velocidad constante dentro del espacio aéreo comprendido entre los ángulos de aproximación de 5.5° y 6.5° .

10.7.10 Los ensayos del helicóptero se efectuarán con un peso no inferior a 90% del correspondiente peso máximo certificado y podrán efectuarse con un peso que no exceda de 105% de dicho peso máximo

certificado. En cada una de las tres condiciones de vuelo, se deberá completar un ensayo por lo menos con dicho peso máximo certificado o una mayor aún.

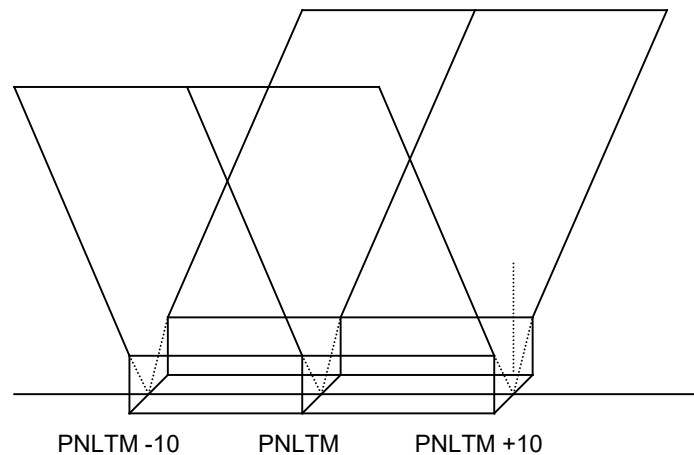


FIGURA 10-1. TOLERANCIA DE DESVIACION LATERAL DE LOS HELICOPTEROS.

11. Aviones de no más de 8,618 kg propulsados por hélice. Solicitud del certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o para la versión derivada, aceptada el 17 de noviembre de 1988 o después de esa fecha

11.1 Aplicabilidad.

11.1.1 Las disposiciones de esta sección aplican a todos los aviones propulsados por hélice y a sus versiones derivadas, cuyo peso certificado de despegue no exceda de 8,618 kg salvo los específicamente diseñados para acrobacia, trabajos agrícolas o extinción de incendios y a los planeadores con motor de sustentación.

11.1.2 En el caso de un avión con respecto al cual se hubiese aceptado la solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo, o para las versiones derivadas, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 17 de noviembre de 1988 o después, salvo los aviones especificados en 11.1.4, se aplicarán los límites de ruido consignados en 11.4. a).

11.1.3 En el caso de los aviones especificados en 11.1.2 que no se ajusten a los requisitos de este numeral y con respecto a los cuales se hubiese aceptado la solicitud del certificado de aprobación tipo, o para las versiones derivadas o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente antes del 17 de noviembre de 1993, se aplicarán la normas de la sección 8 de la presente Norma Oficial Mexicana.

11.1.4 En el caso de los monomotores con la salvedad de los aviones diseñados específicamente para fines acrobáticos, trabajos agrícolas o extinción de incendios, los planeadores a motor con sustentación propia, los aviones con flotadores y anfibios, a los cuales:

- a) La solicitud de certificado de aeronavegabilidad para el prototipo o sus versiones derivadas fue aceptada o bien la autoridad certificante llevó a cabo otro procedimiento equivalente en o después del 4 de noviembre de 1999, se aplican los límites de ruido del 11.4 b).
- b) La solicitud de certificado de aeronavegabilidad para la versión derivada fue aceptada después del 4 de noviembre de 1999, en relación con el cual la solicitud del certificado tipo, u otro procedimiento equivalente, fue realizado por la autoridad certificante, antes del 4 de noviembre de 1999, se aplican los límites de ruido del 11.4 b), y
- c) Se aplican los requisitos de b), pero que no satisfacen los límites de ruido del 11.4 b), se aplicarán los límites de ruido de 11.4 a) siempre y cuando la solicitud de la versión derivada se hiciera antes del 4 de noviembre de 2004.

11.2 Medida de la evaluación del ruido.

La medida de la evaluación del ruido será el nivel máximo de ruido de ponderación "A" ($L_A \text{ máx}$) definido en el Apéndice "E" Normativo.

11.3 Puntos de referencia para la medición del ruido.

11.3.1 En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con estas Normas, el avión no deberá exceder del nivel de ruido especificado en 11.4 en el punto de referencia para la medición del ruido de despegue.

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

11.4 Niveles máximos de ruido.

Los niveles máximos de ruido fijados conforme al método de evaluación del ruido del Apéndice "E" Normativo, no deberán exceder de los siguientes:

- a) En el caso de los aviones comprendidos en 11.1.2 y 11.1.4 c), un límite constante de 76 dB(A) para aviones cuyo peso sea de hasta 600 kg, dicho valor aumentará linealmente con el logaritmo del peso, hasta un límite de 88 dB(A), a los 1,400 kg, después de lo cual el límite deberá mantenerse constante para aviones cuyo peso sea de hasta 8,618 kg, y,
- b) En el caso de los aviones comprendidos en 10.1.4 a) y b), un límite constante de 70 dB(A) para aviones cuyo peso máximo 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 1000 kg			
	0	0,6	1,4 8,618
Nivel de ruido en dB(A)	76	$83,23 + 32,67 \log W$	88

TABLA 7. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN EL NUMERAL 11.4 a) DE LA PRESENTE NORMA

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg			
	0	0,57	1,5 8,618
Nivel de ruido en dB(A)	70	$78,71 + 35,70 \log W$	85

TABLA 8. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA AERONAVES COMPRENDIDAS EN EL NUMERAL 11.4 b) DE LA PRESENTE NORMA

11.5 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

11.5.1 Condiciones generales

11.5.1.1 Los cálculos de los procedimientos de referencia y de las trayectorias de vuelo serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

11.5.1.2 Salvo en las condiciones especificadas en 11.5.1.3, el procedimiento de referencia de despegue será definido en 11.5.2.

11.5.1.3 Si el solicitante en obtener la homologación demuestra que las características de diseño del avión impiden que los vuelos se lleven a cabo de conformidad con el numeral 11.5.2 siguiente, los procedimientos de referencia:

- a) Serán distintos de los procedimientos de referencia definidos, solamente en la medida en que dichas características de diseño imposibiliten la aplicación de los procedimientos definidos, y
- b) Deberán ser aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

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

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

d) Sin viento.

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

11.5.2 Procedimiento de referencia para el ruido de despegue.

La trayectoria del vuelo de despegue deberá calcularse teniendo en cuenta las dos fases siguientes:

PRIMERA FASE

- a) Deberá utilizarse la potencia de despegue desde el momento de soltar los frenos hasta el momento en el que el avión alcance la altura de 15 m (50 ft) por encima de la pista.
- b) Deberá mantenerse constantemente durante toda esta primera fase la configuración de despegue seleccionada por el solicitante.
- c) El peso del avión en el momento de soltar los frenos deberá ser el máximo de despegue con respecto al cual se solicite la homologación en cuanto al ruido.
- d) La longitud de esta primera parte corresponderá a la distancia de despegue indicada en los datos de aeronavegabilidad para una pista horizontal pavimentada.

SEGUNDA FASE

- a) El principio de la segunda fase coincidirá con el fin de la primera fase.
- b) Durante toda la segunda fase, el avión deberá mantenerse en la configuración de ascenso con el tren de aterrizaje replegado, si fuera replegable, y la deflexión de los flaps correspondiente a la configuración normal de ascenso.
- c) La velocidad deberá ser la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso V_y .
- d) La potencia de despegue y, para los aviones de hélice de paso variable o de velocidad constante, las RPM se mantendrán durante toda la segunda fase. Si las limitaciones de aeronavegabilidad no permiten la aplicación de la potencia de despegue y las RPM hasta el punto de referencia, entonces la potencia de despegue y las RPM se mantendrán hasta donde lo permitan dichas limitaciones y de ahí en adelante a potencia y RPM máximas continuas. No se permitirá limitar el tiempo durante el cual deberán aplicarse la potencia de despegue y las RPM para cumplir con esta sección. La altura de referencia se calculará suponiendo una pendiente ascensional apropiada para los regímenes de potencia que se utilicen.

11.6 Procedimientos de ensayo.

11.6.1 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se transmitirán en una forma aprobada, para determinar la medida de evaluación del ruido en unidades L_A máx, según se describe en el Apéndice "E" Normativo.

11.6.2 Los datos acústicos se ajustarán por los métodos esbozados en el Apéndice "E" Normativo a las condiciones de referencia especificadas en este capítulo.

11.6.3 Si se utilizan procedimientos de ensayo equivalentes, éstos y todos los métodos para ajustar los resultados a los procedimientos de referencia serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

12. Helicópteros de no más de 2,730 kg de peso máximo certificado de despegue

12.1 Aplicabilidad.

12.1.1 Las disposiciones establecidas en la presente sección aplican a todos los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue no exceda de 2,730 kg excepto los que hayan sido proyectados exclusivamente para trabajos agrícolas, extinción de incendios o transporte de cargas por eslinga, y respecto a los cuales:

- a) Se hubiese expedido el certificado de aprobación tipo para el prototipo o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha; o
- b) Se hubiese expedido el certificado de aprobación tipo para una modificación del diseño de tipo y dicha modificación pudiese aumentar el nivel de ruido de sobrevuelo del helicóptero, o las autoridades encargadas de la certificación hubiesen llevado a cabo otro procedimiento prescrito equivalente el 11 de noviembre de 1993 o después de esa fecha.

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

12.1.3 El solicitante en virtud del numeral 12.1.1 de esta sección puede elegir la alternativa de demostrar el cumplimiento con la sección 10 en lugar de la presente sección.

12.2 Medida de la evaluación del ruido.

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

12.3 Puntos de referencia para la medición del ruido.

En los ensayos que se lleven a cabo de conformidad con la presente Norma, el helicóptero no excederá de los niveles de ruido especificados en el numeral 12.4 siguiente en un punto de referencia de la trayectoria de vuelo situado en el terreno, 150 m (490 ft) por debajo de la trayectoria de vuelo definida en el procedimiento de referencia para el sobrevuelo (véase el numeral 12.5.1.3 del presente).

12.4 Niveles máximos de ruido.

En el caso de los helicópteros de que se trata en el numeral 12.1.1, los niveles máximos de ruido, cuando se determinen de conformidad con el método de evaluación del ruido del Apéndice "D" Normativo, no deberán exceder de 82 decibeles en unidades SEL para los helicópteros cuyo peso máximo certificado de despegue, en relación con la cual se solicita la homologación en cuanto al ruido, sea de hasta 788 kg valor que aumentará, de ahí en adelante, a razón de 3 decibeles por cada duplicación del peso.

W = Peso máximo de despegue en unidades de 1000 kg	0	0,788	2,730
Nivel de ruido en dB SEL	82	83,03 + 9,97 log W	

TABLA 9. NIVELES MAXIMOS DE RUIDO PARA HELICOPTEROS COMPRENDIDOS EN LA SECCION 12.4 DE LA PRESENTE NORMA

12.5 Procedimientos de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

12.5.1 Condiciones generales

12.5.1.1 El procedimiento de referencia se conformará a los requisitos correspondientes de aeronavegabilidad y será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

12.5.1.2 Excepto cuando se apruebe de otro modo, el procedimiento de referencia para el sobrevuelo será el que se define en 12.5.2.

12.5.1.3 Si el solicitante interesado en la homologación demuestra que las características de diseño del helicóptero no permiten que éste vuele de conformidad con lo indicado en el numeral 12.5.2 siguiente, se permitirá que el procedimiento de referencia se aparte del procedimiento de referencia normalizado, con la aprobación de la autoridad aeronáutica o de la autoridad encargada de la homologación, pero únicamente en cuanto esas características de diseño imposibiliten el empleo de los procedimientos de referencia.

12.5.1.4 El procedimiento de referencia deberá calcularse 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.

12.5.1.5 Las RPM máximas en operaciones normales, se tomarán como la velocidad del rotor máxima nominal correspondiente al límite de aeronavegabilidad impuesto por el fabricante y aprobado por la autoridad encargada de la homologación para el sobrevuelo. Cuando se fija una tolerancia sobre la velocidad de rotor máxima, la velocidad máxima del rotor en condiciones normales de operación, se tomará como la velocidad de rotor máxima con respecto a la cual se ha fijado esa tolerancia. Si la velocidad de rotor se

relaciona automáticamente con la condición de vuelo, los procedimientos para la homologación en cuanto al ruido exigen que se utilice la velocidad de rotor máxima en condiciones normales de operación correspondiente a esa condición de vuelo. Si el piloto puede variar la velocidad del rotor, los procedimientos para la homologación en cuanto al ruido exigen que se use la velocidad del rotor más alta fijada en la sección de limitaciones del manual de vuelo en condiciones de operación con el motor encendido.

12.5.2 Procedimientos de referencia.

12.5.2.1 El procedimiento de referencia deberá calcularse del modo siguiente:

- a)** El helicóptero deberá estabilizarse en vuelo horizontal en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de vuelo a una altura de 150 m (492 ft) $\pm$ 15 m (50 ft);
- b)** Deberá mantenerse la velocidad más baja de las velocidades $0.9 V_H$, o $0.9 V_{NE}$ o $0.45 V_H + 120$ km/h (65 Kt) o $0.45 V_{NE} + 120$ km/h (65 kt), durante todo el procedimiento de referencia para el sobrevuelo. A los efectos de la homologación en cuanto al ruido, V_H se define como la velocidad aerodinámica en vuelo horizontal alcanzada utilizando el par correspondiente a la potencia mínima con motor instalado, potencia máxima continuamente disponible a la presión atmosférica al nivel del triar (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 fabricante y aprobada por las autoridades encargadas de la certificación.
- c)** El sobrevuelo se efectuará a la velocidad estabilizada de giro del rotor a las RPM máximas en operaciones normales certificadas para vuelo horizontal;
- d)** El helicóptero deberá volar en configuración de crucero, y
- e)** El peso del helicóptero deberá ser el peso máximo de despegue en relación con el cual se solicita la homologación en cuanto al ruido.

12.5.2.2 En la homologación en cuanto a ruido, los valores de V_H y V_{NE} utilizados se citarán en el manual de vuelo aprobado.

12.6 Procedimientos de ensayo.

12.6.1 Los procedimientos de ensayo y las mediciones del ruido se llevarán a cabo y se transmitirán 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.

12.6.2 Las condiciones y procedimientos de ensayo serán muy parecidos a las condiciones y procedimientos de referencia, o bien los datos acústicos se ajustarán, siguiendo los métodos indicados en el Apéndice "D" Normativo, a las condiciones y procedimientos de referencia de esta sección.

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

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

12.6.5 Durante el ensayo, el régimen medio del rotor (RPM) no diferirá de las RPM máximas para operaciones normales en más de $\pm 1.0\%$ durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

12.6.6 La velocidad aerodinámica del helicóptero no diferirá de la velocidad aerodinámica de referencia adecuada del vuelo de demostración, según se describe en el Apéndice "D" Normativo en más de ± 5 km/h (3 kt) durante el tiempo de atenuación de 10 dB.

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

12.6.8 Los ensayos se efectuarán con un peso del helicóptero que no sea inferior a 90% del peso máximo certificado pertinente y podrán efectuarse con un peso que no exceda de 105% de dicho peso máximo certificado.

13. Cumplimiento

13.1 Todos los concesionarios, permisionarios u operadores aéreos que operen dentro de la República Mexicana y su espacio aéreo, aeronaves propulsadas por hélice y helicópteros, además de aeronaves de reacción subsónicas y supersónicas menores de 34,000 kg (75,000 lbs), deberán cumplir con los límites de emisión de ruido establecidos para dichas aeronaves y equipos en sus secciones correspondientes de la presente Norma a partir del 31 de diciembre de 2001.

13.2 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 concesionarios, permisionarios u operadores aéreos,

deberá cumplir con los límites de ruido establecidos en la sección 5, Tabla 3 de la presente Norma como sigue:

13.2.1 El 30% de la flota aérea de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacionales, deberá cumplir con los límites señalados en la sección 5, tabla 3 a más tardar el 31 de diciembre del año 2001.

13.2.2 El 60% de la flota aérea de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacionales, deberá cumplir con los límites señalados en la sección 5, tabla 3 a más tardar el 31 de diciembre del año 2002.

13.2.3 El 80% de la flota aérea de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacionales, deberá cumplir con los límites señalados en la sección 5, tabla 3 a más tardar el 31 de diciembre del año 2003.

13.2.4 El 100% de la flota aérea de un concesionario, permisionario u operador aéreo nacionales, deberá cumplir con los límites señalados en la sección 5, tabla 3 a más tardar el 31 de diciembre del año 2004.

13.3 A partir de la entrada en vigor de la presente Norma, no se permitirá la operación de toda aeronave que pretenda ser adquirida o arrendada del extranjero por cualquier concesionario, permisionario u operador aéreo nacionales para su operación en el espacio aéreo sobre territorio nacional, que no cumplan con los límites de ruido establecidos en la presente Norma y para el caso de las aeronaves de reacción subsónica con un peso máximo de despegue superior a 34,000 kg (75,000 lbs), y aeronaves supersónicas (no importando el peso máximo de despegue) sin importar las fechas de certificación, deberán cumplir con la sección 5, tabla 3 de la presente Norma.

13.4 A partir de la entrada en vigor de la presente Norma, toda aeronave perteneciente o en posesión de permisionarios u operadores aéreos extranjeros que opere o pretenda operar en espacio aéreo sobre territorio nacional, deberá cumplir con los límites de ruido señalados en la presente Norma y para el caso de las aeronaves de reacción subsónica con un peso máximo de despegue superior a 34,000 kg (75,000 lbs), y aeronaves supersónicas (no importando el peso máximo de despegue) sin importar las fechas de certificación, deberán cumplir con la sección 5, tabla 3 de la presente Norma, salvo los casos indicado en el numeral 13.7.

13.5 Todo concesionario, permisionario u operador aéreo cuya flota (total o parcialmente) cumpla con las disposiciones de homologación de ruido descritas en los numerales 4 a 12, como corresponda, de la presente Norma Oficial Mexicana, deberá presentar el Certificado de homologación de ruido expedido por la autoridad aeronáutica del Estado de matrícula de la aeronave o los documentos del certificado tipo o equivalente que acredite que está homologado.

13.6 Para el cumplimiento de los límites de ruido señalados en la presente Norma Oficial Mexicana, cuando se tenga que efectuar alguna modificación a la aeronave, ésta deberá estar aprobada por el Estado de la entidad de diseño de dicha modificación. Para ello, el concesionario, permisionario u operador aéreo, según aplique, deberá cumplir estrictamente con las condiciones y limitaciones especificadas en el Certificado Tipo correspondiente y el Certificado Tipo Suplementario, según corresponda, y su respectivo suplemento de manual de vuelo, debiendo cumplir con lo señalado en el numeral 15 de la presente Norma.

13.7 Quedan exentas del cumplimiento de esta norma todas 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).

14. Extensiones para el cumplimiento

14.1 Para los efectos del numeral 13.1, los concesionarios, permisionarios u operadores aéreos nacionales podrán obtener una extensión de tiempo que les permita operar con sus aeronaves actuales hasta el 31 de diciembre de 2002. Esta solicitud deberá recibirse 30 días después de la fecha de efectividad de la presente Norma, siendo la autoridad aeronáutica la que determine dicha extensión con base en factores técnicos.

14.2 Hasta el 19 de marzo de 2002, para las aeronaves que se especifican en el numeral 5.1.1 b) y c) de la presente, se permitirá alternativamente el requisito de ruido lateral que se establece en el numeral 5.3.1 a) 1) de esta Norma.

14.3 A los concesionarios, permisionarios u operadores aéreos que se les otorgue una extensión de tiempo, deberán presentar semestralmente ante la Autoridad Aeronáutica un reporte del estado de la composición de sus aeronaves o flota aérea, relativo a sus motores instalados o a las modificaciones efectuadas para el cumplimiento con los límites de los niveles de emisión de ruido de las mismas, a efecto de dar continuo seguimiento del cumplimiento de la presente Norma.

15. Certificación y convalidación de la homologación de emisión de ruido

15.1 Todo concesionario, permisionario u operador aéreo de aeronaves con marcas de nacionalidad y matrícula mexicana, deberá solicitar a la Autoridad Aeronáutica la certificación y/o convalidación de la homologación de emisión de ruido, debiendo presentar lo siguiente:

15.1.1 Copia del certificado de emisión de ruido o documento equivalente emitido por la Autoridad Aeronáutica del País fabricante de la aeronave, para su convalidación por la Autoridad Aeronáutica.

15.1.2 Información de toda modificación incorporada a la aeronave y sus motores en caso de existir.

15.1.3 Pesos de la aeronave con los cuales se otorgó el certificado o documento de emisión de ruido.

15.1.4 Presentar la enmienda al manual de vuelo de la aeronave por la inclusión de las gráficas de emisión de ruido y características de operación para su aprobación.

15.2 Toda modificación efectuada a una aeronave y sus componentes con objeto de cumplir con los límites de ruido especificados en la presente Norma, será sujeta a aprobación o convalidación, según corresponda, por la Autoridad Aeronáutica.

15.3 Se convalidará el certificado homologación de emisión de ruido o documento equivalente otorgado por la Autoridad Aeronáutica del país de fabricación de la aeronave, cuando los requisitos bajo los cuales se haya concedido, sean por lo menos iguales a los establecidos conforme al tipo de aeronave y equipo en la sección correspondiente de la presente Norma.

15.4 La Autoridad Aeronáutica suspenderá o revocará la homologación en cuanto a ruido de la aeronave, si se deja de cumplir con las disposiciones establecidas en esta Norma Oficial Mexicana y sólo mediante la verificación con pruebas de medición de ruido conforme a los límites establecidos en la misma Norma, se cancelará dicha suspensión.

15.5 La Autoridad Aeronáutica no levantará la suspensión de una homologación en cuanto al ruido ni concederá un nuevo certificado a menos que al hacer una nueva evaluación de la aeronave, se compruebe que ésta cumple con los requisitos establecidos en la presente Norma.

15.6 El certificado de convalidación de homologación de ruido de cualquier aeronave contendrá como mínimo, los datos siguientes:

- a) Marcas de nacionalidad y matrícula de la aeronave.
- b) No. de Serie otorgado por el fabricante de la aeronave.
- c) Marca y modelo de la aeronave asignado por el fabricante, marca y modelo del motor(es) y hélice(s).
- d) Declaración de conformidad de toda modificación incorporada a la aeronave con objeto de satisfacer los requisitos.
- e) Peso máximo de despegue de la aeronave para la cual se haya solicitado la certificación.
- f) El cumplimiento a la presente Norma, de conformidad con lo cual se concedió la homologación de ruido de la aeronave.

15.7 Una vez otorgado el certificado o convalidación de homologación de ruido se incluirá en el Manual de Vuelo de la aeronave la enmienda que contempla la información requerida del numeral 15.6 incisos a) al f) aprobada por la autoridad aeronáutica.

15.8 Los permisionarios extranjeros deberán presentar a la autoridad aeronáutica copia del certificado de ruido o documento equivalente emitido por la autoridad aeronáutica del país de marcas de nacionalidad y matrícula de la aeronave.

15.9 Los concesionarios, permisionarios y operadores aéreos nacionales que cuenten con aeronaves con marcas de nacionalidad y matrícula diferentes a las nacionales, deberán presentar a la autoridad aeronáutica copia del certificado de emisión de ruido de la autoridad aeronáutica del país de nacionalidad y matrícula de la aeronave.

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

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.

17. 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, 6a. Enmienda, 1999, OACI.

- Manual Técnico - Ambiental sobre Aplicación de los Procedimientos de Homologación de las Aeronaves en cuanto al Ruido. Doc. 9501. 2a. Edición, 1995, OACI.
- Publicación 179A. "Medidores de Precisión del Nivel Sonoro". Comisión Electrotécnica Internacional. 1973.
- Publicación 225. Comisión Electrotécnica Internacional. 1966.
- Noise Standards Aircraft Type and Airworthiness Certification, Part 36, Vol. 13 CFR, 1o. Edic., Federal Aviation Administration, de los Estados Unidos de Norteamérica.
- International Electrotechnical Vocabulary, 2a. Edición, IEC-50(08) (1960).
- Acoustic Standard Tuning Frequency, ISO-16.
- Expression of the Physical and Subjective Magnitudes of Sound or Noise, ISO-131 (1959).
- Acoustics - Preferred Reference Quantities for Acoustic Levels, ISO DIS 11638.2.
- Guide to the Measurement of Acoustical Noise and Evaluation of its Effects on Man, ISO -2204 (1973).
- Precision Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique, IEC-327 (1971).
- Precision Method for Free Field Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique, IEC-486 (1974).
- Values for the Difference between Free Field and Pressure Sensitivity Levels for One-inch Standard Condenser Microphone, IEC-655 (1979).
- Simplified Method for Pressure Calibration of One-inch Standard Condenser Microphone by the Reciprocity Technique, IEC-402 (1972).
- IEC Recommendations for Sound Level Meters, International Electrotechnical Commission, IEC 651 (1979).
- ISO Recommendations for Preferred Frequencies for Acoustical Measurements, International Organization for Standardization, ISO/R266-1962(E).
- IEC Recommendations for Octave, Half-Octave and Third-Octave Band Filters Intended for the Analysis of Sounds and Vibrations, International Electrotechnical Commission, IEC 225 (1966).

18. Observancia de esta Norma

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.

19. De la evaluación de la conformidad

La Secretaría de Comunicaciones y Transportes, por conducto de la Dirección General de Aeronáutica Civil, así como unidades de verificación debidamente acreditadas y aprobadas, verificará el cumplimiento de la presente Norma como sigue:

19.1 A los concesionarios, permisionarios y operadores aéreos nacionales, a través del certificado tipo emitido por la autoridad aeronáutica del estado de diseño de la aeronave correspondiente.

19.2 A los permisionarios u operadores extranjeros, a través de la exhibición del certificado de homologación de ruido emitido por su estado de registro.

20. Sanciones

Las violaciones a la Norma Oficial Mexicana serán sancionadas en los términos de la Ley de Aviación Civil, la Ley General del Equilibrio Ecológico y la Protección al Ambiente, sus respectivos reglamentos y demás disposiciones jurídicas aplicables.

21. Vigencia

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

TRANSITORIOS

PRIMERO.- Provéase la publicación de esta Norma en el **Diario Oficial de la Federación**.

SEGUNDO.- Los concesionarios o permisionarios del servicio de transporte aéreo regular a los cuales ya les fue otorgado su respectivo título de concesión, podrán acogerse en todo tiempo a los plazos de cumplimiento establecidos en la presente Norma.

Sufragio Efectivo. No Reelección.

Dado en la Ciudad de México, Distrito Federal, a los veintinueve días del mes de diciembre de dos mil.- El Secretario de Comunicaciones y Transportes, **Pedro Cerisola y Weber**.- Rúbrica.- El Secretario de Medio Ambiente y Recursos Naturales, **Víctor Lichtinger**.- Rúbrica.

APENDICE "A" NORMATIVO

METODO DE EVALUACION PARA LA HOMOLOGACION EN CUANTO AL RUIDO DE AVIONES DE REACCION SUBSONICOS. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO ACEPTADA ANTES DEL 6 DE OCTUBRE DE 1977

1. Nomenclatura

1.1 Símbolos y unidades.

Nota. Se indican a continuación los significados de los diversos símbolos empleados en este Apéndice. Es posible que existan diferencias con las unidades y significados de los símbolos análogos que figuran en el Apéndice "B" Normativo.

SÍMBOLO	UNIDAD	SIGNIFICADO
antilog	----	Antilogaritmo de base 10.
$C(k)$	dB	<i>Factor de corrección por tono.</i> El factor que ha de sumarse al $PNL(k)$ para tener en cuenta la presencia de irregularidades espectrales como tonos en el k -ésimo incremento de tiempo.
d	s	<i>Duración.</i> 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	<i>Corrección por duración.</i> El factor que ha de sumarse al $PNLTM$ para tener en cuenta la duración del ruido.
EPNL	EPNdB	<i>Nivel efectivo de ruido percibido.</i> 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	<i>Frecuencia.</i> La frecuencia media geométrica de la banda de tercio de octava de orden i .
$F(i,k)$	dB	<i>Delta-dB.</i> 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	<i>dB sustractivo.</i> El nivel que al restarse del $PNLTM$ define la duración del ruido.
H	%	<i>Humedad relativa.</i> La humedad atmosférica relativa ambiente.
i	---	<i>Indice de banda de frecuencia.</i> 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	---	<i>Indice de incremento de tiempo.</i> Indicador numérico que denota el número de incrementos iguales de tiempo, que han transcurrido desde la referencia cero.
log	---	Logaritmo de base 10.
$\log n(a)$	---	<i>Coordenada de discontinuidad de noy.</i> 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.	---	<i>Pendiente inversa de noy.</i> Los valores inversos de las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$.

n	noy	<i>Ruidosidad percibida.</i> La ruidosidad percibida en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i,k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida.</i> La ruidosidad percibida en el instante de orden k , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden i .
$n(k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida máxima.</i> El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden k .
$N(k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida total.</i> La ruidosidad percibida total en el instante de orden k , calculada de los 24 valores instantáneos de $n(i,k)$.
$p(b), p(c)$, etc.	---	<i>Pendiente de noy.</i> Las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$.
PNL	PNdB	<i>Nivel de ruido percibido.</i> El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNL(k)	PNdB	<i>Nivel de ruido percibido.</i> El nivel de ruido percibido calculado de los 24 valores de SPL(i,k), para el incremento de tiempo de orden k . (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB.)
PNLM	PNdB	<i>Nivel máximo de ruido percibido.</i> El valor máximo de PNL(k). (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT	TPNdB	<i>Nivel de ruido percibido, corregido por tono.</i> El valor de PNL ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT(k)	TPNdB	<i>Nivel de ruido percibido, corregido por tono.</i> 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	<i>Nivel máximo de ruido percibido, corregido por tono.</i> El valor máximo de PNLT(k). (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
$s(i,k)$	dB	<i>Pendiente del nivel de presión acústica.</i> 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	<i>Cambio de pendiente del nivel de presión acústica.</i>
$s'(i,k)$	dB	<i>Pendiente corregida del nivel de presión acústica.</i> El cambio de nivel entre niveles ajustados y adyacente 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	<i>Pendiente media del nivel de presión acústica.</i>
SPL	dB ref. 20 Pa	<i>Nivel de presión acústica.</i> El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
SPL(a)	dB ref. 20 Pa	<i>Coordenada de discontinuidad de noy.</i> 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 Pa	<i>Ordenadas de noy en el origen.</i> 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 Pa	<i>Nivel de presión acústica.</i> - 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 Pa	<i>Nivel de presión acústica ajustada.</i> 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 Pa	<i>Nivel máximo de presión acústica.</i> 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 Pa	<i>Nivel máximo de presión acústica corregido.</i> 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.

$SPL_i''(i,k)$	dB ref. 20 Pa	<i>Nivel final de presión acústica de fondo.</i> 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	<i>Tiempo transcurrido.</i> La longitud de tiempo medida a partir de la referencia cero.
t_1, t_2	s	<i>Límite de tiempo.</i> El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por h .
Δt	s	<i>Incremento de tiempo.</i> La serie de incrementos de tiempo de igual magnitud, para los cuales se calcula $PNL(k)$ y $PNLT(k)$.
T	s	<i>Constante de tiempo para normalización.</i> La longitud de tiempo usada como referencia en el método de integración para calcular las correcciones por duración, siendo $T = 10$ s.
t (°C)	°C	<i>Temperatura.</i> La temperatura atmosférica ambiente.
(i)	dB/100 m	<i>Absorción atmosférica de ensayo.</i> 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.
$(i)_0$	dB/100 m	<i>Absorción atmosférica de referencia.</i> 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.
	grados	<i>Angulo del primer ascenso constante*.</i>
	grados	<i>Angulo del segundo ascenso constante**.</i>
	grados	<i>Ángulos de reducción de empuje.</i> 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.
	grados	<i>Angulo de aproximación.</i>
r	grados	<i>Angulo de aproximación de referencia.</i>
	grados	<i>Angulo del ruido de despegue.</i> 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.
	grados	<i>Angulo del ruido de aproximación.</i> 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.
1	EPNdB	<i>Corrección PNL T.</i> 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.
2	EPNdB	<i>Corrección por duración de la trayectoria del ruido.</i> 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.
3	EPNdB	<i>Corrección por diferencia de peso.</i> 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 del avión de ensayo.
4	EPNdB	<i>Corrección por ángulo de aproximación.</i> 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.

AB	metros grados grados grados grados	<i>Cambios en el perfil de despegue.</i> 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.
----	--	---

* 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.

1.2 Puntos de identificación del perfil de vuelo.

PUNTO DESCRIPCION

A	Comienzo del recorrido de despegue.
B	Punto de despegue.
C	Comienzo del primer ascenso constante.
D	Comienzo de la reducción de empuje.
E	Comienzo del segundo ascenso constante.
E _c	Comienzo del segundo ascenso constante en trayectoria de vuelo corregida.
F	Final de la trayectoria de despegue para la homologación.
F _c	Final de la trayectoria de despegue corregida para la homologación.
G	Comienzo de la trayectoria de aproximación para la homologación.
G _r	Comienzo de la trayectoria de aproximación de referencia para la homologación.
H	Punto de la trayectoria de aproximación en la vertical de la estación de medición del ruido.
H _r	Punto de la trayectoria de aproximación de referencia en la vertical de la estación de medición del ruido.
I	Comienzo del enderezamiento.
I _r	Comienzo del enderezamiento en la trayectoria de aproximación de referencia.
J	Punto de toma de contacto.
K	Punto de medición del ruido de sobrevuelo.
L	Puntos de medición del ruido lateral (no situados sobre la derrota).
M	Final de la derrota de despegue para la homologación.
N	Punto de medición del ruido de aproximación.
O	Umbral en el extremo de aproximación de la pista.
P	Comienzo de la derrota de aproximación para la homologación.
Q	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM aparente en la estación K. Véase 9.2.9.
Q _c	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, correspondiente al PNLTM en la estación K. Véase 9.2.9.
R	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, más próximo a la estación K.
R _c	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, más próximo a la estación K.
S	Punto, sobre la trayectoria de aproximación medida, correspondiente al PNLTM en la estación N.
S _r	Punto, sobre la trayectoria de aproximación de referencia, correspondiente al PNLTM en la estación N.
T	Punto, sobre la trayectoria de aproximación medida, más próximo a la estación N.
T _r	Punto, sobre la trayectoria de aproximación de referencia, más próximo a la estación N.
X	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM en la estación L.

1.3 Distancias del perfil de vuelo.

DISTANCIA	UNIDAD	SIGNIFICADO
AB	metros	<i>Longitud del recorrido de despegue.</i> Distancia a lo largo de la pista entre el punto en que comienza el recorrido de despegue y el punto en que, efectivamente, el avión se separa del suelo.
AK	metros	<i>Distancia de medición de despegue.</i> La distancia a partir del comienzo del recorrido hasta la estación de medición del ruido de despegue, a lo largo de la prolongación del eje de la pista.
AM	metros	<i>Distancia de la derrota de despegue.</i> 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 lo cual ya no hace falta registrar la posición del avión.
KQ	metros	<i>Trayectoria de ruido de despegue definida.</i> La distancia desde la estación K hasta la posición Q, medida, del avión.
KQ _C	metros	<i>Trayectoria de ruido de despegue corregida.</i> La distancia desde la estación K hasta la posición Q _C , corregida, del avión.
KR	metros	<i>Distancia mínima a la trayectoria de despegue medida.</i> La distancia desde la estación K al punto R, sobre la trayectoria de vuelo medida.
KR _C	metros	<i>Distancia mínima a la trayectoria de despegue corregida.</i> La distancia desde la estación K al punto R _C , sobre la trayectoria de vuelo corregida.
LX	metros	<i>Trayectoria medida del ruido de línea lateral.</i> La distancia desde la estación L hasta la posición X, medida, del avión.
NH	metros (pies)	<i>Altura de aproximación del avión.</i> La altura del avión sobre la estación de medición de aproximación.
NH _r	metros (pies)	<i>Altura de referencia en la aproximación.</i> La altura de la trayectoria de aproximación de referencia sobre la estación de medición de aproximación.
NS	metros	<i>Trayectoria medida del ruido de aproximación.</i> La distancia desde la estación N a la posición S, medida, del avión.
NS _r	metros	<i>Trayectoria de referencia del ruido de aproximación.</i> La distancia desde la estación N a la posición S _r de referencia del avión.
NT	metros	<i>Distancia mínima a la trayectoria de aproximación medida.</i> La distancia desde la estación N al punto T, sobre la trayectoria de vuelo medida.
NT _r	metros	<i>Distancia mínima a la trayectoria de aproximación de referencia.</i> La distancia desde la estación N al punto T _r sobre la trayectoria de vuelo corregida.
ON	metros	<i>Distancia de medición de aproximación.</i> La distancia desde el umbral de pista hasta la estación de medición de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista.
OP	metros	<i>Distancia de la derrota de aproximación.</i> La distancia desde el umbral de pista hasta el punto de la derrota de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista, para el cual ya no hace falta registrar la posición del avión.

2. Introducción

2.1 Este método de evaluación del ruido comprende:

- Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido;
- Medición del ruido de aviones percibido en tierra;
- Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de ruido medidos, y
- Notificación de los datos a las autoridades encargadas de la homologación y corrección de los datos medidos.

2.2 Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en el numeral 4 de la presente Norma.

3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido

3.1 Generalidades.

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

3.2 Condiciones generales de los ensayos.

3.2.1 Los ensayos para determinar si se cumple lo establecido respecto a los niveles de homologación en cuanto al ruido consistirán en una serie de despegues y aterrizajes durante los cuales se efectuarán mediciones en los puntos especificados por las autoridades encargadas de la homologación. Estos puntos son normalmente:

- a)** Punto de medición del ruido de sobrevuelo (en algunas ocasiones llamado “punto de medición del ruido de despegue”);
- b)** Punto de medición del ruido de aproximación, y
- c)** Puntos de medición del ruido lateral (en algunas ocasiones llamado “puntos de medición de línea lateral”); los cuales, para fines de homologación en cuanto al ruido, se especifican en el numeral 4.3 de la presente Norma. 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.

3.2.2 Los lugares en que se mida el ruido producido por los aviones en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazado, 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 manera significativa el campo sonoro procedente del avión. Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo a 75° de ese eje. Si la altura del suelo en algún punto de medición difiere en más de 6 m (20 ft) de la del punto más próximo en la pista se harán correcciones.

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

- a)** Ausencia de precipitación;
- b)** Humedad relativa no superior a 90% ni inferior a 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 19 km/h (10 kt) y de la componente transversal no superior a 9 km/h (5 kt) a 10 m (33 ft) sobre el terreno. Se recomienda calcular la media durante un periodo de 30 s correspondiente a una atenuación de 10 dB, y
- e)** Ausencia de inversión de temperatura o de condiciones anómalas de viento que puedan afectar de una manera significativa al nivel de ruido del avión registrado en los puntos de medición especificados por las autoridades encargadas de la homologación.

3.3 Procedimientos de ensayo para aviones.

3.3.1 Los procedimientos de ensayo y mediciones de ruido para aviones se ejecutarán y se tratarán con arreglo a métodos aprobados, para obtener la medida de evaluación del ruido designada como nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, en unidades EPNdB, según se describe en el numeral 5 de este Apéndice.

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

3.3.3 Mediante señales de sincronización, se relacionará la posición del avión a lo largo de la trayectoria de vuelo con el ruido registrado en los puntos de medición. Durante la aproximación, se registrará la posición del avión con respecto a la pista, desde un punto situado por lo menos a 7.4 km (4 NM) del umbral hasta el punto de toma de contacto; durante el despegue, se efectuará el registro a 11 km (6 NM), como mínimo, del inicio del recorrido de despegue.

3.3.4 Si el ensayo de despegue se lleva a cabo con un peso distinto del máximo de despegue indicado en la solicitud de homologación, la corrección EPNL necesaria no excederá 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, la corrección EPNL no excederá de 1 EPNdB. Para determinar la variación del EPNL con el peso en los ensayos de despegue y aproximación se usarán datos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

3.4 Mediciones.

3.4.1 Los datos de posición y de rendimiento que se necesitan para hacer las correcciones descritas en el numeral 6.4 de este Apéndice se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado. La posición del avión se registrará con respecto a la pista, desde un punto situado por lo menos a 7.4 km (4 NM) del trecho comprendido entre el umbral y el punto de toma de contacto, cuando se trate de la aproximación, y a

11 km (6 NM) del inicio del recorrido de despegue. Se usará equipo de medición aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

3.4.2 Los datos de posición y de rendimientos se ajustarán mediante los métodos descritos en el numeral 6 de este Apéndice, a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en 6.3.1 a).

3.4.3 Los datos acústicos se ajustarán mediante los métodos descritos en el numeral 6 de este Apéndice a las condiciones meteorológicas de referencia indicadas en 6.3.1 a) 1), 2) y 3). Además, se aplicará una corrección de los datos acústicos para tener en cuenta variaciones de la distancia mínima de ensayo respecto a la distancia mínima de referencia entre la trayectoria de aproximación del avión y el punto de medición de aproximación, una trayectoria de despegue tal que pase por la vertical del punto de medición de sobrevuelo, y para tener en cuenta diferencias de más de 6 m (20 ft) entre la elevación de los lugares de medición y la elevación del punto más próximo en la pista.

3.4.4 Se aprobará el uso de la torre del aeródromo u otra instalación como emplazamiento central en el cual las mediciones de los parámetros atmosféricos son representativas de las condiciones que reinan en la región geográfica en que se llevan a cabo las mediciones del ruido de los aviones. Sin embargo, la velocidad del viento en la superficie y la temperatura ambiente se medirán cerca de la posición del micrófono en los puntos de medición del ruido de aproximación, lateral y de despegue y los ensayos no serán aceptados a menos que las condiciones se atengan a la sección 3 de este Apéndice.

4. Medición del ruido de los aviones percibido en tierra

4.1 Generalidades.

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

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

4.1.3 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 (4.2 a 4.4).

4.2 Sistema de medición.

4.2.1 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 4.3 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 4.3;
- d) Calibradores acústicos que utilicen ruido de onda sinusoidal o de banda ancha cuyo nivel de presión acústica se conozca. Si se usa ruido de banda ancha, se describirá la señal en función de sus valores eficaz (media cuadrática) medio y máximo, correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga;
- e) Equipo de análisis que satisfaga los requisitos de respuesta y precisión especificados en 4.4.

4.3 Equipo de captación, registro y reproducción.

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

4.3.2 En toda 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.

4.3.3 Si las limitaciones de la gama dinámica del equipo lo exigieran, se agregará preacentuación de altas frecuencias al canal de registro, y se introducirá desacentuación al reproducir la grabación. La preacentuación se aplicará de modo tal que el nivel de presión acústica instantáneo registrado de la señal de

ruido máximo medida en una gama de 800 a 11,200 Hz, no varíe más de 20 dB entre los niveles de las bandas de tercio de octava máxima y mínima.

4.3.4 El equipo se calibrará, tanto electrónica como acústicamente, de acuerdo con lo indicado en 4.4. La calibración acústica se efectuará con medios que proporcionen condiciones de campo libre.

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

4.4 Equipo de análisis.

4.4.1 Se efectuará un análisis de frecuencia de la señal acústica, de una manera equivalente al uso de filtros de tercio de octava de acuerdo con las disposiciones aplicables en la materia.

4.4.2 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.

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

- a) Elevación al cuadrado de los datos de salida de los filtros de tercio de octava;
- b) Promediación o integración, y
- c) Conversión de las funciones lineales en funciones logarítmicas.

El dispositivo indicador será utilizable para un factor de cresta de 3, como mínimo, y medirá el nivel eficaz (valor medio cuadrático verdadero) 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 valores eficaces verdaderos, 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.

4.4.4 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 ± 1 dB menor que el valor obtenido para una señal estacionaria de la misma frecuencia y amplitud, cuando se aplique a la entrada un impulso sinusoidal de 0.5 s de duración, a la frecuencia central de cada banda de tercio de octava;
- b) El valor máximo de salida excederá en 0.5 ± 0.5 dB del valor final estacionario cuando se aplique súbitamente a la entrada del analizador una señal sinusoidal estacionaria a la frecuencia media geométrica de cada banda de tercio de octava y se mantenga constante.

4.4.5 Se obtendrá un solo valor eficaz de nivel para cada una de las 24 bandas de tercio de octava, cada 0.5 ± 0.01 s. Los niveles correspondientes a todas estas bandas deberán obtenerse dentro de un periodo de 50 ms. En cada periodo de 0.5 s no se excluirán de la medición más de 5 ms de datos.

4.4.6 El analizador tendrá un poder de resolución de amplitud inferior o igual a 0.50 dB.

4.4.7 Cada uno de los niveles de salida del analizador corresponderá al nivel de la señal de entrada con una precisión de ± 1.0 dB, después de que se hayan eliminado todos los errores sistemáticos. El total de estos errores para cada nivel de salida no será mayor de ± 3 dB. En el caso de sistemas de filtro contiguos, la corrección de errores sistemáticos entre los canales de un tercio de octava adyacentes no excederá de 4 dB.

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

4.4.9 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 seriales de banda ancha, se describirán en función de sus valores eficaces medio y máximo correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

4.5 Procedimientos de medición del ruido.

4.5.1 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.

4.5.2 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.

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

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

5. Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido

5.1 Generalidades.

5.1.1 El elemento básico en los criterios que rigen para la homologación en cuanto al 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 los aviones sobre los seres humanos. Dicho sencillamente, el EPNL será el nivel instantáneo del ruido percibido, PNL, corregido para tomar en consideración la duración y las irregularidades espectrales (la corrección denominada "factor de corrección por tono", sólo se hace para el tono máximo en cada incremento de tiempo).

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

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

- a) Los niveles de presión acústica en las 24 bandas de tercio de octava se convierten por medio de una tabla de valores "noy" (ver tabla 1.1) en ruidosidad percibida. Primero se combinan los valores noy y luego se convierten en niveles instantáneos de ruido percibido $PNL(k)$;
- b) Se calcula un factor de corrección por tono, $C(k)$, para cada espectro, a fin de tener en cuenta la reacción subjetiva a la presencia de irregularidades espectrales;
- c) Se suma el factor de corrección por tono al nivel de ruido percibido para obtener niveles de ruido percibido corregidos por tono $PNLT(k)$, para cada incremento de tiempo de medio segundo,

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

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

- d) Integrando por debajo de la curva que representa el nivel de ruido percibido corregido por tono en función del tiempo, se calcula un factor de corrección por duración D , y
- e) El nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, se determina mediante la suma algebraica del nivel máximo de ruido corregido por tono y del factor de corrección por duración:

$$EPNL = PNLTM + D$$

5.2 Nivel de ruido percibido.

5.2.1 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:

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

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

$$N(k) = n(k) + 0.15 \left\{ \left[\sum_{i=1}^{24} n(i,k) \right] - n(k) \right\}$$

$$= 0.85 n(k) + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n(i,k)$$

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

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

$$PNL(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

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

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000	
4																			0,10						
5																			0,10	0,11	0,10				
6																			0,11	0,12	0,11	0,10			
7																			0,12	0,14	0,13	0,11			
8																			0,14	0,16	0,14	0,13			
9																	0,10	0,16	0,17	0,16	0,14				
10																			0,11	0,17	0,19	0,18	0,16	0,10	
11																			0,13	0,19	0,22	0,21	0,18	0,12	
12																	0,10	0,14	0,22	0,24	0,24	0,21	0,14		
13																	0,11	0,16	0,24	0,27	0,27	0,24	0,16		
14																	0,13	0,18	0,27	0,30	0,30	0,27	0,19		
15															0,10	0,14	0,21	0,30	0,33	0,33	0,30	0,22			
16									0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,11	0,16	0,24	0,33	0,35	0,35	0,33	0,26			
17									0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,13	0,18	0,27	0,35	0,38	0,38	0,35	0,30	0,10		
18								0,10	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,13	0,15	0,21	0,30	0,38	0,41	0,41	0,38	0,33	0,12		
19								0,11	0,14	0,14	0,14	0,14	0,14	0,14	0,17	0,24	0,33	0,41	0,45	0,45	0,41	0,36	0,14		
20									0,13	0,16	0,16	0,16	0,16	0,16	0,20	0,27	0,36	0,45	0,49	0,49	0,45	0,39	0,17		
21								0,10	0,14	0,18	0,18	0,18	0,18	0,18	0,23	0,30	0,39	0,49	0,53	0,53	0,49	0,42	0,21	0,10	
22								0,11	0,16	0,21	0,21	0,21	0,21	0,21	0,26	0,33	0,42	0,53	0,57	0,57	0,53	0,46	0,25	0,11	
23								0,13	0,18	0,24	0,24	0,24	0,24	0,24	0,30	0,36	0,46	0,57	0,62	0,62	0,57	0,50	0,30	0,13	
24						0,10	0,14	0,21	0,27	0,27	0,27	0,27	0,27	0,27	0,33	0,40	0,50	0,62	0,67	0,67	0,62	0,55	0,33	0,15	
25							0,11	0,16	0,24	0,30	0,30	0,30	0,30	0,30	0,35	0,43	0,55	0,67	0,73	0,73	0,67	0,60	0,36	0,17	
26							0,13	0,18	0,27	0,33	0,33	0,33	0,33	0,33	0,38	0,48	0,60	0,73	0,79	0,79	0,73	0,65	0,39	0,20	
27						0,10	0,14	0,21	0,30	0,35	0,35	0,35	0,35	0,35	0,41	0,52	0,65	0,79	0,85	0,85	0,79	0,71	0,42	0,23	
28						0,11	0,16	0,24	0,33	0,38	0,38	0,38	0,38	0,38	0,45	0,57	0,71	0,85	0,92	0,92	0,85	0,77	0,46	0,26	
29						0,13	0,18	0,27	0,35	0,41	0,41	0,41	0,41	0,41	0,49	0,63	0,77	0,92	1,00	1,00	0,92	0,84	0,50	0,30	
30					0,10	0,14	0,21	0,30	0,38	0,45	0,45	0,45	0,45	0,45	0,53	0,69	0,84	1,00	1,07	1,07	1,00	0,92	0,55	0,33	
31					0,11	0,16	0,24	0,33	0,41	0,49	0,49	0,49	0,49	0,49	0,57	0,76	0,93	1,07	1,15	1,15	1,07	1,00	0,60	0,37	
32					0,13	0,18	0,27	0,36	0,45	0,53	0,53	0,53	0,53	0,53	0,62	0,83	1,00	1,15	1,23	1,23	1,15	1,07	0,65	0,41	
33					0,14	0,21	0,30	0,39	0,49	0,57	0,57	0,57	0,57	0,57	0,67	0,91	1,07	1,23	1,32	1,32	1,23	1,15	0,71	0,45	
34				0,10	0,16	0,24	0,33	0,42	0,53	0,62	0,62	0,62	0,62	0,62	0,73	1,00	1,15	1,32	1,41	1,41	1,32	1,23	0,77	0,50	
35					0,11	0,18	0,27	0,36	0,46	0,57	0,67	0,67	0,67	0,67	0,79	1,07	1,23	1,41	1,51	1,51	1,41	1,32	0,84	0,55	
36					0,13	0,21	0,30	0,40	0,50	0,62	0,73	0,73	0,73	0,73	0,85	1,15	1,32	1,51	1,62	1,62	1,51	1,41	0,92	0,61	
37					0,15	0,24	0,33	0,43	0,55	0,67	0,79	0,79	0,79	0,79	0,92	1,23	1,41	1,62	1,74	1,74	1,62	1,51	1,00	0,67	
38					0,17	0,27	0,37	0,48	0,60	0,73	0,85	0,85	0,85	0,85	1,00	1,32	1,51	1,74	1,86	1,86	1,74	1,62	1,10	0,74	
39				0,10	0,20	0,30	0,41	0,52	0,65	0,79	0,92	0,92	0,92	0,92	1,07	1,41	1,62	1,86	1,99	1,99	1,86	1,74	1,21	0,82	
40					0,12	0,23	0,33	0,45	0,57	0,71	0,85	1,00	1,00	1,00	1,15	1,51	1,74	1,99	2,14	2,14	1,99	1,86	1,34	0,90	
41					0,14	0,26	0,37	0,50	0,63	0,77	0,92	1,07	1,07	1,07	1,23	1,62	1,86	2,14	2,29	2,29	2,14	1,99	1,48	1,00	
42					0,16	0,30	0,41	0,55	0,69	0,84	1,00	1,15	1,15	1,15	1,32	1,74	1,99	2,29	2,45	2,45	2,29	2,14	1,63	1,10	
43					0,19	0,33	0,45	0,61	0,76	0,92	1,07	1,23	1,23	1,23	1,41	1,86	2,14	2,45	2,63	2,63	2,45	2,29	1,79	1,21	
44				0,10	0,22	0,37	0,50	0,67	0,83	1,00	1,15	1,32	1,32	1,32	1,52	1,99	2,29	2,63	2,81	2,81	2,63	2,45	1,99	1,34	
45					0,12	0,26	0,42	0,55	0,74	0,91	1,08	1,24	1,41	1,41	1,41	1,62	2,14	2,45	2,81	3,02	3,02	2,81	2,63	2,14	1,48
46					0,14	0,30	0,46	0,61	0,82	1,00	1,16	1,33	1,52	1,52	1,52	1,74	2,29	2,63	3,02	3,23	3,23	3,02	2,81	2,29	1,63
47					0,16	0,34	0,52	0,67	0,90	1,08	1,25	1,42	1,62	1,62	1,62	1,87	2,45	2,81	3,23	3,46	3,46	3,23	3,02	2,45	1,79
48					0,19	0,38	0,58	0,74	1,00	1,17	1,34	1,53	1,74	1,74	1,74	2,00	2,63	3,02	3,46	3,71	3,71	3,46	3,23	2,63	1,98
49	0,10	0,22	0,43	0,65	0,82	1,08	1,26	1,45	1,64	1,87	1,87	1,87	1,87	1,87	2,14	2,81	3,23	3,71	3,97	3,97	3,71	3,46	2,81	2,18	
50		0,12	0,26	0,49	0,72	0,90	1,17	1,36	1,56	1,76	2,00	2,00	2,00	2,00	2,30	3,02	3,46	3,97	4,26	4,26	3,97	3,71	3,02	2,40	
51		0,14	0,30	0,55	0,80	1,00	1,26	1,47	1,68	1,89	2,14	2,14	2,14	2,14	2,46	3,23	3,71	4,26	4,56	4,56	4,26	3,97	3,23	2,63	
52		0,17	0,34	0,62	0,90	1,08	1,36	1,58	1,80	2,03	2,30	2,30	2,30	2,30	2,64	3,46	3,97	4,56	4,89	4,89	4,56	4,26	3,46	2,81	
53		0,21	0,39	0,70	1,00	1,18	1,47	1,71	1,94	2,17	2,46	2,46	2,46	2,46	2,83	3,71	4,26	4,89	5,24	5,24	4,89	4,56	3,71	3,02	
54		0,25	0,45	0,79	1,09	1,28	1,58	1,85	2,09	2,33	2,64	2,64	2,64	2,64	3,03	3,97	4,56	5,24	5,61	5,61	5,24	4,89	3,97	3,23	
55		0,30	0,51	0,89	1,15	1,35	1,71	2,00	2,25	2,50	2,83	2,83	2,83	2,83	3,25	4,26	4,89	5,61	6,01	6,01	5,61	5,24	4,26	3,46	
56		0,34	0,59	1,00	1,29	1,50	1,85	2,15	2,42	2,69	3,03	3,03	3,03	3,03	3,48	4,56	5,24	6,01	6,44	6,44	6,01	5,61	4,56	3,71	
57		0,39	0,67	1,09	1,40	1,63	2,00	2,33	2,61	2,88	3,25	3,25	3,25	3,25	3,73	4,89	5,61	6,44	6,90	6,90	6,44	6,01	4,89	3,97	
58		0,45	0,77	1,18	1,53	1,77	2,15	2,51	2,81	3,10	3,48	3,48	3,48	3,48	4,00	5,24	6,01	6,90	7,39	7,39	6,90	6,44	5,24	4,26	
59		0,51	0,87	1,29	1,66	1,92	2,33	2,71	3,03	3,32	3,73	3,73	3,73	3,73	4,29	5,61	6,44	7,39	7,92	7,92	7,39	6,90	5,61	4,56	

TABLA 1-1 a). RUIDOSIDAD PERCIBIDA (VALORES noy) EN FUNCION DEL NIVEL DE PRESION ACUSTICA

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
60	0,59	1,00	1,40	1,81	2,08	2,51	2,93	3,26	3,57	4,00	4,00	4,00	4,00	4,00	4,59	6,01	6,90	7,92	8,49	8,49	7,92	7,39	6,01	4,89
61	0,67	1,10	1,53	1,97	2,26	2,71	3,16	3,51	3,83	4,29	4,29	4,29	4,29	4,29	4,92	6,44	7,39	8,49	9,09	9,09	8,49	7,92	6,44	5,24
62	0,77	1,21	1,66	2,15	2,45	2,93	3,41	3,78	4,11	4,59	4,59	4,59	4,59	4,59	5,28	6,90	7,92	9,09	9,74	9,74	9,09	8,49	6,90	5,61
63	0,87	1,32	1,81	2,34	2,65	3,16	3,69	4,06	4,41	4,92	4,92	4,92	4,92	4,92	5,66	7,39	8,49	9,74	10,4	10,4	9,74	9,09	7,39	6,01
64	1,00	1,45	1,97	2,54	2,88	3,41	3,98	4,38	4,73	5,28	5,28	5,28	5,28	5,28	6,06	7,92	9,09	10,4	11,2	11,2	10,4	9,74	7,92	6,44
65	1,11	1,60	2,15	2,77	3,12	3,69	4,30	4,71	5,08	5,66	5,66	5,66	5,66	5,66	6,50	8,49	9,74	11,2	12,0	12,0	11,2	10,4	8,49	6,90
66	1,22	1,75	2,34	3,01	3,39	3,99	4,64	5,07	5,45	6,06	6,06	6,06	6,06	6,06	6,96	9,09	10,4	12,0	12,8	12,8	12,0	11,2	9,09	7,39
67	1,35	1,92	2,54	3,28	3,68	4,30	5,01	5,46	5,85	6,50	6,50	6,50	6,50	6,50	7,46	9,74	11,2	12,8	13,8	13,8	12,8	12,0	9,74	7,92
68	1,49	2,11	2,77	3,57	3,99	4,64	5,41	5,88	6,27	6,96	6,96	6,96	6,96	6,96	8,00	10,4	12,0	13,8	14,7	14,7	13,8	12,8	10,4	8,49
69	1,65	2,32	3,01	3,88	4,33	5,01	5,84	6,33	6,73	7,46	7,46	7,46	7,46	7,46	8,57	11,2	12,8	14,7	15,8	15,8	14,7	13,8	11,2	9,09
70	1,82	2,55	3,28	4,23	4,69	5,41	6,31	6,81	7,23	8,00	8,00	8,00	8,00	8,00	9,19	12,0	13,8	15,8	16,9	16,9	15,8	14,7	12,0	9,74
71	2,02	2,79	3,57	4,60	5,09	5,84	6,81	7,33	7,75	8,57	8,57	8,57	8,57	8,57	9,85	12,8	14,7	16,9	18,1	18,1	16,9	15,8	12,8	10,4
72	2,23	3,07	3,88	5,01	5,52	6,31	7,36	7,90	8,32	9,19	9,19	9,19	9,19	9,19	10,6	13,8	15,8	18,1	19,4	19,4	18,1	16,9	13,8	11,2
73	2,46	3,37	4,23	5,45	5,99	6,81	7,94	8,50	8,93	9,85	9,85	9,85	9,85	9,85	11,3	14,7	16,9	19,4	20,8	20,8	19,4	18,1	14,7	12,0
74	2,72	3,70	4,60	5,94	6,50	7,36	8,57	9,15	9,59	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	12,1	15,8	18,1	20,8	22,3	22,3	20,8	19,4	15,8	12,8
75	3,01	4,06	5,01	6,46	7,05	7,94	9,19	9,85	10,3	11,3	11,3	11,3	11,3	11,3	13,0	16,9	19,4	22,3	23,9	23,9	22,3	20,8	16,9	13,8
76	3,32	4,46	5,45	7,03	7,65	8,57	9,85	10,6	11,0	12,1	12,1	12,1	12,1	12,1	13,9	18,1	20,8	23,9	25,6	25,6	23,9	22,3	18,1	14,7
77	3,67	4,89	5,94	7,66	8,29	9,19	10,6	11,3	11,8	13,0	13,0	13,0	13,0	13,0	14,9	19,4	22,3	25,6	27,4	27,4	25,6	23,9	20,8	16,9
78	4,06	5,37	6,46	8,33	9,00	9,85	11,3	12,1	12,7	13,9	13,9	13,9	13,9	13,9	16,0	20,8	23,9	27,4	29,4	29,4	27,4	25,6	20,8	16,9
79	4,49	5,90	7,03	9,07	9,76	10,6	12,1	13,0	13,6	14,9	14,9	14,9	14,9	14,9	17,1	22,3	25,6	29,4	31,5	31,5	29,4	27,4	22,3	18,1
80	4,96	6,48	7,66	9,85	10,6	11,3	13,0	13,9	14,6	16,0	16,0	16,0	16,0	16,0	18,1	22,3	25,6	29,4	31,5	31,5	29,4	27,4	22,3	18,1
81	5,48	7,11	8,33	10,6	11,3	12,1	13,9	14,9	15,7	17,1	17,1	17,1	17,1	17,1	19,4	23,9	27,4	31,5	33,7	33,7	31,5	29,4	23,9	19,4
82	6,06	7,81	9,07	11,3	12,1	13,0	14,9	16,0	16,9	18,4	18,4	18,4	18,4	18,4	21,1	25,6	29,4	33,7	36,1	36,1	33,7	31,5	25,6	20,8
83	6,70	8,57	9,87	12,1	13,0	13,9	16,0	17,1	18,1	19,7	19,7	19,7	19,7	19,7	22,3	26,8	29,4	33,7	38,7	38,7	36,1	33,7	27,4	22,3
84	7,41	9,41	10,7	13,0	13,9	14,9	17,1	18,4	19,4	21,1	21,1	21,1	21,1	21,1	24,3	28,6	31,5	36,1	41,5	41,5	38,7	36,1	29,4	23,9
85	8,19	10,3	11,7	13,9	14,9	16,0	18,4	19,7	20,8	22,6	22,6	22,6	22,6	22,6	26,0	31,5	33,7	38,7	44,4	44,4	41,5	38,7	31,5	25,6
86	9,05	11,3	12,7	14,9	16,0	17,1	19,7	21,1	22,4	24,3	24,3	24,3	24,3	24,3	27,9	33,7	36,1	41,5	47,6	47,6	44,4	41,5	33,7	27,4
87	10,0	12,1	13,9	16,0	17,1	18,4	21,1	22,6	24,0	26,0	26,0	26,0	26,0	26,0	29,9	36,1	38,7	44,4	51,0	51,0	47,6	44,4	38,7	31,5
88	11,1	13,0	14,9	17,1	18,4	19,7	22,6	24,3	25,8	27,9	27,9	27,9	27,9	27,9	32,0	38,7	41,5	47,6	54,7	54,7	51,0	47,6	41,5	33,7
89	12,2	13,9	16,0	18,4	19,7	21,1	24,3	26,0	27,7	29,9	29,9	29,9	29,9	29,9	34,3	41,5	44,4	51,0	58,6	58,6	54,7	51,0	44,4	36,1
90	13,5	14,9	17,1	19,7	21,1	22,6	26,0	27,9	29,7	32,0	32,0	32,0	32,0	32,0	36,8	44,4	47,6	54,7	62,7	62,7	58,6	54,7	47,6	38,7
91	14,9	16,0	18,4	21,1	22,6	24,3	27,9	29,9	31,8	34,3	34,3	34,3	34,3	34,3	39,4	47,6	51,0	58,6	67,2	67,2	62,7	58,6	51,0	41,5
92	16,0	17,1	19,7	22,6	24,3	26,0	29,9	32,0	34,2	36,8	36,8	36,8	36,8	36,8	42,2	51,0	54,7	62,7	72,0	72,0	67,2	62,7	54,7	44,4
93	17,1	18,4	21,1	24,3	26,0	27,9	32,0	34,3	36,7	39,4	39,4	39,4	39,4	39,4	45,3	54,7	58,6	67,2	77,2	77,2	72,0	67,2	58,6	47,6
94	18,4	19,7	22,6	26,0	27,9	29,9	34,3	36,8	39,4	42,2	42,2	42,2	42,2	42,2	48,5	58,6	62,7	72,0	82,7	82,7	77,2	72,0	62,7	51,0
95	19,7	21,1	24,3	27,9	29,9	32,0	36,8	39,4	42,2	45,3	45,3	45,3	45,3	45,3	52,0	62,7	67,2	77,2	88,6	88,6	82,7	77,2	67,2	54,7
96	21,1	22,6	26,0	29,9	32,0	34,3	39,4	42,2	45,3	48,5	48,5	48,5	48,5	48,5	55,7	67,2	72,0	82,7	94,9	94,9	88,6	82,7	72,0	58,6
97	22,6	24,3	27,9	32,0	34,3	36,8	42,2	45,3	48,5	52,0	52,0	52,0	52,0	52,0	59,7	72,0	77,2	88,6	102	102	94,9	88,6	72,0	58,6
98	24,3	26,0	29,9	34,3	36,8	39,4	45,3	48,5	52,0	55,7	55,7	55,7	55,7	55,7	64,0	82,7	88,6	102	117	117	102	94,9	82,7	67,2
99	26,0	27,9	32,0	36,8	39,4	42,2	48,5	52,0	55,7	59,7	59,7	59,7	59,7	59,7	68,6	88,6	102	117	125	125	117	102	88,6	72,0
100	27,9	29,9	34,3	39,4	42,2	45,3	52,0	55,7	59,7	64,0	64,0	64,0	64,0	64,0	73,5	94,9	102	117	134	134	125	117	94,9	77,2
101	29,9	32,0	36,8	42,2	45,3	48,5	55,7	59,7	64,0	68,6	68,6	68,6	68,6	68,6	78,8	102	117	134	144	144	134	125	102	82,7
102	32,0	34,3	39,4	45,3	48,5	52,0	59,7	64,0	68,6	73,5	73,5	73,5	73,5	73,5	84,4	109	125	144	154	154	144	134	109	88,6
103	34,3	36,8	42,2	48,5	52,0	55,7	64,0	68,6	73,5	78,8	78,8	78,8	78,8	78,8	90,5	117	134	154	165	165	154	144	117	94,9
104	36,8	39,4	45,3	52,0	55,7	59,7	68,6	73,5	78,8	84,4	84,4	84,4	84,4	84,4	97,0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39,4	42,2	48,5	55,7	59,7	64,0	73,5	78,8	84,4	90,5	90,5	90,5	90,5	90,5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42,2	45,3	52,0	59,7	64,0	68,6	78,8	84,4	90,5	97,0	97,0	97,0	97,0	97,0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45,3	48,5	55,7	64,0	68,6	73,5	84,4	90,5	97,0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48,5	52,0	59,7	68,6	73,5	78,8	90,5	97,0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52,0	55,7	64,0	73,5	78,8	84,4	97,0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55,7	59,7	68,6	78,8	84,4	90,5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59,7	64,0	73,5	84,4	90,5	97,0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64,0	68,6	78,8	90,5	97,0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68,6	73,5	84,4	97,0	104																			

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
115	78,8	84,4	97,0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84,4	90,5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90,5	97,0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97,0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844				1975	1606	1306	
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975					1721	1399	
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844						1844	1499	
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975						1975	1606	
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1488	1448	1448	1664								1721	
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783								1844	
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911								1975	
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048										

TABLA 1-1 c). RUIDOSIDAD PERCIBIDA (VALORES *noy*) EN FUNCION DEL NIVEL DE PRESION ACUSTICA

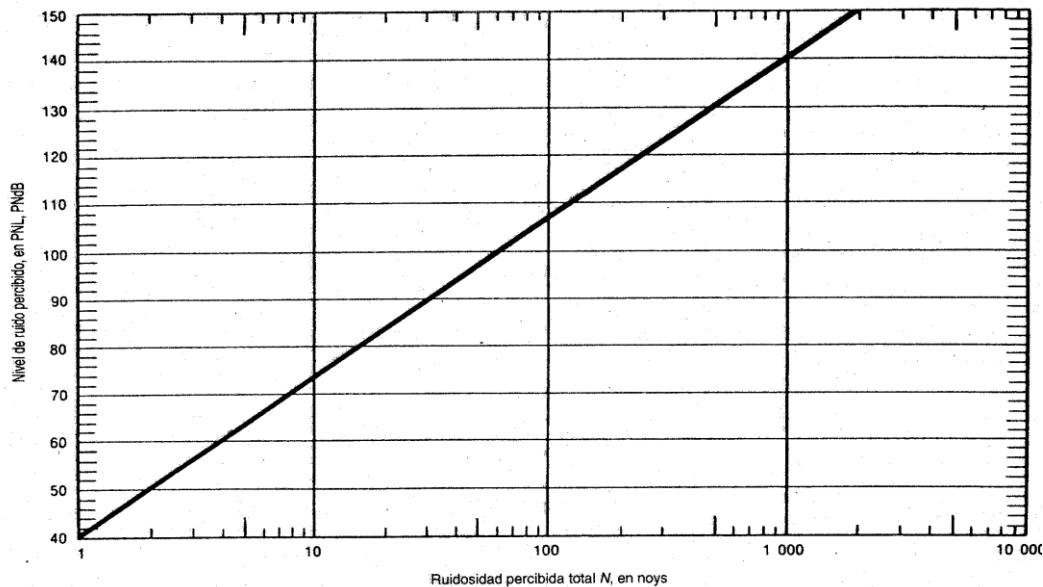


FIGURA 1-1. NIVEL DE RUIDO PERCIBIDO EN FUNCION DE LA RUIDOSIDAD TOTAL PERCIBIDA

5.3 Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales.

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

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

$$s(3,k) = \text{sin ningún valor}$$

$$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$$

•

•

•

$$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}[(i-1),k]$$

•

•

•

$$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$$

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

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

Operación 3.

- a) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente es mayor que la pendiente $s[(i-1),k]$ trácese un círculo alrededor de $\text{SPL}(i,k)$.
- b) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es cero o negativo y la pendiente $s[(i-1),k]$ es positiva, trácese un círculo alrededor de $\text{SPL}[(i-1),k]$.

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

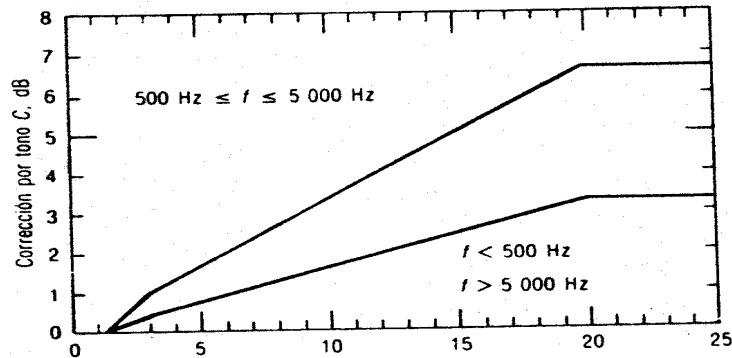
Operación 4. Prescindase de todos los $SPL(i,k)$ que se hubiesen rodeado de círculos en la operación 3, y calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica $SPL'(i,k)$ como sigue:

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

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

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

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



FRECUENCIA f , Hz	DIFERENCIA DE NIVEL F , dB	CORRECCION POR TONO C , dB
50 $f < 500$	3* $F < 20$ 20 F	$F/6$ $3^{1/3}$
500 $f < 5,000$	3* $F < 20$ 20 F	$F/3$ $6^{2/3}$
5,000 $f < 10,000$	3* $F < 20$ 20 F	$F/6$ $3^{1/3}$

* Véase la operación 8 del numeral 5.3.1

TABLA 1-2. FACTORES DE CORRECCION POR TONO

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

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

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

-
-
-

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

-
-
-

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

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

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

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

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

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

$$SPL''(4,k) = SPL''(3,k) + \bar{s}(3,k)$$

•

•

•

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

•

•

•

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

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

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

y anótense sólo los valores iguales o mayores que tres.

Operación 9. Sirviéndose de las diferencias de nivel de presión acústica $F(i,k)$ y de la tabla 1-2, determínense los factores de corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercio de octava pertinentes.

Operación 10. Désígnese como $C(k)$ el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9. En la tabla 1-3 se encontrará un ejemplo del procedimiento de corrección por tono.

Los niveles de ruido percibido corregidos por tono $PNLT(k)$, se determinarán sumando los valores $C(k)$ a los correspondientes valores $PNL(k)$, 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 aviones, se hará un análisis adicional usando un filtro que tenga una anchura de banda inferior a un tercio de octava. Si el análisis de banda estrecha confirmase las sospechas, se determinará un valor revisado para el nivel de presión acústica de fondo $SPL''(i,k)$, a base de dicho análisis de banda estrecha, valor que se usará para calcular un factor revisado de corrección por tono, para la banda de un tercio de octava de que se trate.

5.4 Nivel máximo de ruido corregido por tono.

5.4.1 Este nivel, que se designa con las siglas $PNLTM$, será el valor máximo calculado del nivel de ruido percibido corregido por tono $PNLT(k)$. Se calculará de acuerdo con el procedimiento de 5.3. Para obtener una evolución del ruido en función del tiempo que resulte satisfactoria, se harán mediciones a intervalos de medio segundo.

5.4.2 Si no hubiese marcadas irregularidades en el espectro, aun cuando se examine por análisis de banda estrecha, se prescindirá del procedimiento de 5.3, ya que $PNLT(k)$ sería idénticamente igual a $PNL(k)$. En tal caso, $PNLTM$ será el valor máximo de $PNL(k)$ e igual a $PNLM$.

5.5 Corrección por duración

5.5.1 El factor de corrección por duración D determinado por integración estará definido por la expresión:

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

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

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

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

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

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

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

donde Δt es la duración de los incrementos iguales de tiempo para los cuales se calcula $PNLT(k)$, y d es el intervalo redondeado al segundo más próximo durante el cual $PNLT(k)$ permanece superior o igual, bien sea a $PNLTM - 10$ o a 90, de acuerdo con los casos especificados en 5.5.1.1 a 5.5.1.3

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

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

5.5.4 Al calcular D , se usarán los siguientes valores para T y Δt según el procedimiento indicado en 5.5.2:

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

y

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

Con dichos valores, la ecuación de D resulta ser:

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

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

5.5.5 Si en los procedimientos dados en 5.5.2, 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.

5.6 Nivel efectivo de ruido percibido.

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

$$EPNL = PNLTM + D$$

donde PNLTM y D se calculan de acuerdo con los procedimientos indicados en 5.2, 5.3, 5.4 y 5.5. Si la corrección por duración D es negativa y excede en valor absoluto de PNLTM - 90, D se tomará igual a 90 - PNLTM.

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Banda (i)	f Hz	SPL dB	S dB Operación 1	1ΔS1 dB Operación 2	SPL' dB Operación 4	S' dB Operación 5	S̄ dB Operación 6	SPL'' dB Operación 7	F dB Operación 8	C dB Operación 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	- 8	-2½	70	—	—
4	100	62	- 8	—	62	- 8	+3½	67½	—	—
5	125	70	+ 8	16	71	+ 9	+6½	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+ 9	+2½	77½	2½	0,39
7	200	82	+ 2	8	82	+ 2	-1½	80½	1½	0,28
8	250	83	+ 1	1	79	- 3	-1½	79	4	0,66
9	315	76	- 7	8	76	- 3	+ ½	77½	—	—
10	400	80	+ 4	11	78	+ 2	+1	78	2	0,33
11	500	80	0	4	80	+ 2	0	79	1	0,33
12	630	79	- 1	1	79	- 1	0	79	—	—
13	800	78	- 1	0	78	- 1	- ½	79	—	—
14	1 000	80	+ 2	3	80	+ 2	- ¾	78¾	1½	0,44
15	1 250	78	- 2	4	78	- 2	- ½	78	—	—
16	1 600	76	- 2	0	76	- 2	+ ½	77½	—	—
17	2 000	79	+ 3	5	79	+ 3	+1	78	1	0,33
18	2 500	85	+ 6	3	79	0	- ½	79	6	2
19	3 150	79	- 6	12	79	0	-2½	78¾	½	0,11
20	4 000	78	- 1	5	78	- 1	-6½	76	2	0,66
21	5 000	71	- 7	6	71	- 7	-8	69½	1½	0,44
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8½	61½	—	—
23	8 000	54	- 6	5	54	- 6	-8	53	1	0,16
24	10 000	45	- 9	3	45	- 9	—	45	—	—
- 9										

OPERACION 1.	③ (i) - ③ (i-1)
OPERACION 2.	④(i) - ###(i - 1)
OPERACION 3.	Véanse las instrucciones
OPERACION 4.	Véanse las instrucciones
OPERACION 5.	⑥ (i) - ⑥ (i-1)
OPERACION 6.	[⑦ (i) + ⑦ (i+1) + ⑦ (i + 2)] / 3
OPERACION 7.	⑨ (i-1) + ⑧ (i-1)
OPERACION 8.	③ (i) - ⑨ (i)
OPERACION 9.	Véase la tabla 1-2

TABLA 1-3. EJEMPLO DE UN CALCULO DE CORRECCION POR TONO PARA UN TURBORREACTOR CON ABANICO (TURBOFAN)

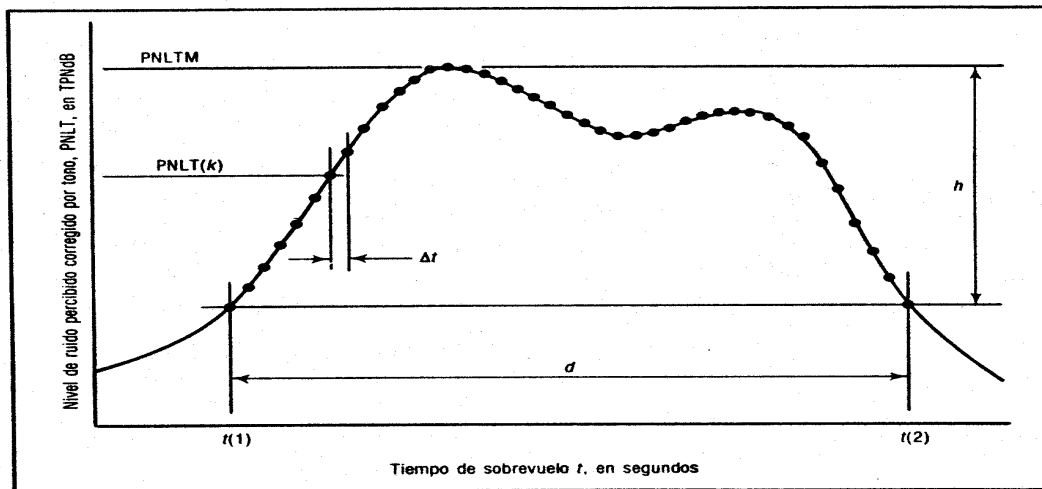


FIGURA 1-2. EJEMPLO DEL NIVEL DE RUIDO PERCIBIDO CORREGIDO PARA TENER EN CUENTA LOS TONOS EN FUNCION DEL TIEMPO DE SOBREVUELO DE LA AERONAVE

6. Notificación de datos a las autoridades encargadas de la homologación y corrección de los datos medidos

6.1 Generalidades.

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

6.2 Notificación de datos.

6.2.1 Los niveles de presión acústica medidos y corregidos, se presentarán en forma de niveles de banda de tercio de octava obtenidos por medio de equipo que satisfaga las Normas indicadas en la sección 4 de este Apéndice.

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

6.2.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la Sección 3 de este Apéndice:

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

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

6.2.5 Se dará la siguiente información acerca del avión:

- a) Tipo, modelo y números de serie (si los hubiere), del avión y de los motores;
- b) Las dimensiones totales del avión y ubicación de los motores;
- c) El peso total del avión para cada pasada de ensayo;
- d) La configuración del avión, por ejemplo, las posiciones de los flaps y del tren de aterrizaje;
- e) La velocidad aerodinámica indicada en kilómetros por hora (nudos);
- f) El rendimiento de los motores, indicando empuje neto, relación de presiones, temperatura de los gases de escape y las velocidades de rotación de la flecha del abanico o del compresor, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante, y
- g) La altura del avión por encima del suelo, determinada por un método independiente de los instrumentos del puesto de pilotaje, como, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría que habrán de ser aprobadas por las autoridades encargadas de la homologación.

6.2.6 La velocidad y posición del avión, así como los parámetros de rendimiento 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 prescritos en esta sección, y en sincronismo con la medición del ruido.

6.2.6.1 Se notificarán la posición lateral con relación a la prolongación del eje de pista, la configuración y el peso total.

6.3 Condiciones de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

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

a) Condiciones meteorológicas:

- 1) Presión atmosférica al nivel del mar, de 1,013.25 hPa;
- 2) Temperatura ambiente 25°C, o sea, ISA + 10°C, excepto que a discreción de las autoridades encargadas de la homologación, podrá usarse como temperatura ambiente de referencia 15°C, o sea, ISA;
- 3) Humedad relativa, 70%, y
- 4) Viento cero.

b) Condiciones relativas al avión:

- 1) Peso máximo de despegue y de aterrizaje que figuran en la solicitud de homologación en cuanto al ruido;
- 2) Angulo de aproximación de 3°, y
- 3) El avión a 120 m (395 ft) por encima de la estación de medición del ruido de aproximación.

6.4 Correcciones de datos.

6.4.1 Los datos de ruido se ajustarán a las condiciones de referencia indicadas en 6.3. Las condiciones meteorológicas medidas serán las que se obtengan de acuerdo con la Sección 3 de este Apéndice. Los requisitos relativos a la atenuación del sonido en la atmósfera figuran en la Sección 8 de este Apéndice. Cuando se ajusten los datos a una temperatura ambiente de referencia de 15°C [véase 6.3.1 a) 2)] habrá que efectuar una corrección complementaria de +1 EPNdB en los niveles de ruido obtenidos en el punto de medición de sobrevuelo.

6.4.2 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.

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

- a) El hecho de que el avión no pasa exactamente por la vertical del punto de medición;
- b) La diferencia entre la altura de referencia y la altura de la antena ILS del avión con respecto al punto de medición del ruido de aproximación, y
- c) La diferencia entre el ángulo de aproximación de referencia y el ángulo real de ensayo.

6.4.3 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.

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

6.5 Validez de los resultados.

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

6.5.2 El tamaño de muestra mínimo aceptable para cada uno de los tres puntos de medición para la homologación será seis. Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente, para cada uno de los tres niveles de homologación en cuanto al ruido, un límite de confianza de 90% que no exceda de $\pm 1,5$ EPNdB. Del proceso de promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifiquen de otro modo las autoridades encargadas de la homologación.

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

7. Formulación matemática de las tablas noy

7.1 La relación entre el nivel de presión acústica y la ruidosidad percibida de la tabla 1-1, se ilustra en la figura 1-3. 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 1-3 a) representa el caso de línea doble para frecuencias inferiores a 400 Hz y superiores a 6,300 Hz; la figura 1-3 b) ilustra el caso de una sola línea para todas las demás frecuencias.

Los aspectos importantes de la formulación matemática son los siguientes:

- a) Las pendientes de las rectas, $p(b)$ y $p(c)$;
- b) Las intersecciones de las rectas con el eje SPL, $SPL(b)$ y $SPL(c)$, y
- c) Las coordenadas del punto de discontinuidad, $SPL(a)$ y $\log n(a)$.

Nota 1. Matemáticamente, la relación se expresa como sigue:

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

$f > 6,300$ Hz

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

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

- a) $SPL < SPL(a)$

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

- 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 1-3 b): $400 \leq f \leq 6,300$ Hz

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

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

Nota 2. 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 1, tomarán la forma:

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

$f > 6,300$ 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 1-3 b): $400 \leq f \leq 6,300$ Hz

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

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

Nota 3. La tabla 1-4 contiene los valores de las constantes importantes necesarias para calcular el nivel de presión acústica en función de la ruidosidad percibida.

8. Atenuación del sonido en el aire

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

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

$$\alpha(i) = 10^{[2.05 \log(f_0/1000) + 1.1394 \times 10^{-3} \theta - 1.916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8.42994 \times 10^{-3} \theta - 2.755624]}$$

en la que:

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{(\log H - 1.328924 + 3.179768 \times 10^{-2} \theta)} \times 10^{(-2.173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1.7496 \times 10^{-6} \theta^3)}$$

(i) se obtiene de la tabla 1-5 y f_0 de la tabla 1-6;

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

θ es la temperatura en °C, y

H es la humedad relativa.

8.3 Las ecuaciones de 8.2 son convenientes para calcular por computadora. Para usarlas en otros casos se proporcionan en las tablas 1-7 a 1-16 los valores numéricos deducidos de dichas ecuaciones.

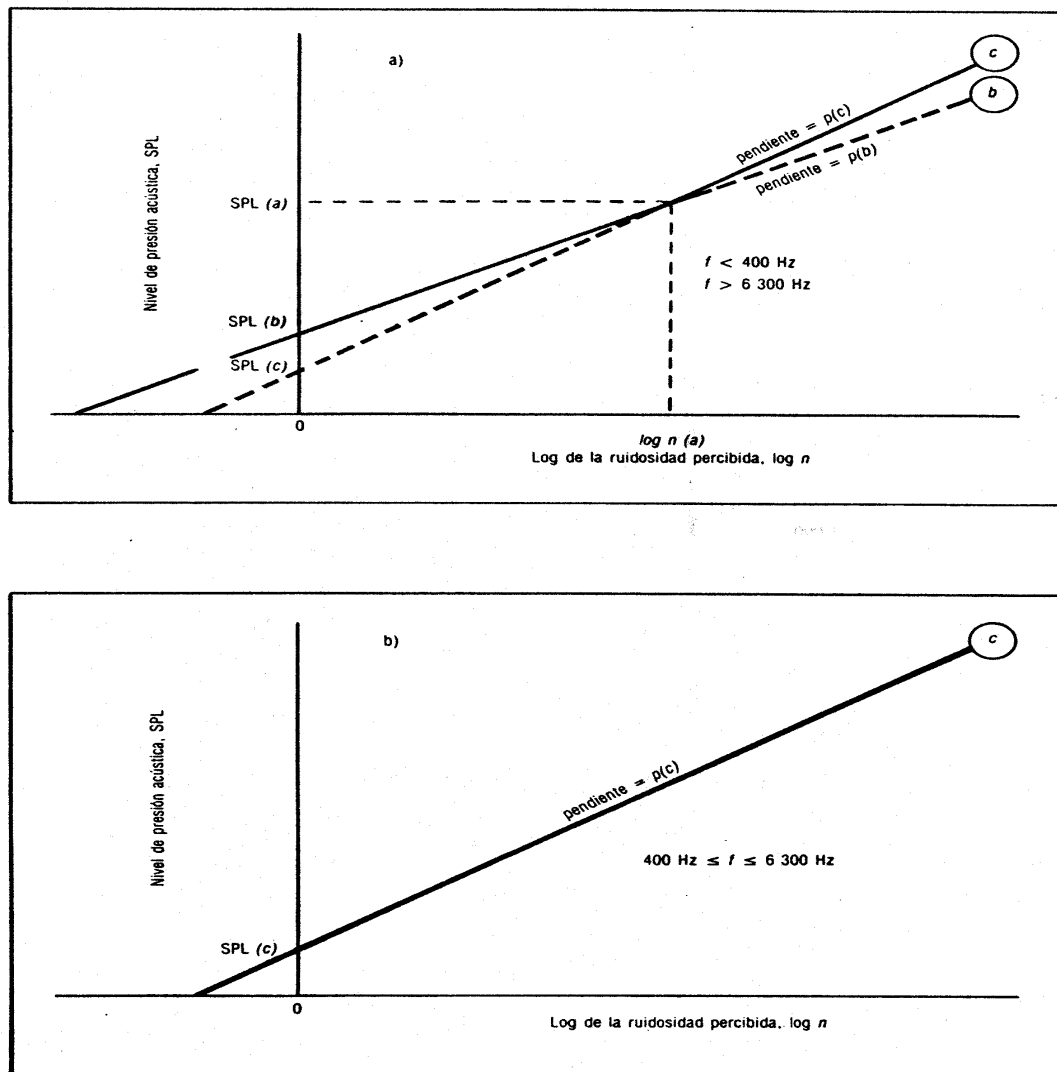


FIGURA 1-3. NIVEL DE PRESION ACUSTICA EN FUNCION DE LA RUIDOSIDAD RECIBIDA

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

TABLA 1-4. CONSTANTES PARA LOS VALORES "noy" FORMULADOS MATEMATICAMENTE

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 1-5.

FRECUENCIA CENTRAL DE LA BANDA DE UN TERCIO DE OCTAVA	f_o	FRECUENCIA CENTRAL DE LA BANDA DE UN TERCIO DE OCTAVA	f_o
50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000

TABLA 1-6.

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 10%											
	Temperatura en °C											
	Hz	- 10	- 5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	0,0
80	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,0	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	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	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	0,1
200	0,2	0,3	0,3	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	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	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	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	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	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	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	0,6
1000	0,4	0,7	1,2	1,8	2,1	2,0	1,7	1,4	1,2	1,0	0,9	0,9
1250	0,4	0,8	1,3	2,1	2,6	2,8	2,4	2,0	1,7	1,4	1,2	1,2
1600	0,5	0,9	1,4	2,3	3,3	3,8	3,4	2,9	2,4	2,0	1,7	1,7
2000	0,6	1,0	1,6	2,6	3,9	4,7	4,7	4,1	3,4	2,8	2,3	2,3
2500	0,7	1,1	1,8	2,9	4,5	5,8	6,4	5,6	4,8	4,0	3,3	3,3
3150	0,8	1,2	2,0	3,2	5,1	7,1	8,3	7,7	6,8	5,7	4,8	4,8
4000	0,9	1,4	2,3	3,6	5,7	8,5	10,5	11,0	9,6	8,3	6,9	6,9
5000	1,0	1,6	2,4	3,8	6,1	9,2	11,7	12,8	11,3	9,9	8,3	8,3
6300	1,3	1,9	2,8	4,3	6,8	10,4	14,2	16,4	15,5	13,7	11,7	11,7
8000	1,6	2,3	3,4	5,0	7,7	11,8	17,0	20,8	22,0	19,4	16,8	16,8
10000	2,1	2,9	4,1	6,0	8,9	13,4	19,9	25,9	29,5	27,2	24,1	24,1
12500	2,9	3,7	5,0	7,1	10,3	15,3	22,7	31,2	36,9	37,6	33,4	33,4

TABLA 1-7. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 20%											
	Temperatura en °C											
	Hz	- 10	- 5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	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	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	0,1
100	0,1	0,1	0,1	0,0	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	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	0,1
200	0,3	0,2	0,2	0,1	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	0,2	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	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	0,3
500	0,6	0,8	0,7	0,6	0,5	0,4	0,3	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	0,4	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	0,6
1000	0,9	1,4	1,8	1,6	1,3	1,0	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8	0,8
1250	0,9	1,6	2,2	2,2	1,8	1,5	1,2	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0
1600	1,1	1,9	2,7	3,1	2,6	2,1	1,7	1,4	1,2	1,2	1,2	1,3
2000	1,2	2,0	3,2	3,9	3,6	3,0	2,5	2,0	1,7	1,5	1,5	1,6
2500	1,3	2,3	3,7	4,9	5,0	4,2	3,5	2,8	2,3	2,0	2,0	2,0
3150	1,5	2,5	4,2	6,0	6,8	5,8	4,9	4,0	3,3	2,8	2,7	2,7
4000	1,7	2,9	4,8	7,2	8,7	8,2	7,1	5,9	4,9	4,0	3,6	3,6
5000	1,9	3,1	5,1	7,9	9,8	9,7	8,4	7,0	5,9	4,8	4,2	4,2
6300	2,2	3,5	5,7	9,0	12,0	13,3	11,5	9,9	8,2	6,8	5,8	5,8
8000	2,7	4,1	6,5	10,4	14,8	17,4	16,2	14,1	12,0	10,0	8,3	8,3
10000	3,3	4,9	7,5	11,8	17,7	22,0	23,1	20,1	17,2	14,5	12,1	12,1
12500	4,1	5,9	8,8	13,4	20,5	27,1	30,6	27,5	24,2	20,6	17,4	17,4

TABLA 1-8. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 30%											
	Temperatura en °C											
	Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,1	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	0,3	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	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,1	1,3	1,0	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,6
1000	1,3	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8
1250	1,5	2,0	1,9	1,6	1,2	0,9	0,8	0,7	0,8	0,9	1,0	1,0
1600	1,7	2,5	2,7	2,2	1,8	1,4	1,1	1,0	1,0	1,1	1,3	1,3
2000	1,9	3,0	3,6	3,1	2,5	2,0	1,6	1,4	1,3	1,4	1,6	1,6
2500	2,1	3,5	4,4	4,2	3,5	2,8	2,2	1,9	1,7	1,8	2,0	2,0
3150	2,3	4,0	5,5	5,9	4,9	4,0	3,3	2,6	2,3	2,3	2,5	2,5
4000	2,6	4,5	6,8	7,9	6,9	5,8	4,7	3,8	3,3	3,1	3,3	3,3
5000	2,8	4,8	7,4	9,0	8,2	6,9	5,7	4,6	3,9	3,6	3,7	3,7
6300	3,2	5,3	8,6	11,1	11,3	9,6	8,0	6,6	5,4	4,8	4,7	4,7
8000	3,8	6,1	9,9	13,9	15,6	13,6	11,5	9,5	7,9	6,8	6,4	6,4
10000	4,5	7,1	11,4	16,9	20,3	19,1	16,6	13,9	11,6	9,7	8,8	8,8
12500	5,5	8,3	13,0	20,0	25,3	26,6	23,0	19,6	16,4	13,8	12,1	12,1

TABLA 1-9. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 40%											
	Temperatura en °C											
	Hz	- 10	- 5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	2,1	2,6	2,1	1,7	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,6	1,7	1,8	2,0
3150	3,2	4,9	5,6	4,7	3,8	3,0	2,4	2,1	2,1	2,1	2,3	2,5
4000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	3,0	2,8	3,0	3,3
5000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,5	3,3	3,4	3,7
6300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,9	4,4	4,3	4,7
8000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	7,1	6,1	5,8	6,2
10000	5,8	9,5	14,8	18,4	17,8	15,2	12,7	10,5	10,5	8,8	8,1	8,1
12500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	14,9	12,4	10,9	10,6

TABLA 1-10. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO 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	0,1	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,1	0,1	0,0	0,0	0,0	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	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,3	0,2	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,6	0,5	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,9	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	1,4	1,4	1,1	0,8	0,6	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,8	1,9	1,5	1,2	0,9	0,7	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	2,1	2,6	2,1	1,7	1,3	1,0	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,5	3,2	2,9	2,4	1,9	1,5	1,2	1,2	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	2,8	4,0	4,1	3,3	2,6	2,1	1,7	1,6	1,6	1,7	1,8	2,0
3150	3,2	4,9	5,6	4,7	3,8	3,0	2,4	2,1	2,1	2,1	2,3	2,5
4000	3,6	5,9	7,2	6,5	5,4	4,3	3,5	3,0	3,0	2,8	3,0	3,3
5000	3,8	6,3	8,1	7,7	6,5	5,2	4,2	3,5	3,5	3,3	3,4	3,7
6300	4,3	7,2	10,0	10,7	9,0	7,3	6,0	4,9	4,9	4,4	4,3	4,7
8000	5,0	8,3	12,3	14,4	12,6	10,6	8,7	7,1	7,1	6,1	5,8	6,2
10000	5,8	9,5	14,8	18,4	17,8	15,2	12,7	10,5	10,5	8,8	8,1	8,1
12500	6,9	10,9	17,2	22,9	24,7	21,2	17,8	14,9	14,9	12,4	10,9	10,6

TABLA 1-11. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO 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
1000	1,2	1,0	0,7	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,7	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	2,3	1,9	1,5	1,1	0,9	0,8	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,9	2,6	2,1	1,6	1,2	1,1	1,1	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	3,6	3,6	2,9	2,2	1,7	1,4	1,4	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3150	4,4	5,0	4,1	3,2	2,5	2,0	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5	2,5
4000	5,3	6,6	5,7	4,6	3,6	2,8	2,5	2,5	2,7	3,0	3,3	3,3
5000	5,8	7,4	6,8	5,5	4,3	3,4	2,9	2,9	3,1	3,4	3,7	3,7
6300	6,6	9,2	9,3	7,7	6,1	4,9	4,0	3,8	4,0	4,3	4,7	4,7
8000	7,6	11,4	13,0	10,9	8,9	7,2	5,8	5,2	5,2	5,7	6,2	6,2
10000	8,7	13,8	16,9	15,3	12,8	10,4	8,5	7,3	7,0	7,4	8,1	8,1
12500	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 1-12. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO 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	0,1	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	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3
500	0,4	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4
630	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	1,1	0,8	0,6	0,5	0,4	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,7	0,8
1250	1,5	1,1	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0
1600	2,1	1,7	1,2	0,9	0,8	0,8	0,9	1,0	1,0	1,1	1,1	1,3
2000	2,9	2,3	1,8	1,3	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	1,6
2500	3,7	3,2	2,5	1,9	1,5	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0	2,0
3150	4,6	4,4	3,5	2,7	2,1	1,8	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5	2,5
4000	5,7	6,3	5,1	4,0	3,1	2,5	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3	3,3
5000	6,3	7,3	6,0	4,7	3,7	3,0	2,7	2,9	3,1	3,4	3,7	3,7
6300	7,5	9,3	8,2	6,6	5,2	4,2	3,6	3,6	4,0	4,3	4,7	4,7
8000	8,8	11,8	11,6	9,5	7,6	6,1	5,1	4,9	5,2	5,7	6,2	6,2
10000	10,2	14,8	16,4	13,7	11,1	9,0	7,4	6,8	6,8	7,4	8,1	8,1
12500	11,6	18,0	21,4	18,8	15,7	12,8	10,5	9,2	9,0	9,6	10,5	10,5

TABLA 1-13. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 80%										
	Temperatura en °C										
Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,2	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,5	0,3	0,3	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,7	0,5	0,4	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	1,0	0,7	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,3	1,0	0,7	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	1,9	1,5	1,1	0,8	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,6	2,0	1,5	1,1	1,0	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	3,6	2,9	2,2	1,6	1,3	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3150	4,7	4,0	3,1	2,4	1,9	1,7	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4000	5,9	5,6	4,5	3,4	2,7	2,3	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5000	6,6	6,6	5,3	4,1	3,2	2,7	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6300	8,1	9,1	7,4	5,9	4,6	3,7	3,4	3,6	4,0	4,3	4,7
8000	9,8	12,0	10,4	8,4	6,7	5,4	4,8	4,8	5,2	5,7	6,2
10000	11,5	15,3	14,8	12,2	9,8	7,8	6,7	6,4	6,8	7,4	8,1
12500	13,3	18,9	20,5	17,0	13,9	11,3	9,4	8,7	8,9	9,6	10,5

TABLA 1-14. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

Frecuencia central de banda	Humedad relativa = 90%										
	Temperatura en °C										
Hz	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40
50	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
63	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
80	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1
100	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
125	0,0	0,0	0,0	0,0	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
160	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
200	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2
250	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2
315	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
400	0,2	0,2	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4
630	0,4	0,3	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,4	0,5
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	0,9	0,6	0,5	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,2	0,9	0,6	0,5	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	1,7	1,3	0,9	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,4	1,8	1,3	1,0	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	3,3	2,6	1,9	1,4	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3150	4,6	3,6	2,8	2,1	1,7	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4000	6,0	5,1	4,0	3,0	2,4	2,2	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5000	6,7	6,0	4,8	3,7	2,9	2,6	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6300	8,3	8,3	6,7	5,2	4,0	3,4	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8000	10,4	11,7	9,5	7,6	6,0	4,9	4,5	4,8	5,2	5,7	6,2
10000	12,6	15,4	13,5	11,0	8,8	7,1	6,3	6,3	6,8	7,4	8,1
12500	14,8	19,4	18,6	15,4	12,4	10,1	8,7	8,3	8,9	9,6	10,5

TABLA 1-15. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO 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	0,1	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,3	0,3	0,3
500	0,3	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	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	0,5	0,5	0,6	0,6
800	0,6	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6
1000	0,8	0,6	0,4	0,4	0,4	0,4	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8
1250	1,1	0,8	0,6	0,5	0,6	0,6	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9	1,0
1600	1,6	1,2	0,8	0,7	0,7	0,7	0,8	0,9	0,9	1,0	1,1	1,3
2000	2,2	1,6	1,2	0,9	0,9	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,6
2500	3,0	2,3	1,7	1,3	1,2	1,2	1,3	1,4	1,5	1,7	1,8	2,0
3150	4,2	3,3	2,5	1,9	1,6	1,6	1,6	1,8	1,9	2,1	2,3	2,5
4000	5,9	4,7	3,6	2,7	2,2	2,2	2,1	2,3	2,5	2,7	3,0	3,3
5000	6,8	5,6	4,3	3,3	2,6	2,6	2,4	2,6	2,8	3,1	3,4	3,7
6300	8,5	7,6	6,0	4,7	3,7	3,7	3,3	3,3	3,6	4,0	4,3	4,7
8000	10,7	10,8	8,7	6,8	5,3	4,5	4,5	4,4	4,8	5,2	5,7	6,2
10000	13,3	15,1	12,5	10,0	7,9	6,5	6,5	6,0	6,3	6,8	7,4	8,1
12500	16,0	19,5	17,2	14,0	11,3	9,2	9,2	8,2	8,2	8,9	9,6	10,5

TABLA 1-16. COEFICIENTE DE ATENUACION DEL RUIDO EN dB/100 m

9. Procedimientos detallados de corrección**9.1 Introducción.**

9.1.1 Cuando para la homologación en cuanto al 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 esta sección.

9.1.1.1 Las diferencias entre las condiciones de referencia y las de ensayo que exigen correcciones pueden resultar de lo siguiente:

- Absorción atmosférica del sonido en condiciones de ensayo, diferentes a las de referencia;
- Trayectoria de vuelo del ensayo a una altitud diferente a la de referencia, y
- Peso de ensayo diferente del máximo.

9.1.1.2 Puede ser necesario 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 un rendimiento superior del avión (efecto de "día frío"). Por el contrario, el efecto de "día caluroso" puede hacer que la trayectoria de despegue del ensayo resulte a una altitud inferior a la de referencia. La trayectoria de vuelo del ensayo de aproximación puede resultar a altitudes superiores o inferiores a la de referencia, independientemente de las condiciones meteorológicas.

9.1.2 Los valores de medición del ruido se ajustarán debidamente a las condiciones de referencia, bien sea mediante los procedimientos de corrección presentados a continuación, o por un programa integrado que se aprobará como equivalente.

9.1.2.1 Los procedimientos de corrección consistirán en sumar algebraicamente uno o más valores al EPNL calculado, como si los ensayos se hubiesen llevado a cabo completamente en las condiciones de referencia de la homologación en cuanto al ruido.

9.1.2.2 Los perfiles de vuelo se determinarán tanto para el despegue como para la aproximación, así como para las condiciones de referencia y las de ensayo. Los procedimientos de ensayo exigen el registro del ruido y de la trayectoria de vuelo, con una señal de tiempo sincronizada que permita trazar el perfil del ensayo, incluyendo la posición del avión, respecto del cual se observa el PNLTM en la estación de medición del ruido. Para el despegue, un perfil de vuelo, corregido con respecto a las condiciones de referencia, se deducirá de datos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

9.1.2.3 Las diferentes longitudes de las trayectorias del ruido desde la aeronave hasta la estación de medición del ruido correspondiente al PNLTM, se determinarán tanto respecto al perfil del ensayo como al de referencia. Los valores de SPL en el espectro del PNLTM se corregirán luego para tener en cuenta los efectos de:

- a) Cambios de la absorción atmosférica del sonido;
- b) La absorción atmosférica del sonido en el cambio de longitud de la trayectoria del ruido;
- c) La ley de la inversa de los cuadrados en el cambio de longitud de la trayectoria del ruido.

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

9.1.3 Las distancias mínimas desde ambos perfiles, de ensayo y de referencia, hasta la estación de medición del ruido se calcularán y usarán para determinar una corrección por duración, debida al cambio en la altitud de sobrevuelo del avión. La corrección por duración se agregará algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.1.4 A base de los datos del fabricante (aprobados por las autoridades de la homologación) 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 del avión del ensayo.

9.1.5 A base de los datos del fabricante (aprobados por las autoridades encargadas de la homologación) en forma de curvas, de tablas o de alguna otra manera, que dan la variación del EPNL en función del ángulo de aproximación, se determinan las correcciones que han de sumarse algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos, a fin de tener en cuenta los cambios de nivel de ruido debidos a diferencias entre el ángulo de aproximación de referencia y el ángulo de aproximación del ensayo.

9.2 Perfiles de despegue.

9.2.1 La figura 1-4 ilustra un típico perfil de despegue. El avión empieza el recorrido de despegue en el punto A, se separa del suelo en el punto B, e inicia el primer ascenso con ángulo constante 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 (habitualmente expresado como pendiente en tanto por ciento).

9.2.2 El extremo de la trayectoria de despegue para la homologación, está representado por la posición F del avión, cuya proyección sobre la derrota (prolongación sobre el eje de la pista) es el punto M. La posición del avión se registra para una distancia AM de 11 km (6MN) por lo menos.

9.2.3 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 la pista a una distancia especificada del mismo, donde es mayor el nivel de ruido de despegue.

9.2.4 Los valores del empuje después de la reducción, si se emplea en las condiciones de ensayo, son tales que produzcan al menos la pendiente mínima de homologación para las condiciones de referencia, atmosféricas y de peso.

9.2.5 El perfil de despegue está relacionado con los cinco parámetros siguientes: AB, longitud del recorrido de despegue; α , ángulo del primer ascenso constante; β , ángulo del segundo ascenso constante; γ , y δ , ángulos de reducción de empuje. Estos cinco parámetros son funciones del rendimiento del avión, 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 1-5. Los cambios de los parámetros del perfil (denotados como AB, α , β , γ y δ) pueden deducirse de los datos del fabricante (aprobados por las autoridades encargadas de la homologación) y se utilizan para definir el perfil de vuelo corregido con respecto a las condiciones atmosféricas de referencia, permaneciendo invariable el peso del avión. Las relaciones entre los perfiles de despegue, medido y corregido, pueden entonces emplearse para determinar las correcciones que se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.2.6 En la figura 1-6 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 α , y $E_c F_c$ representa la segunda trayectoria de vuelo constante corregida, a altitud diferente y con ángulo de ascenso α_c diferente.

9.2.7 El punto Q representa la posición del avión en la trayectoria de despegue medida, para la que se observa el PNLTM en la estación K de medición del ruido, y Q_c es la posición correspondiente de 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 con sus trayectorias de vuelo. Esta hipótesis

de un ángulo constante quizás no sea válida en todos los casos. Sin embargo, para la actual aplicación de este procedimiento de ensayo, las diferencias que pudieran existir se consideran de pequeña magnitud.

9.2.8 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.

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

9.3 Perfiles de aproximación.

9.3.1 La figura 1-7 muestra un perfil típico de aproximación. El comienzo del perfil de aproximación para la homologación está representado por la posición G del avión cuya proyección sobre la derrota (prolongación sobre el eje de la pista) es el punto P. La posición del avión se registra para una distancia OP, desde el umbral de pista O, de 7.4 km (4 MN) por lo menos.

9.3.2 El avión efectúa la aproximación a un ángulo, pasa por la vertical de la estación N de medición del ruido a una altura NH, inicia la maniobra de enderezamiento en el punto I, y toma contacto en el punto J.

9.3.3 El perfil de aproximación se define por el ángulo de aproximación y la altura NH, que son funciones de las condiciones de utilización del avión controladas por el piloto. Si los parámetros del perfil de aproximación medido son diferentes de los correspondientes parámetros de aproximación de referencia, figura 1-8, las correcciones se aplican al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.3.4 En la figura 1-9 se indican partes de las trayectorias de aproximación, medida y de referencia, incluyendo las relaciones geométricas importantes que influyen en la propagación del sonido. La línea GI representa la trayectoria de aproximación medida, con un ángulo de aproximación, y la $G_r I_r$ representa la trayectoria de aproximación de referencia a la altitud de referencia con el ángulo de aproximación de referencia r .

9.3.5 El punto S representa la posición del avión en la trayectoria de aproximación medida, respecto de la cual se observa el PNLT es la estación N de medición del ruido, y S, 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 con sus trayectorias de vuelo.

9.3.6 La posición T representa el punto en la trayectoria de aproximación medida que está más próxima 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.

9.4 Correcciones del PNLT.

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

9.4.1.1 Despegue.

9.4.1.1.1 Refiriéndose a una trayectoria típica de despegue tal como la que aparece en la figura 1-6, el espectro PNLT observado en la estación K, respecto al avión situado en el punto Q, habrá de descomponerse en sus valores individuales $SPL(i)$. Se calcularán luego una serie de valores corregidos de la manera siguiente:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0.01 [(i) - (i)_0] KQ \\ + 0.01 (i)_0 (KQ - KQ_c) \\ + 20 \log (KQ/KQ_c)$$

- El término $0.01 [(i) - (i)_0] KQ$ corresponde a los efectos de cambio en la absorción atmosférica del sonido, siendo (i) y $(i)_0$ los coeficientes de absorción del sonido correspondiente a las condiciones de ensayo y de referencia, respectivamente, para la banda de tercio de octava de orden i , y KQ es la trayectoria del ruido de despegue medida;

- El término $0.01 (i)_0 (KQ - KQ_c)$ corresponde al efecto de la absorción atmosférica del sonido sobre el cambio de longitud de la trayectoria del ruido, en que KQ_c es la trayectoria del ruido de despegue corregida, y

- El término $20 \log (KQ/KQ_c)$ representa el efecto de la ley de la inversa del cuadrado sobre el cambio de longitud de la trayectoria del ruido.

9.4.1.1.2 Los valores corregidos $SPL(i)$, se convertirán entonces en PNLT y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$_1 = PNLT - PNLTM$$

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

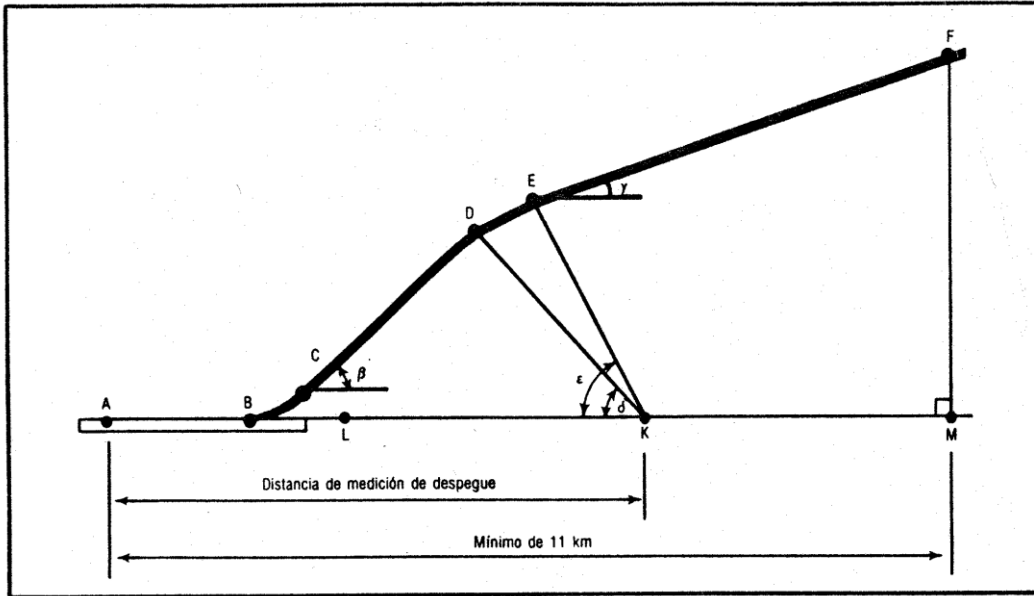


FIGURA 1-4. PERFIL DE DESPEGUE MEDIDO

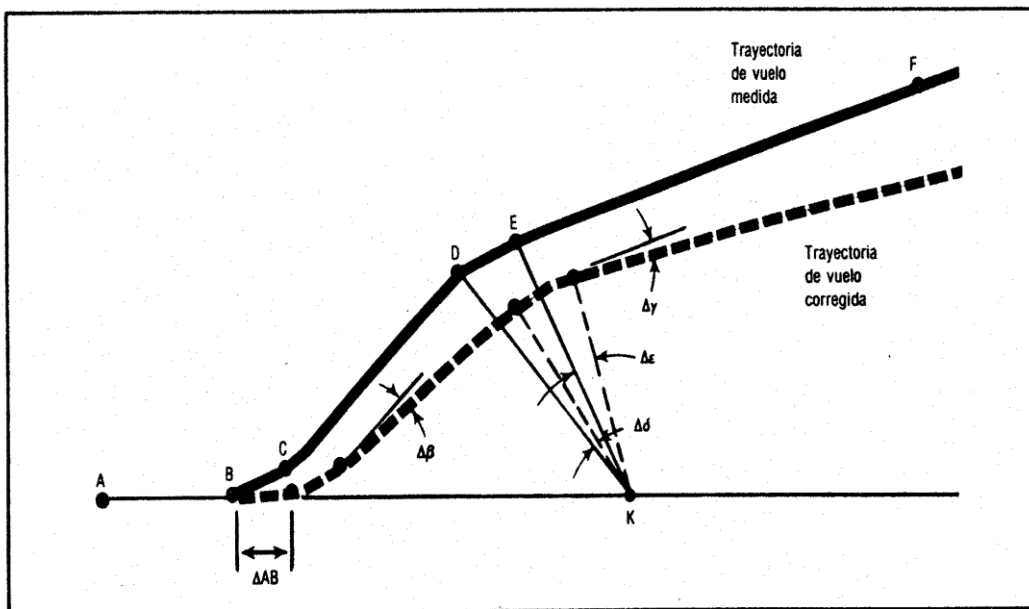


FIGURA 1-5. COMPARACION DE LOS PERFILES DE DESPEGUE MEDIDOS Y CORREGIDOS

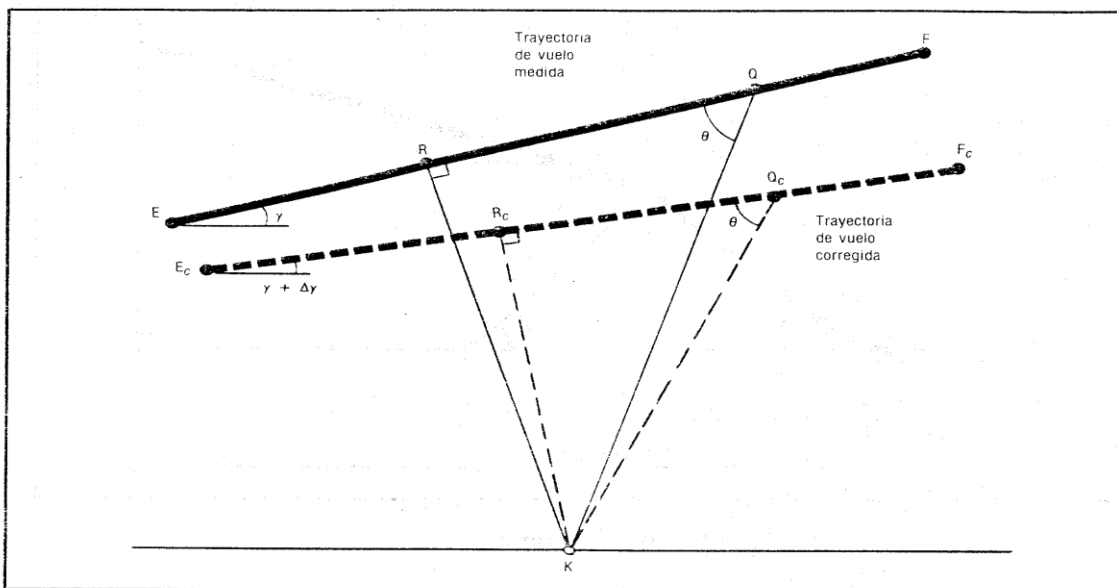


FIGURA 1-6. CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL DE DESPEGUE QUE INFLUYEN EN EL NIVEL ACUSTICO

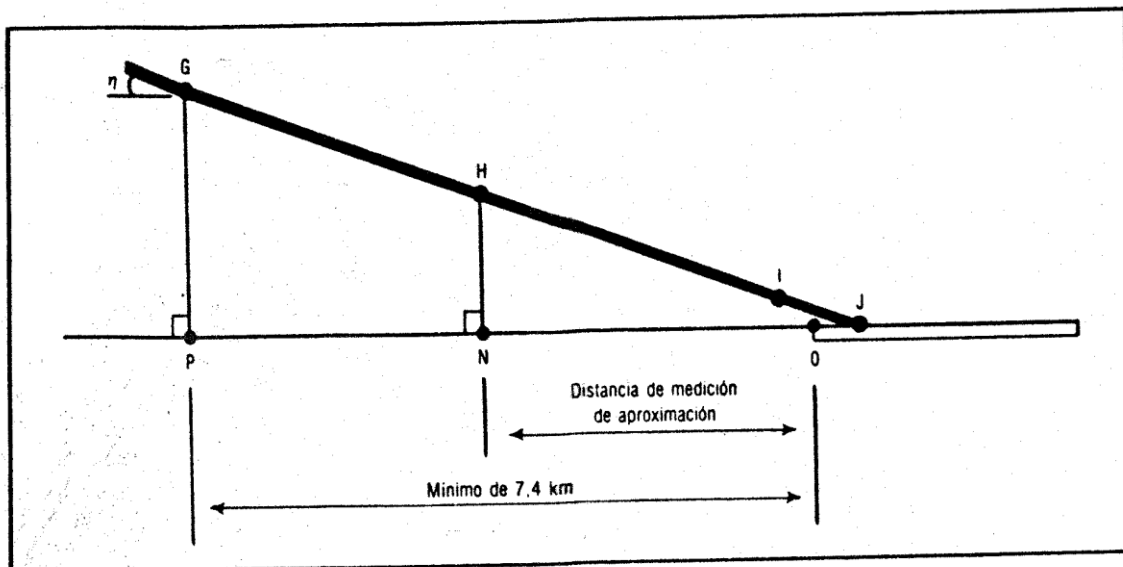


FIGURA 1-7. PERFIL DE APROXIMACION MEDIDO

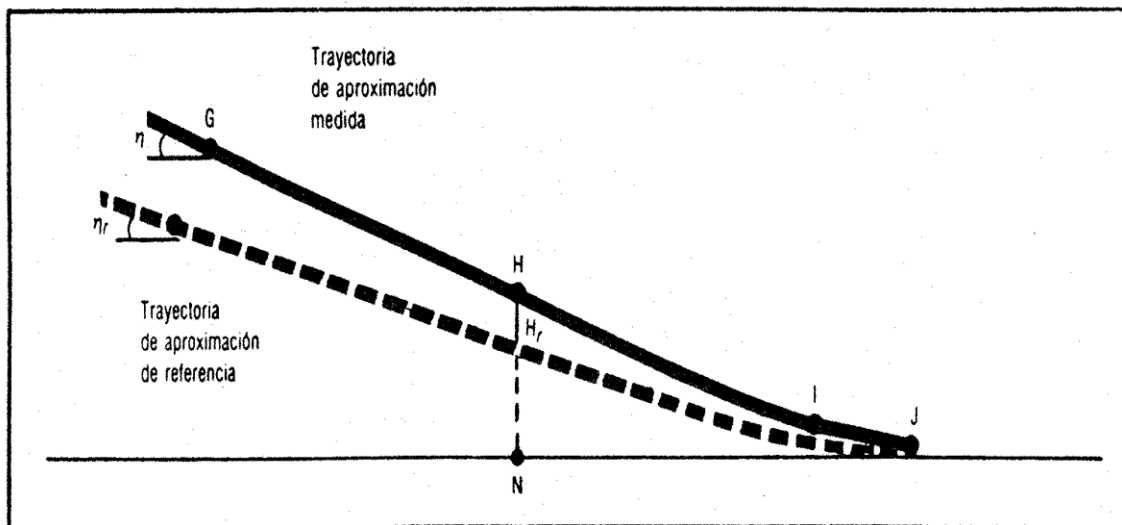


FIGURA 1-8. COMPARACION DE LOS PERFILES DE APROXIMACION MEDIDOS

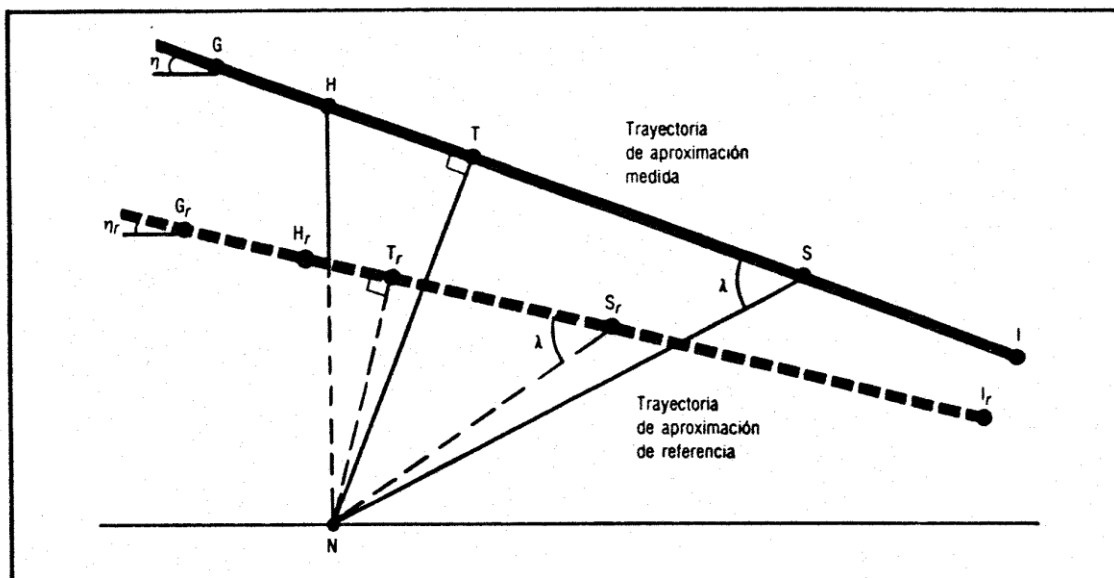


FIGURA 1-9. CARACTERISTICAS DE PERFIL DE APROXIMACION QUE INFLUYEN EN EL NIVEL ACUSTICO

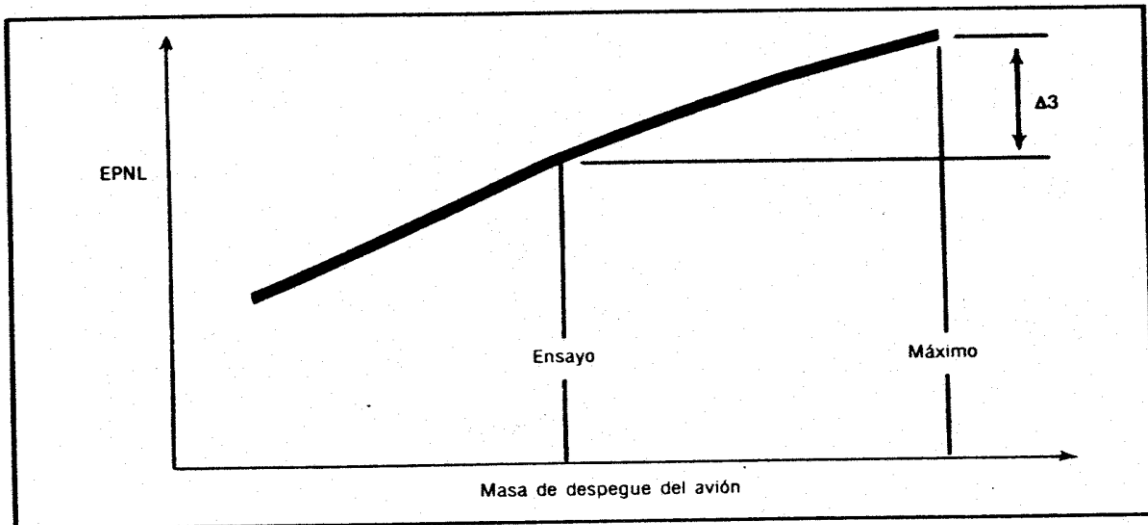


FIGURA 1-10. CORRECCION DEL PESO (MASA) DE DESPEGUE CORRESPONDIENTE AL EPNL

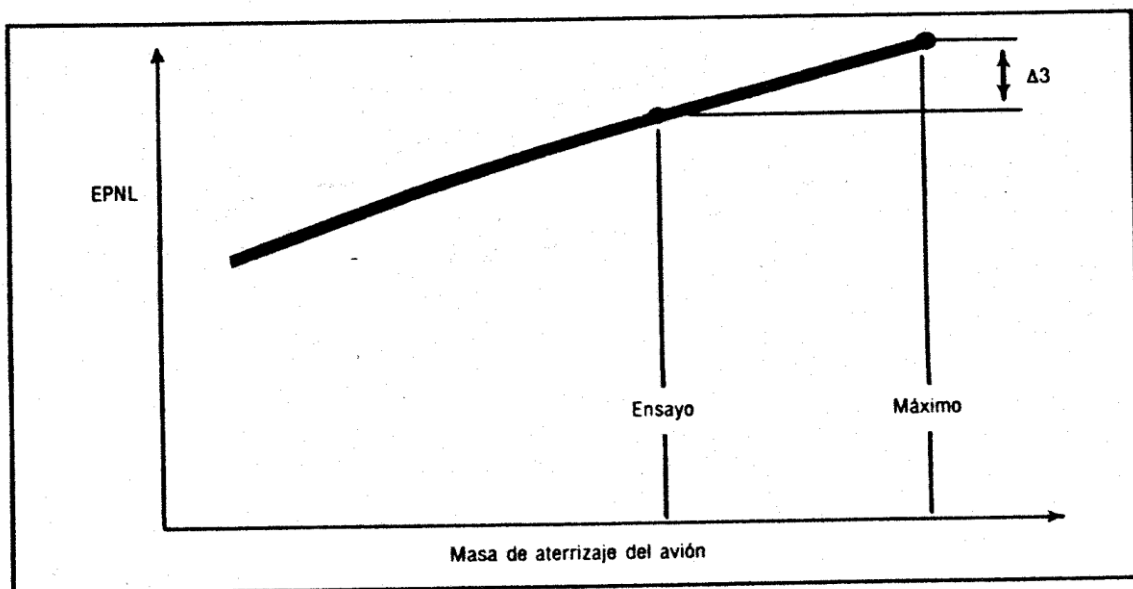


FIGURA 1-11. CORRECCION DEL PESO (MASA) DE APROXIMACION CORRESPONDIENTE AL EPNL

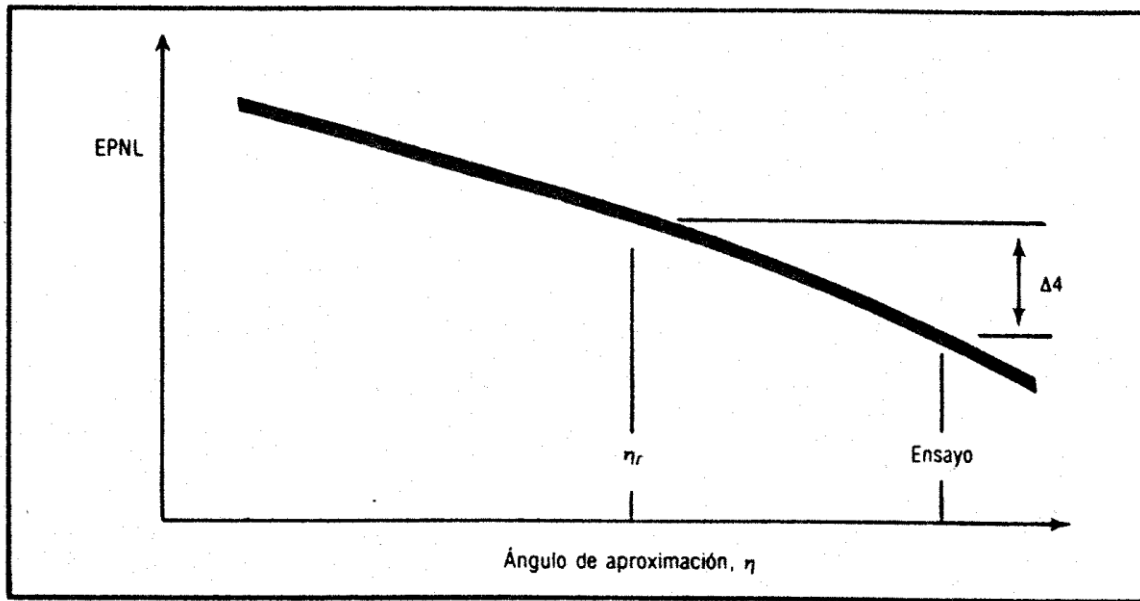


FIGURA 1-12. CORRECCION DEL ANGULO DE APROXIMACION CORRESPONDIENTE AL EPNL

9.4.1.2 Aproximación.

9.4.1.2.1 Se utilizará el mismo procedimiento en el caso de la trayectoria de aproximación, excepto que los valores de $SPL(i)$, se relacionan con la trayectoria del ruido de aproximación que aparecen en la figura 1-9 en la forma siguiente:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0.01 [(i) - (i)_0] NS \\ + 0,01 (i)_0 (NS - NS_r) \\ 20 \log (NS/NS_r)$$

donde NS y NS_r son las trayectorias del ruido de aproximación, medida y de referencia, respectivamente. El resto del procedimiento es igual al de la trayectoria de despegue.

9.4.1.3 Lateral.

9.4.1.3.1 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:

$$SPL(i)_c = SPL(i) + 0,01 [(i)_0] LX$$

donde LX es la trayectoria del ruido lateral medida desde la estación L (figura 1-4), hasta la posición X del avión para la cual se ha observado el $PNLTM$ en la estación L . Sólo se considerará el término de corrección que tiene en cuenta los efectos del cambio en la absorción atmosférica del sonido. La diferencia entre la longitud de la trayectoria del ruido medida y la de la corregida se considera despreciable por lo que toca a la trayectoria de vuelo lateral. El resto del procedimiento es igual al de la trayectoria de despegue.

9.5 Correcciones por duración.

9.5.1 Siempre que las trayectorias de despegue y de aproximación medidas, difieran de las trayectorias de vuelo corregida y de referencia, respectivamente, se efectuarán correcciones por duración en los valores de $EPNL$ calculados a partir de los datos medidos. Estas correcciones se calcularán según se describe a continuación.

9.5.1.1 Despegue.

9.5.1.1.1 En lo que respecta a la trayectoria de despegue de la figura 1-6, el término de ajuste se calculará del modo siguiente:

$$_2 = -7.5 \log (KR/KR_c)$$

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, medida y corregida, respectivamente, desde la estación K de medición del ruido. El signo negativo indicará que en el caso particular de una corrección por duración, el EPNL calculado a partir de los datos medidos se reduce si la trayectoria de vuelo medida está a una altitud mayor que la trayectoria corregida.

9.5.1.2 Aproximación.

9.5.1.2.1 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 1-9 en la forma siguiente:

$$_2 = -7.5 \log (NT/NT_c)$$

donde NT es la distancia mínima a la trayectoria de aproximación, medida desde la estación N de medición del ruido.

9.5.1.3 Lateral.

9.5.1.3.1 No se hará ninguna corrección por duración por lo que toca a la trayectoria de vuelo lateral porque las diferencias entre la trayectoria de vuelo medida y la corregida se consideran despreciables.

9.6 Corrección por diferencias de peso.

9.6.1 Siempre que el peso del avión, bien sea durante un ensayo de aproximación o de despegue a los efectos de homologación en cuanto al 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 del fabricante (aprobados por las autoridades encargadas de la homologación) en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en las figuras 1-10 y 1-11. Los datos del fabricante deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación.

9.7 Corrección por diferencias de ángulo de aproximación.

9.7.1 Siempre que el ángulo de aproximación del avión durante el ensayo de aproximación a efectos de homologación en cuanto al 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 del fabricante (aprobados por las autoridades encargadas de la homologación) en forma de tablas o curvas como las que se indican esquemáticamente en la figura 1-12. Los datos del fabricante deberán ser aplicables a las condiciones atmosféricas de referencia convenidas para la homologación en cuanto al ruido, y al peso de aterrizaje del ensayo.

APENDICE "B" NORMATIVO
METODO DE EVALUACION PARA LA HOMOLOGACION
EN CUANTO AL RUIDO DE:

- 1.- AVIONES DE REACCION SUBSONICOS. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO, ACEPTADA EL 6 DE OCTUBRE DE 1977 O DESPUES DE ESA FECHA.
- 2.- AVIONES DE MAS DE 5,700 KG PROPULSADOS POR HELICE. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO, ACEPTADA EL 1 DE ENERO DE 1985 O ENTRE ESA FECHA Y EL 17 DE NOVIEMBRE DE 1988.
- 3.- AVIONES DE MAS DE 8,618 KG PROPULSADOS POR HELICE. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO, ACEPTADA EL 17 DE NOVIEMBRE DE 1988 O DESPUES DE ESA FECHA.
4. HELICOPTEROS.

1. Nomenclatura

1.1 Símbolos y unidades.

SÍMBOLO	UNIDAD	SIGNIFICADO
Antilog	----	Antilogaritmo de base 10.
$C(k)$	dB	<i>Factor de corrección por tono.</i> El factor que ha de sumarse al $PNL(k)$ para tener en cuenta la presencia de irregularidades espectrales como tonos en el k -ésimo incremento de tiempo.
d	s	<i>Duración.</i> La longitud del ruido significativo en función del tiempo, correspondiente al intervalo de tiempo entre los límites $t(1)$ y $t(2)$, redondeado al segundo más próximo.
D	dB	<i>Corrección por duración.</i> El factor que ha de sumarse al $PNLTM$ para tener en cuenta la duración del ruido.
EPNL	EPNdB	<i>Nivel efectivo de ruido percibido.</i> 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	<i>Frecuencia.</i> La frecuencia media geométrica de la banda de tercio de octava de orden i .
$F(i,k)$	dB	<i>Delta-dB.</i> 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	<i>dB sustractivo.</i> El nivel que al restarse del $PNLTM$ define la duración del ruido.
H	%	<i>Humedad relativa.</i> La humedad atmosférica relativa ambiente.
i	---	<i>Indice de banda de frecuencia.</i> Indicador numérico que denota cualquiera de las 24 bandas de tercio de octava, con frecuencias medias geométricas desde 50 hasta 10,000 Hz.
k	---	<i>Indice de incremento de tiempo.</i> Indicador numérico que denota el número de incrementos iguales de tiempo, que han transcurrido desde la referencia cero.
log	---	Logaritmo de base 10.
$\log n(a)$	---	<i>Coordenada de discontinuidad de noy.</i> 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.	---	<i>Pendiente inversa de noy.</i> Los valores inversos de las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$.
n	noy	<i>Ruidosidad percibida.</i> La ruidosidad percibida en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
$n(i,k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida.</i> La ruidosidad percibida en el instante de orden k , que ocurre en la banda de tercio de octava de orden i .

$n(k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida máxima.</i> El valor máximo de todos los 24 valores de $n(i)$ que ocurren en el instante de orden k .
$N(k)$	noy	<i>Ruidosidad percibida total.</i> La ruidosidad percibida total en el instante de orden k , calculada de los 24 valores instantáneos de $n(i,k)$.
$p(b), p(c)$, etc.	---	<i>Pendiente de noy.</i> Las pendientes de rectas que representan la variación de SPL en función de $\log n$.
PNL	PNdB	<i>Nivel de ruido percibido.</i> El nivel de ruido percibido en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNL(k)	PNdB	<i>Nivel de ruido percibido.</i> El nivel de ruido percibido calculado de los 24 valores de SPL(i,k), para el incremento de tiempo de orden k . (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLM	PNdB	<i>Nivel máximo de ruido percibido.</i> El valor máximo de PNL(k). (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT	TPNdB	<i>Nivel de ruido percibido, corregido por tono.</i> El valor de PNL ajustado para tener en cuenta las irregularidades espectrales que ocurran en un instante cualquiera. (Se usa la unidad PNdB en vez de la unidad dB).
PNLT(k)	TPNdB	<i>Nivel de ruido percibido, corregido por tono.</i> 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	<i>Nivel máximo de ruido percibido, corregido por tono.</i> El valor máximo de PNLT(k). (Se usa la unidad TPNdB en vez de la unidad dB).
PNLT _r	TPNdB	<i>Nivel de ruido percibido, corregido por tono, ajustado a las condiciones de referencia.</i>
$s(i,k)$	dB	<i>Pendiente del nivel de presión acústica.</i> 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	<i>Cambio de pendiente del nivel de presión acústica.</i>
$s'(i,k)$	dB	<i>Pendiente corregida del nivel de presión acústica.</i> El cambio de nivel entre niveles ajustados y adyacentes de presión acústica, de banda de tercio de octava, para la banda de orden i y para el instante de orden k .
$s(i,k)$	dB	<i>Pendiente media del nivel de presión acústica.</i>
SPL	dB ref. 20 Pa	<i>Nivel de presión acústica.</i> El nivel de presión acústica en un instante cualquiera, que ocurre en una gama de frecuencias especificada.
SPL(a)	dB ref. 20 Pa	<i>Coordenada de discontinuidad de noy.</i> 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 Pa	<i>Ordenadas de noy en el origen.</i> 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 Pa	<i>Nivel de presión acústica.</i> 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 Pa	<i>Nivel de presión acústica ajustado.</i> 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 Pa	<i>Nivel máximo de presión acústica.</i> El nivel de presión acústica que ocurre en la banda de tercio de octava de orden i del espectro para PNLTM.
SPL(i) _r	dB ref. 20 Pa	<i>Nivel máximo de presión acústica corregido.</i> 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 Pa	<i>Nivel final de presión acústica de fondo.</i> 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	<i>Tiempo transcurrido.</i> La longitud de tiempo medida a partir de la referencia cero.
t_1, t_2	s	<i>Límite de tiempo.</i> El comienzo y el final del historial del ruido significativo, definido por h .
Δt	s	<i>Incremento de tiempo.</i> La serie de incrementos de tiempo de igual magnitud, para los cuales se calculan $PNL(k)$ y $PNLT(k)$.
T	s	<i>Constante de tiempo para normalización.</i> La longitud de tiempo usada como referencia en el método de integración para calcular las correcciones por duración, en donde $T = 10$ s.
t (°C)	°C	<i>Temperatura.</i> La temperatura atmosférica ambiente.
(i)	dB/100 m	<i>Absorción atmosférica de ensayo.</i> 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.
(i) ₀	dB/100 m	<i>Absorción atmosférica de referencia.</i> La atenuación atmosférica del sonido que ocurre en la banda de tercio de octava de orden i para la temperatura atmosférica y la humedad relativa de referencia.
A_1	grados	<i>Angulo del primer ascenso constante*.</i>
A_2	grados	<i>Angulo del segundo ascenso constante**.</i>
	grados	<i>Angulos de reducción de empuje.</i> Los ángulos que definen los puntos de la trayectoria de despegue, en los cuales se inicia y se termina, respectivamente, la reducción de empuje.
	grados	<i>Angulo de aproximación.</i>
r	grados	<i>Angulo de aproximación de referencia.</i>
	grados	<i>Angulo del ruido (con relación a la trayectoria de vuelo).</i> El ángulo entre la trayectoria de vuelo y la trayectoria del ruido. Es idéntico para ambas trayectorias de vuelo, la medida y la corregida.
	grados	<i>Angulo de ruido (con relación al suelo).</i> Angulo que forman las trayectorias del ruido y el suelo. Este ángulo se identifica para las trayectorias de vuelo, medida y corregida.
	grados	<i>Parámetro de emisión del ruido del motor.</i> (Véase el numeral 9.3.4 de este Apéndice).
1	EPNdB	<i>Corrección PNLT.</i> 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.
2	EPNdB	<i>Ajuste de la corrección por duración.</i> 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 de ensayo.
3	EPNdB	<i>Ajuste del ruido de la fuente.</i> 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.

2. Introducción

2.1 Este método de evaluación del ruido comprende:

- Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido;
- Medición del ruido de aviones y helicópteros percibido en tierra;
- Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de ruido medidos, y
- Notificación de los datos a las autoridades encargadas de la homologación y corrección de los datos medidos.

2.2 Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aeronaves de varios tipos en diversos lugares geográficos.

3. Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido

3.1 Generalidades.

3.1.1 En esta sección se prescriben las condiciones en las que se llevará a cabo la homologación en cuanto al ruido, así como también los procedimientos que corresponde usar.

3.2 Medio ambiente de ensayo.

3.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por las aeronaves 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 apelmazado, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico cuyo vértice coincida con un punto del terreno situado verticalmente por debajo del micrófono, con su eje perpendicular al suelo y un semiángulo a 80° con relación a ese eje, no habrá ningún obstáculo que pueda influenciar de una manera significativa el campo sonoro procedente de la aeronave.

3.2.2 Excepto en el caso que se especifica en 3.2.3, los ensayos se llevarán a cabo en las siguientes condiciones atmosféricas:

- a) Ausencia de precipitación;
- b) Temperatura del aire ambiente no superior a 35°C ni inferior a -10°C y humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% en toda la trayectoria del ruido entre un punto a 10 m (33 ft) sobre el terreno y la aeronave;
- c) Humedad relativa y temperatura del aire ambiente en toda la trayectoria del ruido entre un punto a 10 m (33 ft) sobre el terreno y la aeronave, con valores tales que la atenuación del sonido en la banda de un tercio de octava centrada en 8 kHz no exceda de 12 dB/100 m;
- d) La variación relativa del coeficiente de absorción atmosférica, en toda la trayectoria de propagación del ruido máximo PNLTM, puede exceder, en la banda de un tercio de octava centrada en 3,150 Hz, de ± 0.5 dB/100 m; a condición de que, para calcular las atenuaciones del sonido ponderadas equivalentes en cada banda de un tercio de octava, la atmósfera se subdivida en capas, con subdivisiones que sean suficientes a juicio de las autoridades encargadas de la homologación; y, si no fuera necesario subdividir la atmósfera en capas, la atenuación del sonido equivalente, en cada banda de un tercio de octava, se obtendrá promediando los coeficientes de absorción atmosférica en cada una de dichas bandas a 10 m (33 ft) por encima del nivel del terreno y al nivel de vuelo de la aeronave de ensayo en el instante correspondiente al PNTLM, para cada medición;
- e) Velocidad del viento no superior a 22 km/h (12 kt) y componente transversal del viento no superior a 13 km/h (7 kt) a 10 m (33 ft) por encima del terreno durante el tiempo de atenuación de 10 dB con excepción de los helicópteros, en cuyo caso la velocidad del viento no puede exceder de 19 km/h (10 kt) y el componente transversal del viento no puede exceder de 9 km/h (5 kt) a 10 m (33 ft) por encima del terreno, y
- f) Ausencia de condiciones anómalas de viento que pueden influir notablemente en los niveles de ruido medidos en el momento de registro en los puntos de medición especificados por las autoridades encargadas de la homologación.

Cuando en virtud de 3.2.2 d) hubiera de utilizarse el cálculo por subdivisiones múltiples de la atmósfera entre la aeronave y un punto a 10 m (33 ft) por encima del terreno, las capas serán de igual espesor. El espesor será el de la capa de espesor mínimo en la que el coeficiente de absorción atmosférica de la banda de un tercio de octava centrada en 3,150 Hz, sufra una variación de 0.5 dB/100 m en cualquier parte de la trayectoria de propagación del sonido; pero el espesor de las capas no será inferior a 30 m. Para caracterizar las propiedades de absorción de cada capa puede utilizarse el promedio de los coeficientes de absorción atmosférica en la parte superior e inferior de cada capa.

3.2.3 En los ensayos de helicópteros se aplicarán los requisitos de 3.2.2 b), c) y d) solamente en un punto a 10 m (33 ft) de altura sobre el terreno.

3.2.4 Se aprobará el uso de la torre de control del aeródromo u otra instalación como emplazamiento central en el cual las mediciones de los parámetros atmosféricos sean representativas de las condiciones que reinan en la región geográfica en que se llevan a cabo las mediciones del ruido.

3.3 Medición de la trayectoria de vuelo.

3.3.1 La altura y posición lateral de la aeronave con respecto a la derrota de vuelo se determinarán mediante un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito o fototelemetría, que han de aprobar las autoridades encargadas de la homologación.

3.3.2 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 del PNLT.

3.3.3 Los datos de posición y de rendimiento que se necesitan para hacer los ajustes descritos en las secciones 8 o 9 de este Apéndice se registrarán automáticamente a un ritmo de muestreo aprobado. El equipo de medición será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

4. Medición del ruido de las aeronaves percibido en tierra

4.1 Generalidades.

4.1.1 El sistema de medición constará del equipo equivalente al que se indica a continuación:

- a) Un sistema microfónico (véase 4.2);
- b) El equipo de registro y reproducción (cuando no se utilice el método de análisis directo) para almacenar datos sobre el ruido medido, para su análisis posterior (véase 4.3);
- c) Equipo de análisis que suministre los datos de salida para calcular el EPNL (véase 4.4), y
- d) Calibradores acústicos que garanticen la precisión continua de los sistemas citados (véase 4.5).

4.1.2 Se deberá demostrar que los procedimientos de calibración y de verificación que han de utilizarse en cada serie de ensayos de homologación, están de acuerdo con las especificaciones correspondientes que figuran en el numeral 4.5 de este Apéndice, o con especificaciones equivalentes, y esos procedimientos serán aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

4.2 Sistema microfónico.

4.2.1 El sistema microfónico constará de un micrófono, un preamplificador y una pantalla de protección contra el viento, respondiendo el conjunto a las especificaciones de los numerales 4.2.2, 4.2.3, 4.2.4, 4.2.5, 4.2.6 y 4.2.7 del presente Apéndice. La autoridad encargada de la homologación puede aprobar otros sistemas equivalentes basándose en una probada actuación acústica equivalente en general. Cuando se empleen dos o más sistemas microfónicos del mismo tipo, la demostración de que por lo menos uno de ellos cumple con la totalidad de los requisitos será suficiente para demostrar que el tipo lo cumple.

4.2.2 El micrófono será de tipo sensible a la presión, diseñado para que dé una respuesta casi uniforme a la incidencia tangencial.

4.2.3 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 avión o del helicóptero y el lugar de medición, tal como se muestra en la figura 2-1. La disposición en que se haya montado el micrófono eliminará en lo posible las perturbaciones que su soporte podría introducir en los sonidos que hayan de medirse.

4.2.4 Tras un periodo suficiente de "calentamiento", de duración equivalente, como mínimo, a la especificada por el fabricante del equipo, la salida del sistema correspondiente a una entrada acústica constante no variará en más de 0.3 dB para lapsos de una hora ni en más de 0.4 dB para lapsos de 5 horas.

4.2.5 Se especificará una dirección de incidencia como referencia, a la cual correspondan, las características de respuesta de frecuencia que se indican en 4.2.6 de este Apéndice. La variación de sensibilidad del sistema microfónico, dentro de los ángulos de $\pm 30^\circ$ medidos a partir de la dirección de referencia (véase la figura 2-1) no excederán de los valores siguientes:

FRECUENCIA	CAMBIO DE SENSIBILIDAD (dB)
De 45 a 1,120	1
de 1,120 a 2,240	1.5
de 2,240 a 4,500	2.5
de 4,500 a 7,100	4
de 7,100 a 11,200	5

4.2.6 La respuesta de frecuencia en un campo acústico libre del sistema microfónico en la dirección de incidencia de referencia quedará comprendida dentro de una curva envolvente que tendrá los valores siguientes:

GAMA DE FRECUENCIA (Hz)	TOLERANCIA (dB)
De 45 a 4,500	± 1
de 4,500 a 5,600	± 1.5
de 5,600 a 7,100	+1.5, -2
de 7,100 a 9,000	+1.5, -3
de 9,000 a 11,200	+2, -4

4.2.7 Con la pantalla para protección del viento colocada, la variación de sensibilidad en el plano del diafragma del sistema microfónico no excederá de 1 dB en la gama de frecuencias de 45 a 11,200 Hz.

4.2.8 Cada sistema microfónico se calibrará del modo descrito en 4.5 de este Apéndice, y la corrección de la respuesta de frecuencia del sistema microfónico, se notificará y se aplicará para determinar el nivel de ruido.

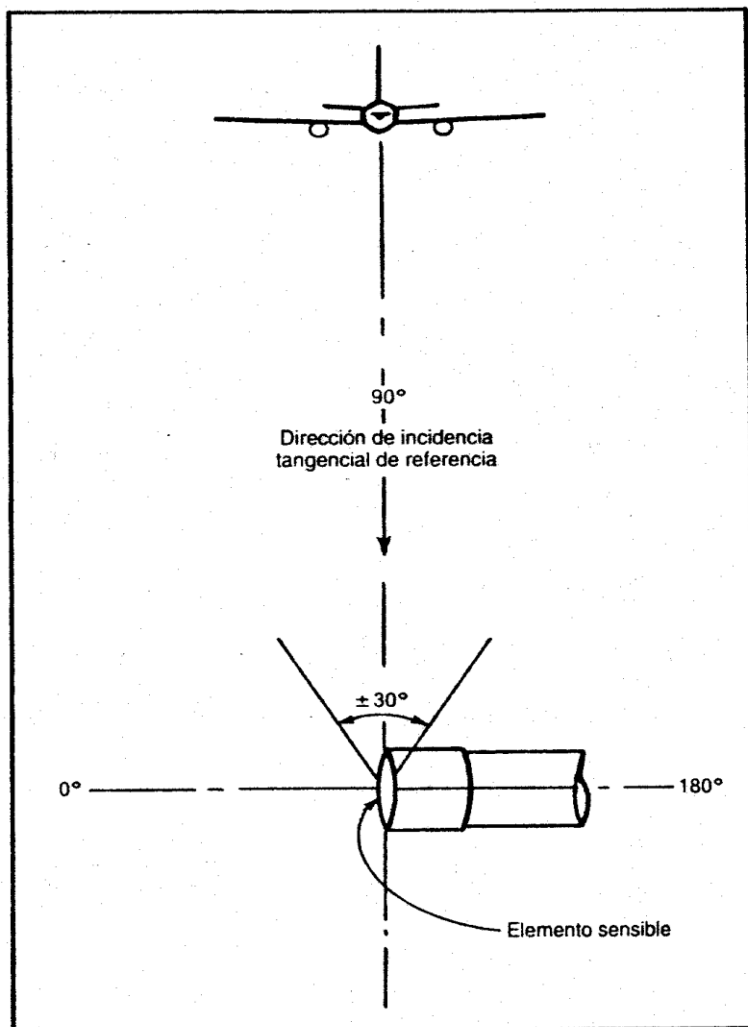


FIGURA 2-1. DIRECCION DE INCIDENCIA DE REFERENCIA Y DEFINICION DE ANGULO DE INCIDENCIA PARA MICROFONOS DE INCIDENCIA TANGENCIAL

4.3 Equipo de registro y de reproducción.

4.3.1 Se utilizará un equipo de registro (por ejemplo, grabadora de cintas), si fuera necesario, para almacenar los datos en vista de su análisis posterior. Se demostrará que el equipo de registro y de reproducción (inclusive la cinta) cumple con los requisitos de los numerales 4.3.2, 4.3.3, 4.3.4 y 4.3.5 del presente a las velocidades de paso de la cinta que se utilizan para los ensayos.

4.3.2 El nivel normal de registro (es decir, a 10 dB por debajo del nivel de distorsión armónica del 3% para el registro directo, o con una diferencia de 40% para el registro en FM), en cualquier banda seleccionada de frecuencia de tercio de octava comprendida entre 180 y 11,200 Hz, la respuesta de frecuencia será plana a 0.25 dB, y en cualquier banda comprendida entre 45 y 180 Hz, la respuesta será plana a 0.75 dB.

4.3.3 Las fluctuaciones de la amplitud de una señal sinusoidal de 1 kHz, registrada en el nivel normal de registro, estarán comprendidas en la banda de 0.5 dB a todo lo largo de un carrete cualquiera de cinta magnética del tipo utilizado. Para verificar esta estabilidad, se llevarán a cabo medidas mediante un dispositivo cuyas propiedades de determinación de la media sean iguales a las de la cadena de medición (véase el numeral 4.4 del presente Apéndice).

4.3.4 La actuación del equipo debe ser tal que el ruido de fondo, en una banda cualquiera de tercio de octava, sea inferior por lo menos en 35 dB al nivel normal de registro (véase el numeral 4.3.2 del presente).

4.3.5 Los atenuadores incluidos en la cadena de medición para permitir cambiar la gama de sensibilidad, actuarán por escalones que presenten intervalos iguales en números enteros de decibeles y el error entre dos reglajes cualesquiera, necesarios para la utilización del equipo durante las mediciones de homologación en cuanto al ruido o para las calibraciones correspondientes, no excederá de 0.2 dB.

4.3.6 El equipo de registro y de reproducción se calibrará del modo que se describe en 4.5 de este Apéndice.

4.4 Equipo de análisis.

4.4.1 Los datos de salida del equipo de análisis consistirán en niveles acústicos de banda de un tercio de octava en función del tiempo, obteniéndose estos niveles por tratamiento de las mediciones del ruido (registrado), mediante:

- a) Un juego de 24 filtros de tercio de octava (o su equivalente), centrados geoméricamente en frecuencias de 50 a 10 kHz.
- b) Un analizador con características apropiadas de respuesta y de determinación de la media, en el cual (en principio) los datos de salida para una banda cualquiera de tercio de octava se elevan al cuadrado, se determina la media, se convierte en forma logarítmica y se registra en forma numérica.

4.4.2 La corrección de anchura efectiva de banda que corresponde a la respuesta a la frecuencia del dispositivo de calibración acústica que se utilice (véase el numeral 4.5.5), se determinará para el filtro de banda de tercio de octava apropiado mediante mediciones de la respuesta del filtro, a señales sinusoidales para un mínimo de 20 frecuencias equiespaciadas entre las dos frecuencias preferenciales adyacentes de tercio de octava, o utilizando procedimientos equivalentes aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

4.4.3 El o los detectores funcionarán en una gama dinámica máxima de 60 dB y actuarán como dispositivos que dan una media cuadrática verdadera para familias de tonalidades sinusoidales con factores de cresta que alcancen hasta 3 en la gama dinámica de 0 a 30 dB por debajo de la lectura máxima, con una precisión de 0.5 dB; la precisión será de ± 1 dB entre 30 y 40 dB por debajo de la lectura máxima y de 2.5 dB los restantes de la gama.

4.4.4 La capacidad del integrador para obtener la media se verificará del modo siguiente. Se hará pasar un ruido blanco a la entrada de un filtro de banda de tercio de octava centrado en la frecuencia de 200 Hz, que posea una anchura de banda estadística de 46 ± 1 Hz, conectando cada vez la salida al detector/integrador que corresponda. La desviación característica de los niveles medidos se determinará a partir de un gran número de muestras de ruido blanco filtrado, tomadas a intervalos de 5 s por lo menos. El valor de la desviación característica estará comprendido en la gama de 0.48 ± 0.06 dB, con un nivel de confianza de 95%.

4.4.5 Para cada detector/integrador, la respuesta a una aplicación o interrupción brusca de una señal sinusoidal constante a la frecuencia central de banda de tercio de octava correspondiente, se medirá por muestreo 0.5 s, 1 s, 1.5 s y 2 s después de la aplicación de la señal y 0.5 s y 1 s después de su interrupción. La parte ascendente de la respuesta a 0.5 s será -4 ± 1 dB, y a 1 s será -1.75 ± 0.75 dB, a 1.5 s será -1 ± 0.5 dB, y a 2 s será -0.6 ± 0.5 dB con respecto al nivel de régimen estacionario. La parte descendente de la respuesta será tal que la suma de lecturas en decibeles (por debajo del nivel inicial en régimen estacionario) y de la lectura correspondiente en la parte ascendente de la respuesta, sea de 6.5 ± 1 dB, tanto para 0.5 s como 1 s y en los registros subsiguientes, la suma correspondiente a la aplicación y al amortiguamiento debe ser superior a 7.5 dB. Esto equivale a un proceso exponencial de cálculo del promedio (respuesta LENTA) con una constante de tiempo normal de 1 s (es decir, tiempo de promediación de 2 s).

4.4.5.1 Para los analizadores de detección lineal, una aproximación a esta respuesta está dada por:

$$\begin{aligned} \text{SPL}(i,k) = & 10 \log [0.13 (10^{0.1L(i,k-3)}) \\ & + 0.21 (10^{0.1L(i,k-2)}) \\ & + 0.27 (10^{0.1L(i,k-1)}) \\ & + 0.39 (10^{0.1L(i,k)})] \end{aligned}$$

Siendo los coeficientes de ponderación para simular una respuesta lenta los siguientes:

Registro actual	$L(i,k)$ 1/2 s: 39%
Registro precedente	$(L(i,k-1))$ 1/2 s: 27%
Registro segundo	$(L(i,k-2))$ 1/2 s: 21%
Registro tercero	$(L(i,k-3))$ 1/2 s: 13%

y siendo: $L(i,k)$, $L(i,k-1)$, $L(i,k-2)$, y $L(i,k-3)$, los valores de 1/2 s medidos por el analizador. Estos no son los valores ponderados de $\text{SPL}(i,k)$, $\text{SPL}(i,k-1)$, $\text{SPL}(i,k-2)$, que se definen en la sección 7 del presente.

Hay que observar que cuando se emplea esta aproximación la señal debería determinarse sin esta ponderación.

4.4.5.2 Se ha comprobado que ciertos analizadores tienen cadencias de muestreo de señal que no sean suficientemente precisas para detectar las señales con relaciones de factor de cresta superiores a 3 (común en el ruido de los helicópteros) y por lo tanto no se consideran apropiados para la homologación en cuanto al ruido de los helicópteros. Se favorece el empleo de equipos de análisis con cadencias de muestreo de señal elevadas (superiores a 60 kHz) o de aparatos con detectores analógicos antes de la digitalización de las señales de salida de cada filtro de tercio de octava.

4.4.6 Los analizadores que aplican la integración verdadera no pueden cumplir directamente con 4.4.4 y 4.4.5 debido a que el tiempo total T_a para determinar la media es superior al intervalo T_s de muestreo (véase 4.4.7). El cumplimiento de estas disposiciones se demostrará en función de la salida del dispositivo de tratamiento de datos. Por otro lado, en los casos en que la lectura y la nueva puesta a punto del integrador del sistema total (comprendido el dispositivo de tratamiento de datos) exijan un tiempo muerto durante la adquisición, el porcentaje de pérdida no deberá ser superior al 1% del total de datos. Cuando se utiliza un analizador con integración verdadera, esta respuesta puede obtenerse a intervalos de más de 2.5 s a partir del arranque utilizando un proceso exponencial continuo de cálculo del promedio con la ecuación siguiente:

$$\text{SPL}(i,k) = 10 \log [(1-1/R)10^{0.1\text{SPL}[i,(k-1)]} + (1/R) 10^{0.1\text{SPL}(i,k)}]$$

donde $\text{SPL}(i,k)$ es el nivel de presión acústica en el instante de orden k que se produce en el tercio de orden i de la octava y donde $R = 2.5$ para los registros de datos lineales de 0.5 s.

4.4.7 El intervalo T_s de muestreo entre lecturas sucesivas de los datos no excederá de 500 ms y su valor preciso se determinará con un margen de $\pm 1\%$. El momento en que se caracterice una lectura será 0.75 s antes del momento de la lectura real para $T_a = 2$ s.

4.4.8 Para lograr una precisión de conjunto adecuada, la resolución de la salida del digitalizador será igual a 0.25 dB, o mejor que ese valor.

4.5 Calibración y verificación del sistema.

4.5.1 El conjunto del sistema de medición y de análisis que se utilice durante los ensayos de homologación en cuanto al ruido se calibrará y verificará de manera satisfactoria para las autoridades encargadas de la homologación en momentos adecuados durante los ensayos, y asimismo antes o después de los mismos siguiendo los métodos descritos en 4.5.2, 4.5.3, 4.5.4, 4.5.5 y 4.5.6.

4.5.2 Cuando debido al uso de un sistema microfónico del cual se conoce la respuesta de frecuencia (véase 4.2.5), la respuesta de frecuencia del sistema total se calibra mediante la técnica de insertar una señal de tensión, la respuesta de frecuencia del sistema eléctrico se determinará durante cada serie de ensayos, a un nivel que difiera como máximo en 10 dB con respecto a la lectura máxima que se utiliza durante los ensayos, mediante un ruido pseudoaleatorio. La salida del generador de ruido tendrá que verificarse en un laboratorio de normalización, en los seis meses anteriores a la serie de ensayos; las variaciones admisibles en la salida relativa a cada banda de 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 para cada ensayo.

Cuando una grabadora de cinta forme parte de la cadena de medición, cada carrete o casete, deberá llevar para este fin, al comienzo y al final, 30 s de esta señal de calibración eléctrica. 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 banda de tercio de octava de 10 kHz para las dos señales no exceden de 0.75 dB.

4.5.3 La respuesta de cada detector/integrador se determinará de acuerdo con el numeral 4.4.5 del presente.

4.5.4 Las actuaciones de los atenuadores incluidos por conmutación en el equipo utilizado durante las mediciones de homologación en cuanto al ruido y las calibraciones, se verificarán en cada serie de ensayos utilizando la parte más precisa de los dispositivos de lectura, con el fin de garantizar que el error máximo no exceda del poder de resolución.

4.5.5 La respuesta del conjunto del sistema electroacústico se determinará mediante un dispositivo de calibración acústica que dé un nivel de presión acústica conocido a una frecuencia también conocida. La salida del dispositivo de calibración acústica tendrá que verificarse en un laboratorio de normalización en los seis meses anteriores a la serie de ensayos; las variaciones admisibles a la salida no deberán exceder de 0.2 dB. Para este fin se utiliza generalmente un pistófono que funcione al nivel nominal de 124 dB (referencia 20Pa) y a 250 Hz. Se efectuará un número suficiente de mediciones durante el día de trabajo para garantizar que la respuesta del equipo sea conocida para cada ensayo.

Se considerará que el equipo es satisfactorio si la variación durante el periodo que precede y que sigue inmediatamente a cada serie de ensayos durante un día determinado, no excede de 0.5 dB.

La pérdida por inserción de la pantalla para protección del viento también tendrá que verificarse en la gama de frecuencias en un laboratorio de normalización dentro de los 6 meses anteriores a la serie de ensayos. Las variaciones admisibles en la pérdida por inserción de la pantalla no excederán de 0.4 dB.

La pérdida por inserción de la pantalla para protección del viento en la gama de frecuencia de 40 Hz a 12.5 kHz se habrá determinado igualmente a satisfacción de las autoridades encargadas de la homologación.

4.5.6 El ruido ambiente, que comprende a la vez el fondo sonoro y el ruido eléctrico del equipo de medición, se registrará en los puntos de medición en los momentos adecuados de cada día de ensayo, con la ampliación regulada al nivel utilizado para las mediciones del ruido de las aeronaves. Los datos relativos al ruido registrado por aeronaves sólo se aceptarán si los niveles de ruido ambiente, una vez analizados del mismo modo y traducidos en PNL [(véase 5.1.3 a)], son inferiores por lo menos en 20 dB al PNL máximo de la aeronave.

Los niveles de presión acústica de las aeronaves dentro de los puntos correspondientes a una atenuación de 10 dB (véase 5.5.1) excederán de los niveles medios de ruido ambiente determinados anteriormente, por lo menos en 3 dB en cada banda de un tercio de octava.

Si más de siete bandas consecutivas de tercio de octava se encuentran a menos de 3 dB de los niveles de ruido ambiente se efectuará una extrapolación de frecuencias de los datos de ruido utilizando un procedimiento aprobado por las autoridades encargadas de la homologación. (El manual técnico-ambiental sobre aplicación de los procedimientos de homologación de las aeronaves en cuanto al ruido, Doc. 9501, puede servir como referencia para aplicar los procedimientos para suprimir los efectos del ruido ambiental).

5. Cálculo del nivel efectivo de ruido percibido a partir de los datos de medición de ruido

5.1 Generalidades.

5.1.1 El elemento básico en los criterios que rigen para la homologación en cuanto al 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 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).

5.1.2 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 500 ms de incremento de tiempo durante las mediciones del ruido de la aeronave.

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

- a) Los niveles de presión acústica en las 24 bandas de tercio de octava se convierten por medio de los métodos del numeral 5.7 en ruidosidad percibida. Primero se combinan los valores "noy" y luego se convierten en niveles instantáneos de ruido percibido $PNL(k)$;
- b) Se calcula un factor de corrección por tono, $C(k)$ para cada espectro, a fin de tener en cuenta la reacción subjetiva a la presencia de irregularidades espectrales;
- c) Se suma el factor de corrección por tono al nivel del ruido percibido para obtener niveles de ruido percibido corregidos por tono $PNLT(k)$ cada incremento de tiempo de medio segundo:

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

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

- d) Integrando por debajo de la curva que representa el nivel de ruido percibido corregido por tono en función del tiempo, se calcula un factor de corrección por duración D , y
- e) El nivel efectivo de ruido percibido, EPNL, se determina mediante la suma algebraica del nivel máximo de ruido percibido corregido por tono y del factor de corrección por duración:

$$\text{EPNL} = \text{PNLT}_M + D$$

5.2 Nivel de ruido percibido.

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

Operación 1. Conviértase el $\text{SPL}(i,k)$ de cada banda de tercio de octava, de 50 a 10,000 Hz, en ruidosidad percibida $n(i,k)$, valiéndose de la tabla 2-1 de ruidosidad percibida, o de la formulación matemática que figura en la tabla de valores n y de la sección 5.7 de este Apéndice.

Operación 2. Usando la fórmula que sigue, combínense los valores de ruidosidad 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 la ruidosidad percibida total.

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

$$\text{PNL}(k) = 40.0 + \frac{10}{\log 2} \log N(k)$$

$\text{PNL}(k)$ está representada gráficamente en la figura 2.2.

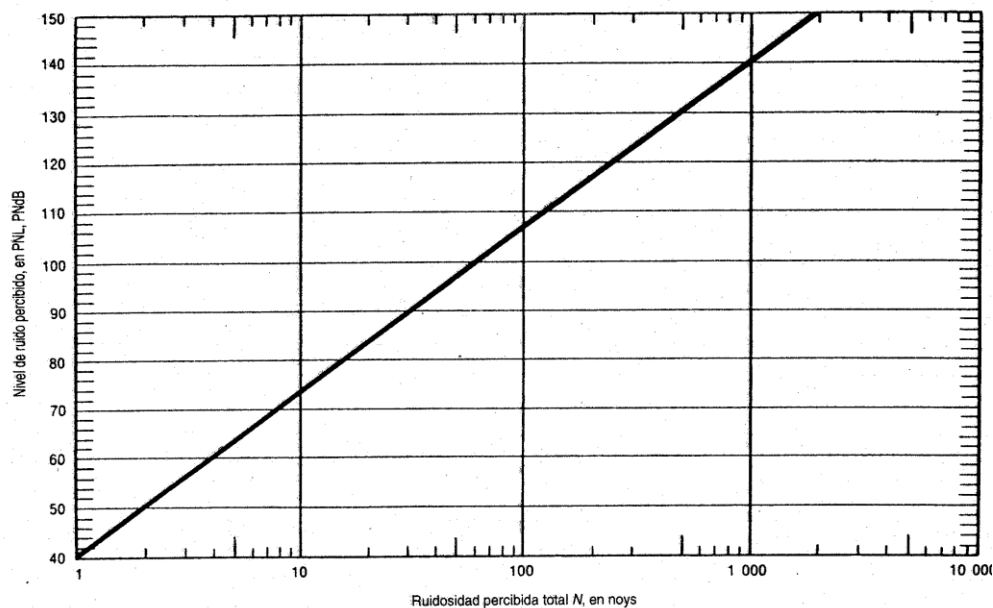


FIGURA 2-2. NIVEL DE RUIDO PERCIBIDO EN FUNCIÓN DE LA RUIDOSIDAD TOTAL PERCIBIDA

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
4																			0,10					
5																			0,10	0,11	0,10			
6																			0,11	0,12	0,11	0,10		
7																			0,12	0,14	0,13	0,11		
8																			0,14	0,16	0,14	0,13		
9																		0,10	0,16	0,17	0,16	0,14		
10																			0,11	0,17	0,19	0,18	0,16	0,10
11																			0,13	0,19	0,22	0,21	0,18	0,12
12																		0,10	0,14	0,22	0,24	0,24	0,21	0,14
13																			0,11	0,16	0,24	0,27	0,27	0,16
14																			0,13	0,18	0,27	0,30	0,30	0,27
15															0,10	0,14	0,21	0,30	0,33	0,33	0,30	0,22		
16										0,10	0,10	0,10	0,10	0,10	0,11	0,16	0,24	0,33	0,35	0,35	0,33	0,26		
17										0,11	0,11	0,11	0,11	0,11	0,13	0,18	0,27	0,35	0,38	0,38	0,35	0,30	0,10	
18										0,10	0,13	0,13	0,13	0,13	0,15	0,21	0,30	0,38	0,41	0,41	0,38	0,33	0,12	
19										0,11	0,14	0,14	0,14	0,14	0,17	0,24	0,33	0,41	0,45	0,45	0,41	0,36	0,14	
20																								
21																								
22																								
23																								
24																								
25																								
26																								
27																								
28																								
29																								
30																								
31																								
32																								
33																								
34																								
35																								
36																								
37																								
38																								
39																								
40																								
41																								
42																								
43																								
44																								
45																								
46																								
47																								
48																								
49																								
50																								
51																								
52																								
53																								
54																								
55																								
56																								
57																								
58																								
59																								

TABLA 2-1 a). RUIDOSIDAD PERCIBIDA (VALORES *noy*) EN FUNCION DEL NIVEL DE PRESION ACUSTICA

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
60	0,59	1,00	1,40	1,81	2,08	2,51	2,93	3,26	3,57	4,00	4,00	4,00	4,00	4,00	4,59	6,01	6,90	7,92	8,49	8,49	7,92	7,39	6,01	4,89
61	0,67	1,10	1,53	1,97	2,26	2,71	3,16	3,51	3,83	4,29	4,29	4,29	4,29	4,29	4,92	6,44	7,39	8,49	9,09	9,09	8,49	7,92	6,44	5,24
62	0,77	1,21	1,66	2,15	2,45	2,93	3,41	3,78	4,11	4,59	4,59	4,59	4,59	4,59	5,28	6,90	7,92	9,09	9,74	9,74	9,09	8,49	6,90	5,61
63	0,87	1,32	1,81	2,34	2,65	3,16	3,69	4,06	4,41	4,92	4,92	4,92	4,92	4,92	5,66	7,39	8,49	9,74	10,4	10,4	9,74	9,09	7,39	6,01
64	1,00	1,45	1,97	2,54	2,88	3,41	3,98	4,38	4,73	5,28	5,28	5,28	5,28	5,28	6,06	7,92	9,09	10,4	11,2	11,2	10,4	9,74	7,92	6,44
65	1,11	1,60	2,15	2,77	3,12	3,69	4,30	4,71	5,08	5,66	5,66	5,66	5,66	5,66	6,50	8,49	9,74	11,2	12,0	12,0	11,2	10,4	8,49	6,90
66	1,22	1,75	2,34	3,01	3,39	3,99	4,64	5,07	5,45	6,06	6,06	6,06	6,06	6,06	6,96	9,09	10,4	12,0	12,8	12,8	12,0	11,2	9,09	7,39
67	1,35	1,92	2,54	3,28	3,68	4,30	5,01	5,46	5,85	6,50	6,50	6,50	6,50	6,50	7,46	9,74	11,2	12,8	13,8	13,8	12,8	12,0	9,74	7,92
68	1,49	2,11	2,77	3,57	3,99	4,64	5,41	5,88	6,27	6,96	6,96	6,96	6,96	6,96	8,00	10,4	12,0	13,8	14,7	14,7	13,8	12,8	10,4	8,49
69	1,65	2,32	3,01	3,88	4,33	5,01	5,84	6,33	6,73	7,46	7,46	7,46	7,46	7,46	8,57	11,2	12,8	14,7	15,8	15,8	14,7	13,8	11,2	9,09
70	1,82	2,55	3,28	4,23	4,69	5,41	6,31	6,81	7,23	8,00	8,00	8,00	8,00	8,00	9,19	12,0	13,8	15,8	16,9	16,9	15,8	14,7	12,0	9,74
71	2,02	2,79	3,57	4,60	5,09	5,84	6,81	7,33	7,75	8,57	8,57	8,57	8,57	8,57	9,85	12,8	14,7	16,9	18,1	18,1	16,9	15,8	12,8	10,4
72	2,23	3,07	3,88	5,01	5,52	6,31	7,36	7,90	8,32	9,19	9,19	9,19	9,19	9,19	10,6	13,8	15,8	18,1	19,4	19,4	18,1	16,9	13,8	11,2
73	2,46	3,37	4,23	5,45	5,99	6,81	7,94	8,50	8,93	9,85	9,85	9,85	9,85	9,85	11,3	14,7	16,9	19,4	20,8	20,8	19,4	18,1	14,7	12,0
74	2,72	3,70	4,60	5,94	6,50	7,36	8,57	9,15	9,59	10,6	10,6	10,6	10,6	10,6	12,1	15,8	18,1	20,8	22,3	22,3	20,8	19,4	15,8	12,8
75	3,01	4,06	5,01	6,46	7,05	7,94	9,19	9,85	10,3	11,3	11,3	11,3	11,3	11,3	13,0	16,9	19,4	22,3	23,9	23,9	22,3	20,8	16,9	13,8
76	3,32	4,46	5,45	7,03	7,65	8,57	9,85	10,6	11,0	12,1	12,1	12,1	12,1	12,1	13,9	18,1	20,8	23,9	25,6	25,6	23,9	22,3	18,1	14,7
77	3,67	4,89	5,94	7,66	8,29	9,19	10,6	11,3	11,8	13,0	13,0	13,0	13,0	13,0	14,9	19,4	22,3	25,6	27,4	27,4	25,6	23,9	19,4	15,8
78	4,06	5,37	6,46	8,33	9,00	9,85	11,3	12,1	12,7	13,9	13,9	13,9	13,9	13,9	16,0	20,8	23,9	27,4	29,4	29,4	27,4	25,6	20,8	16,9
79	4,49	5,90	7,03	9,07	9,76	10,6	12,1	13,0	13,6	14,9	14,9	14,9	14,9	14,9	17,1	22,3	25,6	29,4	31,5	31,5	29,4	27,4	22,3	18,1
80	4,96	6,48	7,66	9,85	10,6	11,3	13,0	13,9	14,6	16,0	16,0	16,0	16,0	16,0	18,1	22,3	25,6	29,4	31,5	31,5	29,4	27,4	22,3	18,1
81	5,48	7,11	8,33	10,6	11,3	12,1	13,9	14,9	15,7	17,1	17,1	17,1	17,1	17,1	19,7	25,6	29,4	33,7	36,1	36,1	33,7	31,5	25,6	20,8
82	6,06	7,81	9,07	11,3	12,1	13,0	14,9	16,0	16,9	18,4	18,4	18,4	18,4	18,4	21,1	27,4	31,5	36,1	38,7	38,7	36,1	33,7	27,4	22,3
83	6,70	8,57	9,87	12,1	13,0	13,9	16,0	17,1	18,1	19,7	19,7	19,7	19,7	19,7	22,6	29,4	33,7	38,7	41,5	41,5	38,7	36,1	29,4	23,9
84	7,41	9,41	10,7	13,0	13,9	14,9	17,1	18,4	19,4	21,1	21,1	21,1	21,1	21,1	24,3	31,5	36,1	41,5	44,4	44,4	41,5	38,7	31,5	25,6
85	8,19	10,3	11,7	13,9	14,9	16,0	18,4	19,7	20,8	22,6	22,6	22,6	22,6	22,6	26,0	33,7	38,7	44,4	47,6	47,6	44,4	41,5	33,7	27,4
86	9,05	11,3	12,7	14,9	16,0	17,1	19,7	21,1	22,4	24,3	24,3	24,3	24,3	24,3	27,9	36,1	41,5	47,6	51,0	51,0	47,6	44,4	36,1	29,4
87	10,0	12,1	13,9	16,0	17,1	18,4	21,1	22,6	24,0	26,0	26,0	26,0	26,0	26,0	29,9	38,7	44,4	51,0	54,7	54,7	51,0	47,6	38,7	31,5
88	11,1	13,0	14,9	17,1	18,4	19,7	22,6	24,3	25,8	27,9	27,9	27,9	27,9	27,9	32,0	41,5	47,6	54,7	58,6	58,6	54,7	51,0	41,5	33,7
89	12,2	13,9	16,0	18,4	19,7	21,1	24,3	26,0	27,7	29,9	29,9	29,9	29,9	29,9	34,3	44,4	51,0	58,6	62,7	62,7	58,6	54,7	44,4	36,1
90	13,5	14,9	17,1	19,7	21,1	22,6	26,0	27,9	29,7	32,0	32,0	32,0	32,0	32,0	36,8	47,6	54,7	62,7	67,2	67,2	62,7	58,6	47,6	38,7
91	14,9	16,0	18,4	21,1	22,6	24,3	27,9	29,9	31,8	34,3	34,3	34,3	34,3	34,3	39,4	51,0	58,6	67,2	72,0	72,0	67,2	62,7	51,0	41,5
92	16,0	17,1	19,7	22,6	24,3	26,0	29,9	32,0	34,2	36,8	36,8	36,8	36,8	36,8	42,2	54,7	62,7	72,0	77,2	77,2	72,0	67,2	54,7	44,4
93	17,1	18,4	21,1	24,3	26,0	27,9	32,0	34,3	36,7	39,4	39,4	39,4	39,4	39,4	45,3	58,6	67,2	77,2	82,7	82,7	77,2	72,0	58,6	47,6
94	18,4	19,7	22,6	26,0	27,9	29,9	34,3	36,8	39,4	42,2	42,2	42,2	42,2	42,2	48,5	62,7	72,0	82,7	88,6	88,6	82,7	77,2	62,7	51,0
95	19,7	21,1	24,3	27,9	29,9	32,0	36,8	39,4	42,2	45,3	45,3	45,3	45,3	45,3	52,0	67,2	77,2	88,6	94,9	94,9	88,6	82,7	67,2	54,7
96	21,1	22,6	26,0	29,9	32,0	34,3	39,4	42,2	45,3	48,5	48,5	48,5	48,5	48,5	55,7	72,0	82,7	94,9	102	102	94,9	88,6	72,0	58,6
97	22,6	24,3	27,9	32,0	34,3	36,8	42,2	45,3	48,5	52,0	52,0	52,0	52,0	52,0	59,7	77,2	88,6	102	109	109	102	94,9	77,2	62,7
98	24,3	26,0	29,9	34,3	36,8	39,4	45,3	48,5	52,0	55,7	55,7	55,7	55,7	55,7	64,0	82,7	94,9	109	117	117	109	102	82,7	67,2
99	26,0	27,9	32,0	36,8	39,4	42,2	48,5	52,0	55,7	59,7	59,7	59,7	59,7	59,7	68,6	88,6	102	117	125	125	117	109	88,6	72,0
100	27,9	29,9	34,3	39,4	42,2	45,3	52,0	55,7	59,7	64,0	64,0	64,0	64,0	64,0	73,5	94,9	109	125	134	134	125	117	94,9	77,2
101	29,9	32,0	36,8	42,2	45,3	48,5	55,7	59,7	64,0	68,6	68,6	68,6	68,6	68,6	78,8	102	117	134	144	144	134	125	102	82,7
102	32,0	34,3	39,4	45,3	48,5	52,0	59,7	64,0	68,6	73,5	73,5	73,5	73,5	73,5	84,4	109	125	144	154	154	144	134	109	88,6
103	34,3	36,8	42,2	48,5	52,0	55,7	64,0	68,6	73,5	78,8	78,8	78,8	78,8	78,8	90,5	117	134	154	165	165	154	144	117	94,9
104	36,8	39,4	45,3	52,0	55,7	59,7	68,6	73,5	78,8	84,4	84,4	84,4	84,4	84,4	97,0	125	144	165	177	177	165	154	125	102
105	39,4	42,2	48,5	55,7	59,7	64,0	73,5	78,8	84,4	90,5	90,5	90,5	90,5	90,5	104	134	154	177	189	189	177	165	134	109
106	42,2	45,3	52,0	59,7	64,0	68,6	78,8	84,4	90,5	97,0	97,0	97,0	97,0	97,0	111	144	165	189	203	203	189	177	144	117
107	45,3	46,5	55,7	64,0	68,6	73,5	84,4	90,5	97,0	104	104	104	104	104	119	154	177	203	217	217	203	189	154	125
108	48,5	52,0	59,7	68,6	73,5	78,8	90,5	97,0	104	111	111	111	111	111	128	165	189	217	233	233	217	203	165	134
109	52,0	55,7	64,0	73,5	78,8	84,4	97,0	104	111	119	119	119	119	119	137	177	203	233	249	249	233	217	177	144
110	55,7	59,7	68,6	78,8	84,4	90,5	104	111	119	128	128	128	128	128	147	189	217	249	267	267	249	233	189	154
111	59,7	64,0	73,5	84,4	90,5	97,0	111	119	128	137	137	137	137	137	158	203	233	267	286	286	267	249	203	165
112	64,0	68,6	78,8	90,5	97,0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	286	267	217	177
113	68,6	73,5	84,4	97,0	104	111																		

Frecuencias centrales de las bandas de tercio de octava (Hz)

SPL	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	8000	10000
115	78,8	84,4	97,0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	352	329	267	217
116	84,4	90,5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	377	352	286	233
117	90,5	97,0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	404	377	307	249
118	97,0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	433	404	329	267
119	104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	464	433	352	286
120	111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464	377	307
121	119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497	404	329
122	128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533	433	352
123	137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571	464	377
124	147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611	497	404
125	158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655	533	433
126	169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702	571	464
127	181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752	611	497
128	194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806	655	533
129	208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863	702	571
130	223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925	752	611
131	239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991	806	655
132	256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062	863	702
133	274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137	925	752
134	294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219	991	806
135	315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306	1062	863
136	338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399	1137	925
137	362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499	1219	991
138	388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606	1306	1062
139	416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721	1399	1137
140	446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975			1975	1844	1499	1219
141	478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844				1975	1606	1306	
142	512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975					1721	1399	
143	549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844						1844	1499	
144	588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975						1975	1606	
145	630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1488	1448	1448	1664								1721	
146	676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783								1844	
147	724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911								1975	
148	776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040									
149	832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911										
150	891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048										

TABLA 2-1 c). RUIDOSIDAD PERCIBIDA (VALORES n_{oy}) EN FUNCION DEL NIVEL DE PRESION ACUSTICA

5.3 Corrección para tener en cuenta irregularidades espectrales.

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

Operación 1. Excepto en el caso de helicópteros 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:

$$s(3,k) = \text{sin ningún valor}$$

$$s(4,k) = \text{SPL}(4,k) - \text{SPL}(3,k)$$

•

•

$$s(i,k) = \text{SPL}(i,k) - \text{SPL}(i-1,k)$$

•

•

$$s(24,k) = \text{SPL}(24,k) - \text{SPL}(23,k)$$

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

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

Operación 3.

- a) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente es mayor que la pendiente $s(i-1,k)$, inclúyase en un círculo $\text{SPL}(i,k)$.
- b) Si el valor de la pendiente $s(i,k)$ encerrado en el círculo es cero o negativo y la pendiente $s(i-1,k)$ es positiva, trácese un círculo alrededor de $\text{SPL}(i-1,k)$.
- c) En todos los demás casos no se pondrá círculo alguno en los valores de nivel de presión acústica.

Operación 4. Calcúlense nuevos niveles ajustados de presión acústica $\text{SPL}'(i,k)$ como sigue:

- a) Respecto a los niveles de presión acústica no encerrados en círculos, iguálense los nuevos niveles a los niveles originales: $\text{SPL}'(i,k) = \text{SPL}(i,k)$.
- b) Por lo que toca a los niveles de presión acústica encerrados en círculos correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálase el nuevo nivel de presión acústica a la media aritmética de los niveles precedente y subsiguiente:

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

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

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

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

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

$$s'(4,k) = \text{SPL}'(4,k) - \text{SPL}'(3,k)$$

•
•

$$s'(i,k) = \text{SPL}'(i,k) - \text{SPL}'(i-1,k)$$

•
•

$$s'(24,k) = \text{SPL}'(24,k) - \text{SPL}'(23,k)$$

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

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

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

Operación 7. Calcúlense los niveles finales de presión acústica de banda de tercio de octava, $\text{SPL}''(i,k)$, comenzando con la banda número 3 (o banda número 1 para los helicópteros) y procediendo hacia la banda número 24, como sigue:

$$\text{SPL}''(3,k) = \text{SPL}'(3,k)$$

$$\text{SPL}''(4,k) = \text{SPL}''(3,k) + \bar{s}(3,k)$$

•
•

$$\text{SPL}''(i,k) = \text{SPL}''(i-1,k) + \bar{s}(i-1,k)$$

•
•

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

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

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

y anótense sólo los valores iguales o mayores a uno y medio.

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

Operación 10. Desígnese como $C(k)$ el mayor de los factores de corrección por tono determinados en la operación 9. En la tabla 2-3, se encontrará un ejemplo del procedimiento de corrección por tono.

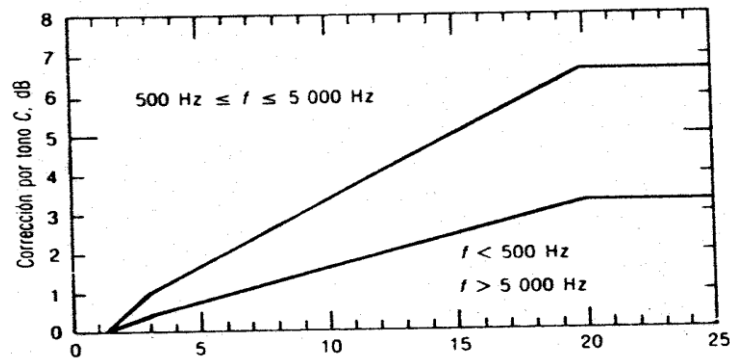
Los niveles de ruido percibido corregidos por tono $PNLT(k)$, se determinarán sumando los valores $C(k)$ a los correspondientes valores $PNL(k)$, es decir:

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

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 las aeronaves), se hará un análisis adicional usando un filtro que tenga una anchura de banda inferior a un tercio de octava. Si el análisis de banda estrecha confirmase las sospechas, se determinará un valor revisado para el nivel de presión acústica de fondo $SPL''(i,k)$, y se utilizará para calcular un factor de corrección por tono para la banda de un tercio de octava de que se trate.

5.3.2 Este procedimiento subestimaré el EPNL si un tono importante tuviera una frecuencia tal que se encontrara registrado en dos bandas de tercio de octava adyacentes. Se demostrará de manera satisfactoria para las autoridades encargadas de la homologación:

- O bien que esto no ha tenido lugar, o
- Que, si aconteciera, la corrección por tono se ha llevado al valor que se hubiera tenido si el tono se hubiera registrado totalmente en una sola banda de tercio de octava.



FRECUENCIA f Hz	DIFERENCIA DE NIVEL F , dB	CORRECCION POR TONO C , dB
50 $f < 500$	$1 \frac{1}{2}^* F < 3$ $3 F < 20$ $20 F$	$F/3 - 1/2$ $F/6$ $3^{1/3}$
500 $f < 5,000$	$1 \frac{1}{2}^* F < 3$ $3 F < 20$ $20 F$	$2 F/3 - 1$ $F/3$ $6^{2/3}$
5,000 $< f < 10,000$	$1 \frac{1}{2}^* F < 3$ $3^* F < 20$ $20 F$	$F/3 - 1/2$ $F/6$ $3^{1/3}$

* Véase la operación 8 del numeral 5.3.1

TABLA 2-2. FACTORES DE CORRECCION POR TONO

5.4 Nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.

5.4.1 Este nivel que se designa con las siglas PNLT_M, será el valor máximo calculado del nivel de ruido percibido corregido por tono PNLT(*k*). Se calculará de acuerdo con el procedimiento de 5.3. Para obtener una evolución del ruido en función del tiempo que resulte satisfactoria, se harán mediciones a intervalos de 500 ms.

5.4.1.1 La figura 2-3, que muestra claramente el valor máximo, es un ejemplo de la evolución del ruido de sobrevuelo en función del tiempo.

5.4.2 Una vez obtenido el valor PNLT_M, se indica la banda de frecuencias para el factor mayor de corrección por tono respecto a dos muestras de datos en los 500 ms precedentes y a dos en los 500 ms subsiguientes. A estas cuatro muestras se les aplicará el ensayo que se indica a continuación para averiguar si es posible la supresión del tono compartiendo la banda de tercio de octava de este tono. Se ensaya la banda de frecuencias del mayor factor de corrección por tono con respecto a las cuatro muestras para cambiar a frecuencias más bajas (limitándose a tres bandas consecutivas de tercio de octava) desde la primera muestra de datos hasta la cuarta. Si el factor de corrección por tono *C(k)* correspondiente al PNLT_M es menor que el promedio de *C(k)* para cinco intervalos de tiempo consecutivos se utilizará el promedio de *C(k)* para calcular el nuevo PNLT_M.

5.5 Corrección por duración.

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

$$D = 10 \log \left[\frac{1}{T} \int_{t_1}^{t_2} \text{anti} \log \frac{\text{PNLT}}{10} dt \right] - \text{PNLT}_M$$

donde *T* es una constante de tiempo normalizada, PNLT_M es el valor máximo de PNLT, *t*(1) es el primer punto de tiempo después del cual PNLT excede de PNLT_M - 10 y *t*(2) es el punto de tiempo después del cual PNLT permanece constantemente inferior a PNLT_M - 10.

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

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

donde Δt es la duración de los incrementos iguales de tiempo para los cuales se calcula PNLT(*k*), y *d* es el intervalo redondeado al segundo más próximo durante el cual PNLT(*k*) permanece superior o igual a PNLT_M - 10.

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

- a) Intervalos Δt , de medio segundo, o
- b) Un intervalo más corto, con límites y constantes aprobados.

5.5.4 Al calcular *D*, se usarán los siguientes valores para *T* y Δt , según el procedimiento indicado en 5.5.2:

$$\begin{aligned} T &= 10 \text{ s} \\ &\text{y} \\ \Delta t &= 0.5 \text{ s} \end{aligned}$$

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

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

donde el entero *d* es la duración definida por los puntos correspondientes a los valores PNLT_M - 10.

5.5.5 Si en los procedimientos dados en 5.5.2, los límites de PNLTM - 10 se encuentran entre los valores PNL $T(k)$ calculados (que será el caso corriente), los valores de PNL $T(k)$ que definan los límites del intervalo de duración se elegirán de entre los valores de PNL $T(k)$ más próximos a PNLTM - 10.

5.6 Nivel efectivo de ruido percibido.

5.6.1 El efecto subjetivo total del ruido que produce una aeronave, 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 5.2, 5.3, 5.4 y 5.5.

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪
Banda (i)	f Hz	SPL dB	S dB Operación 1	ΔS dB Operación 2	SPL' dB Operación 4	S' dB Operación 5	$\bar{S}$ dB Operación 6	SPL'' dB Operación 7	F dB Operación 8	C dB Operación 9
1	50	—	—	—	—	—	—	—	—	—
2	63	—	—	—	—	—	—	—	—	—
3	80	70	—	—	70	- 8	-2½	70	—	—
4	100	62	- 8	—	62	- 8	+3½	67½	—	—
5	125	⑦⑦	+⑧	16	71	+ 9	+6½	71	—	—
6	160	80	+10	2	80	+ 9	+2½	77½	2⅓	0,39
7	200	82	+②	8	82	+ 2	-1½	80½	17/3	0,28
8	250	⑧③	+ 1	1	79	- 3	-1½	79	4	0,66
9	315	76	-⑦	8	76	- 3	+ ½	77½	—	—
10	400	⑧④	+④	11	78	+ 2	+1	78	2	0,33
11	500	80	0	4	80	+ 2	0	79	1	0,33
12	630	79	- 1	1	79	- 1	0	79	—	—
13	800	78	- 1	0	78	- 1	- ½	79	—	—
14	1 000	80	+ 2	3	80	+ 2	- ¾	78¾	1½	0,44
15	1 250	78	- 2	4	78	- 2	- ½	78	—	—
16	1 600	76	- 2	0	76	- 2	+ ½	77½	—	—
17	2 000	79	+ 3	5	79	+ 3	+1	78	1	0,33
18	2 500	⑧⑤	+ 6	3	79	0	- ½	79	6	②
19	3 150	79	-⑥	12	79	0	-2¾	78¾	½	0,11
20	4 000	78	- 1	5	78	- 1	-6½	76	2	0,66
21	5 000	71	-⑦	6	71	- 7	-8	69½	1½	0,44
22	6 300	60	-11	4	60	-11	-8¾	61¾	—	—
23	8 000	54	- 6	5	54	- 6	-8	53	1	0,16
24	10 000	45	- 9	3	45	- 9	—	45	—	—
- 9										

OPERACION 1.	③ (i) - ③ (i-1)
OPERACION 2.	④(i) - ④(i-1)
OPERACION 3.	Véanse las instrucciones
OPERACION 4.	Véanse las instrucciones
OPERACION 5.	⑥ (i) - ⑥ (i-1)
OPERACION 6.	[⑦ (i) + ⑦ (i+1) + ⑦ (i + 2)] / 3
OPERACION 7.	⑨ (i-1) + ⑨ (i-1)
OPERACION 8.	③ (i) - ⑨ (i)
OPERACION 9.	Véase la tabla 2-2

TABLA 2-3. EJEMPLO DE UN CALCULO DE CORRECCION POR TONO PARA UN TURBORREACTOR CON ABANICO (TURBOFAN)

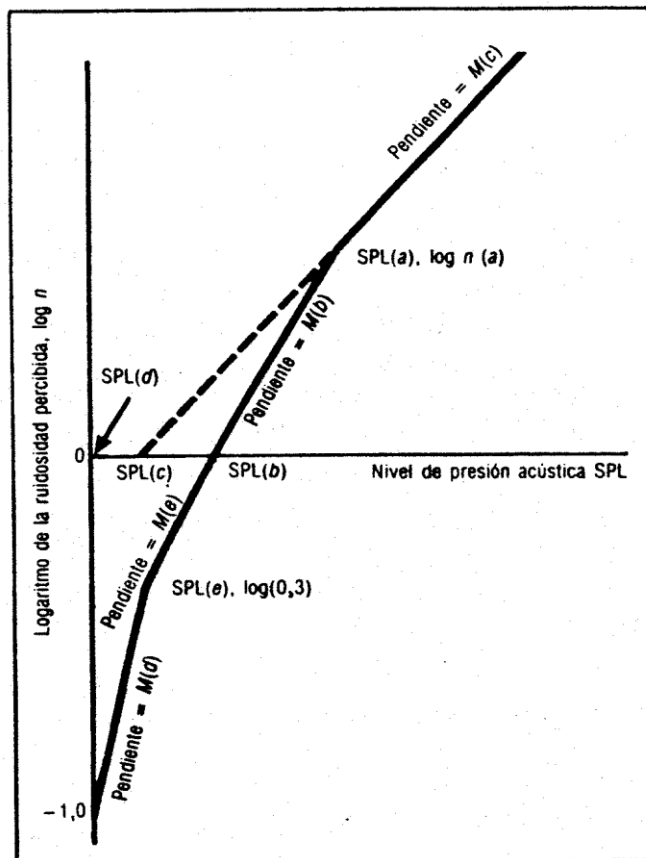


FIGURA 2-4. RUIDOSIDAD PERCIBIDA EN FUNCIÓN DEL NIVEL DE PRESION ACUSTICA

6. Notificación de datos a las autoridades encargadas de la homologación

6.1 Generalidades.

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

6.1.2 Todas las correcciones serán aprobadas por las autoridades encargadas de la homologación en especial las correcciones de mediciones que se refieran a desviaciones en la actuación del equipo.

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

6.2 Notificación de datos.

6.2.1 Los niveles de presión acústica medidos y corregidos, se presentarán en forma de niveles de banda de tercio de octava obtenidos por medio de equipo que satisfaga las normas indicadas en la sección 4 de este Apéndice.

6.2.2 Se notificará el tipo de equipo usado para medir y analizar los datos acústicos en relación con el rendimiento de la aeronave y los datos meteorológicos.

6.2.3 Se notificarán los siguientes datos atmosféricos ambientales, medidos inmediatamente antes, después o durante cada ensayo, en los puntos de observación prescritos en la sección 3 de este Apéndice:

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

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

6.2.5 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 rotores, según corresponda;
- c) El peso total de la aeronave para cada pasada de ensayo y los límites del centro de gravedad para cada serie de pasadas de ensayo;
- d) La configuración de la aeronave, por ejemplo, las posiciones de los flaps, de los frenos aerodinámicos y del tren de aterrizaje, y los ángulos de paso de las hélices, si aplica;
- e) Si los grupos auxiliares de energía (APU) están en funcionamiento;
- f) La condición de los dispositivos de purga de aire del motor y de las tomas de potencia del motor;
- g) La velocidad aerodinámica indicada en kilómetros por hora (nudos);
- h) 1) *Para aviones de reacción*: El rendimiento de los motores, indicando empuje neto, relación de presiones, temperatura de los gases de escape y las velocidades de rotación de la flecha del abanico o del compresor, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante;
- h) 2) *Para aviones propulsados por hélice*: El rendimiento de los motores, indicando potencia al freno y empuje residual o potencia equivalente en la flecha o para motor y velocidad de rotación de la hélice, determinadas mediante los instrumentos del avión, y según los datos del fabricante, y
- h) 3) *Para helicópteros*: El rendimiento 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.

6.3 Notificación de las condiciones de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

6.3.1 Los datos de posición y rendimientos de la aeronave, como también las mediciones de ruido, se ajustarán a las condiciones de referencia establecidas para la homologación en cuanto al ruido que se especifican en las secciones correspondientes de la presente Norma, notificándose esas condiciones, junto con los parámetros, procedimientos y configuraciones de referencia.

6.4 Validez de los resultados.

6.4.1 De los resultados de los ensayos se deducirán y notificarán tres valores medios de EPNL de referencia y sus límites de confianza de 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 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, deberán promediarse los resultados de los ensayos con tres micrófonos en cada vuelo, para que constituyan una sola medición. El cálculo se efectuará mediante:

- a) El cálculo de la media aritmética para cada fase de vuelo con los valores de cada punto donde haya micrófono de referencia;
- b) El cálculo de la media aritmética general para cada condición de referencia apropiada (despegue, sobrevuelo, aproximación) con los valores de a) y los límites de confianza de 90% que corresponden.

6.4.2 El tamaño mínimo de muestra aceptable para cada uno de los tres puntos de medición en la homologación de los aviones y para cada conjunto de tres micrófonos en la de los helicópteros será seis. Las muestras serán lo suficientemente amplias como para establecer estadísticamente, para cada uno de los tres niveles de homologación en cuanto al ruido, un límite de confianza de 90% que no exceda de $\pm 1,5$ EPNdB. Del proceso de promediación no se omitirá ningún resultado de ensayo, a menos que lo especifiquen de otro modo las autoridades encargadas de la homologación.

6.4.3 Los valores medios de EPNL, obtenidos mediante el proceso precedente, se usarán para evaluar el rendimiento de la aeronave en relación con el ruido, comparándolos con los criterios de homologación en cuanto al ruido.

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	79,9	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	0,040221
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051	0,030103	0,037349	0,037349
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	↓	0,034859	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	↓	0,068160	0,037349
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	0,029960	0,079520	"
24	10 000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,059640	0,043573

TABLA 2-4. CONSTANTES PARA LOS VALORES NOY EN LAS FORMULAS MATEMATICAS

7. Atenuación del sonido en el aire

7.1 La atenuación atmosférica del sonido se determinará de conformidad con el siguiente procedimiento:

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

$$\alpha(i) = 10^{[2.05 \log(f_0/1000) + 1.1394 \times 10^{-3} \theta - 1.916984]} + \eta(\delta) \times 10^{[\log(f_0) + 8.42994 \times 10^{-3} \theta - 2.755624]}$$

$$\delta = \sqrt{\frac{1010}{f_0}} 10^{(\log H - 1.328924 + 3.179768 \times 10^{-2} \theta)} \times 10^{(-2.173716 \times 10^{-4} \theta^2 + 1.7496 \times 10^{-6} \theta^3)}$$

donde:

(i) se obtiene de la tabla 2-5 y f_0 de la tabla 2-6;

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

θ es la temperatura en °C, y

H es la humedad relativa expresada como porcentaje.

7.3 Las ecuaciones que figuran en 7.2 se prestan al cálculo por computadora.

8. Ajustes de los resultados de los ensayos en vuelo de los helicópteros**8.1 Generalidades.**

8.1.1 Los ajustes de los datos de ruido medidos se efectuarán aplicando los métodos de esta sección. Para que el ensayo sea aceptable, es necesario que se satisfagan las condiciones de ensayo enumeradas en el numeral 10.7.5 de la presente Norma. Se incorporarán los ajustes correspondientes a las diferencias entre el procedimiento de ensayo y el procedimiento de vuelo de referencia, y se tendrán en cuenta las diferencias respecto a lo siguiente:

- La trayectoria de vuelo y la velocidad relativa al punto de referencia de la trayectoria de vuelo del helicóptero;
- La atenuación del sonido en el aire, y
- En el caso de sobrevuelo, los parámetros que influyen en el mecanismo de producción del ruido, tales como los descritos en el numeral 8.5 del presente Apéndice.

8.1.2 Los ajustes de los datos de ruido medidos se efectuarán de conformidad con los métodos indicados en 8.3 y 8.4 del presente Apéndice, respecto a diferencias en los siguientes:

- a) La atenuación del ruido a lo largo de su trayectoria por aplicación de la ley de la inversa de los cuadrados y por atenuación atmosférica;
- b) La duración del ruido en función de la distancia y de la velocidad de la aeronave relativas al punto de referencia de la trayectoria de vuelo, y
- c) El procedimiento de ajuste descrito en esta sección se aplicará a los micrófonos laterales para los ruidos de despegue, de sobrevuelo y de aproximación. A pesar de que el ruido depende mucho del diagrama de directividad, que varía de un tipo de helicóptero a otro, el ángulo de propagación, definido en el numeral 9.3.2, figura 2-12 de este Apéndice, será el mismo para la trayectoria de ensayo que para la de vuelo de referencia. El ángulo de elevación no se someterá a las limitaciones indicadas en el numeral 9.3.2.3 del presente Apéndice, pero se tiene que calcular y notificar. Las autoridades encargadas de la homologación especificarán los límites aceptables de . Las correcciones de los datos obtenidos, cuando se excedan esos límites, se aplicarán utilizando los procedimientos aprobados por dichas autoridades. En el caso particular de la medición del ruido lateral, la propagación del sonido resulta afectada no sólo por la ley de la inversa de los cuadrados y la atenuación atmosférica, sino también por los efectos de absorción y reflexión de terreno que dependerá principalmente del ángulo .

	()		()
0.00	0.000	2.30	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		

De ser necesario, utilícese un término de interpolación cuadrática

TABLA 2-5. VALORES DE ()

FRECUENCIA CENTRAL DE LA BANDA DE UN TERCIO DE OCTAVA Hz	f_0 Hz	FRECUENCIA CENTRAL DE LA BANDA DE UN TERCIO DE OCTAVA Hz	f_0 Hz
50	50	800	800
63	63	1000	1000
80	80	1250	1250
100	100	1600	1600
125	125	2000	2000
160	160	2500	2500
200	200	3150	3150
250	250	4000	4000
315	315	5000	4500
400	400	6300	5600
500	500	8000	7100
630	630	10000	9000

TABLA 2-6. VALOR DE f_0

8.2 Perfiles de vuelo.**8.2.1 Perfil de despegue.****8.2.1.1** En la figura 2-5 se representan perfiles típicos de ensayo y de referencia.

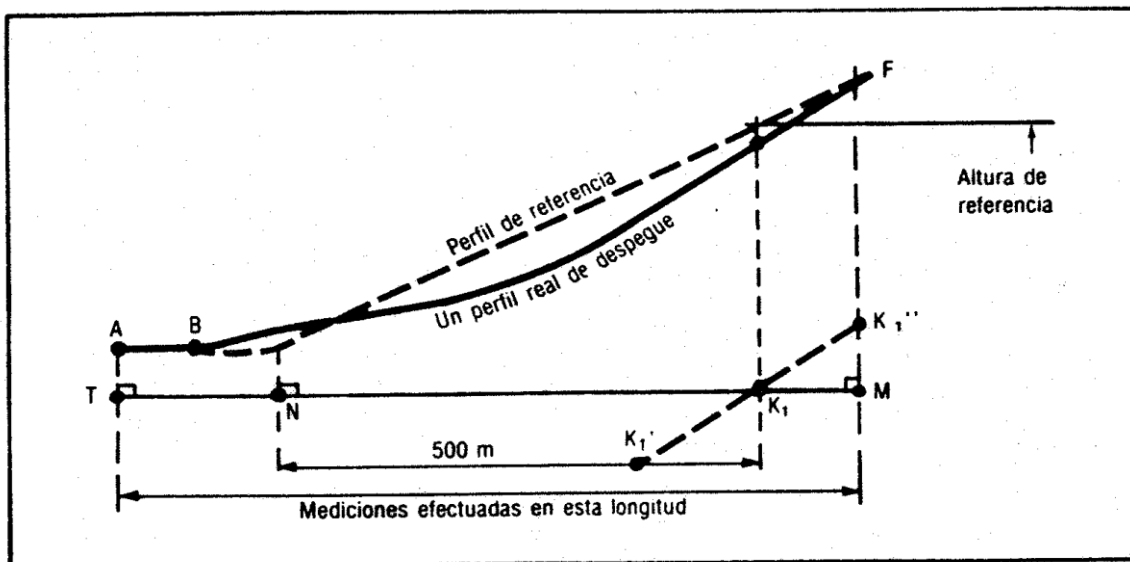
- a) Durante los ensayos reales, el helicóptero se estabiliza inicialmente en vuelo horizontal a la velocidad correspondiente al régimen óptimo de ascenso V_y en el punto A y se continúa hasta el punto B, en el que se aplica la potencia de despegue y se inicia el ascenso en régimen estabilizado. Se mantendrá el ascenso en régimen estabilizado durante el tiempo de atenuación de 10 dB y más allá hasta el extremo de la trayectoria de vuelo de homologación (punto F).
- b) El punto K_1 es el punto de referencia de la trayectoria de despegue y NK_1 es la distancia entre el inicio del ascenso en régimen estabilizado y el punto de referencia de la trayectoria de despegue. Los puntos K_1' y K_1'' son los puntos de medición del ruido asociados, situados en la perpendicular a la derrota de despegue TM y a una distancia indicada de TM.
- c) La distancia TM es aquella respecto a la cual se mide la posición del helicóptero en sincronización con las mediciones del ruido (véase el numeral 3.3.2 de este Apéndice).

8.2.2 Perfil de sobrevuelo.**8.2.2.1** En la figura 2-6 se ilustra un perfil típico 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 referencia de la trayectoria de vuelo hasta el punto E, que señala el fin de la trayectoria de sobrevuelo para la homologación.
- b) El punto K_2 es el punto de referencia de la trayectoria de sobrevuelo y K_2W es la altura del helicóptero en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de sobrevuelo. Los puntos K_2' y K_2'' son los puntos de medición del ruido asociados, situados en la perpendicular a la derrota de sobrevuelo RS y a una distancia indicada de RS.
- c) La distancia RS es aquella respecto a la cual se mide la posición del helicóptero en sincronización con las mediciones del ruido (véase el numeral 3.3.2 de este Apéndice).

8.2.3 Perfil de aproximación.**8.2.3.1** En la figura 2-7 se ilustra un perfil de aproximación típico.

- a) El helicóptero se estabiliza primeramente en el ángulo indicado de la trayectoria de aproximación en el punto G y pasa por los puntos H e I para llegar finalmente al punto de toma de contacto.
- b) El punto K_3 es el punto de referencia de la trayectoria de aproximación y K_3H es la altura del helicóptero en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de aproximación. Los puntos K_3' y K_3'' son los puntos de medición del ruido asociados, situados en una perpendicular a la derrota de aproximación PU y a una distancia indicada de PU.
- c) La distancia PU es aquella respecto a la cual se mide la posición del helicóptero en sincronización con las mediciones del ruido (véase el numeral 3.3.2 de este Apéndice).

**FIGURA 2-5. PERFILES TÍPICOS DE ENSAYO Y DE REFERENCIA**

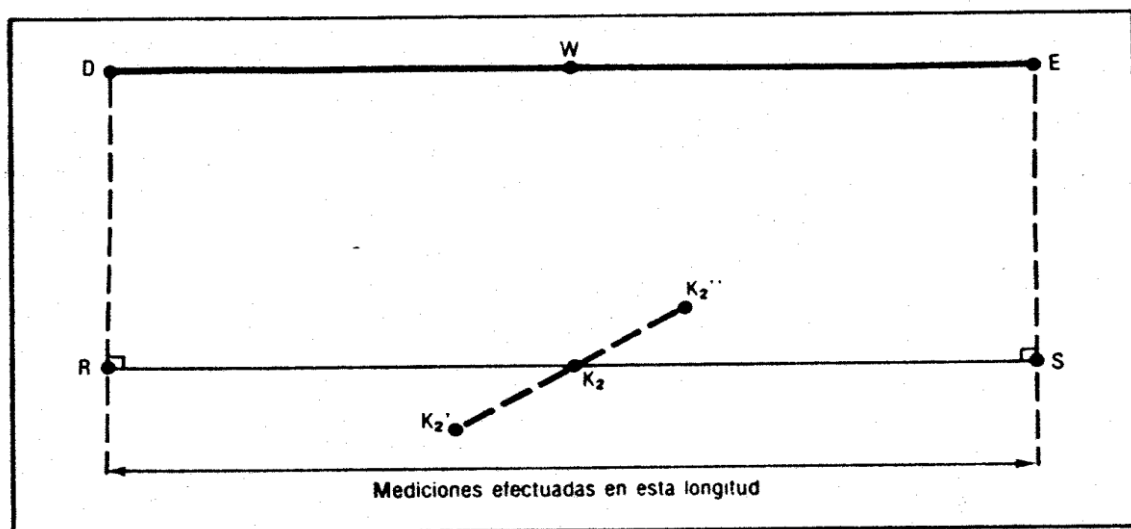


FIGURA 2-6. PERFIL TÍPICO DE SOBREVUELO

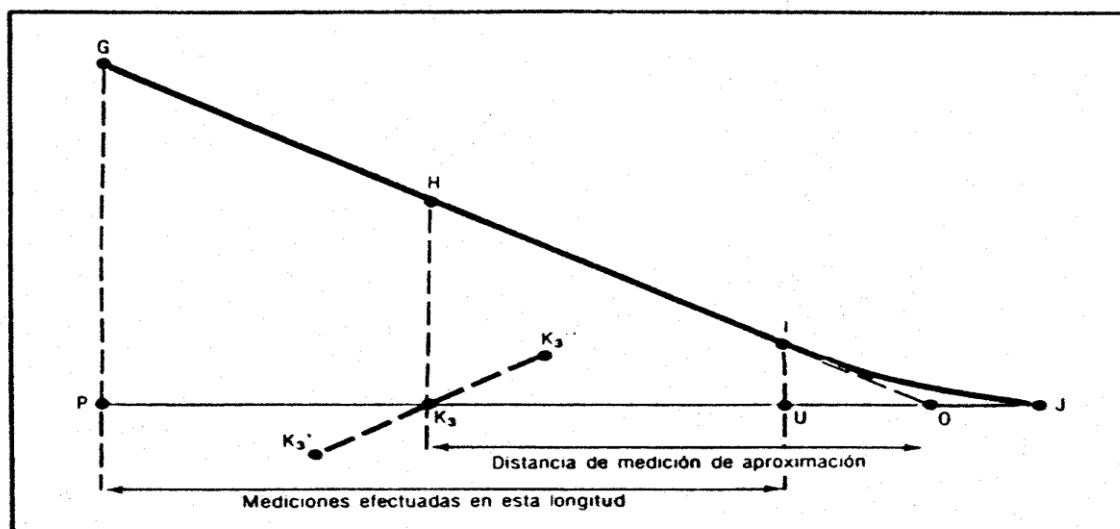


FIGURA 2-7. PERFIL TÍPICO DE APROXIMACION

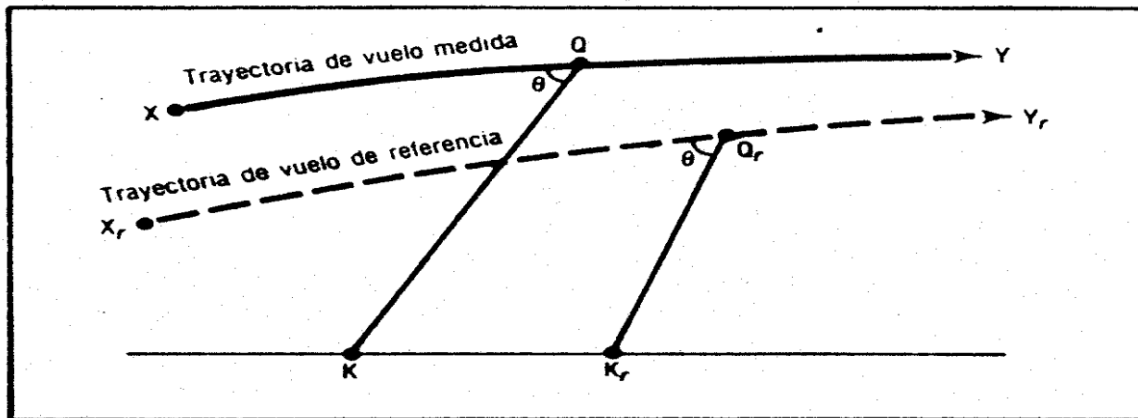


FIGURA 2-8. CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL QUE INFLUYEN EN EL NIVEL ACUSTICO

8.3 Ajustes del PNL y del PNLT.

En la figura 2-8 se indican las partes de las trayectorias de vuelo de ensayo y de referencia que son pertinentes para calcular el EPNL en las mediciones del ruido de despegue, de sobrevuelo y de aproximación.

- XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida y $X_r Y_r$ la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente.
- Q representa la posición del helicóptero en la trayectoria de vuelo medida en la que se emitió el ruido y se observó como PNLTM en el punto de medición del ruido K. Q_r es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia, K_r es el punto de medición de referencia. KQ y $Q_r K_r$ son, respectivamente, las trayectorias de propagación del ruido de medición y del de referencia. Q_r se determina admitiendo por hipótesis que KQ y $Q_r K_r$ forman el mismo ángulo con sus trayectorias de vuelo respectivas.

8.3.1 Los niveles de bandas de tercio de octava $SPL(i)$ que comprenden PNL (el PNL en el momento de PNLTM observado en K), se ajustarán a los niveles de referencia $SPL(i)_r$ del modo siguiente:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0.01 [(i) - (i)_0] KQ \\ + 0.01 (i)_0 (KQ - K_r Q_r) \\ + 20 \log (KQ/K_r Q_r)$$

En esta expresión:

- El término $0.01 [(i) - (i)_0] KQ$ es un ajuste para tener en cuenta la variación del coeficiente de atenuación del sonido, siendo (i) y $(i)_0$ los coeficientes de absorción atmosférica en las condiciones de ensayo y de referencia, respectivamente, obtenidos de la sección 7 de este Apéndice;
- El término $0.01 (i)_0 (KQ - K_r Q_r)$ es un ajuste para tener en cuenta el influjo en la atenuación del sonido de las diferencias de longitud de la trayectoria del ruido;
- El término $20 \log (KQ/K_r Q_r)$ es un ajuste para tener en cuenta las diferencias de longitud de la trayectoria del ruido según la ley de la inversa de los cuadrados;
- KQ y $K_r Q_r$ se miden en metros y (i) y $(i)_0$ en dB/100 m.

8.3.2 Los valores corregidos $SPL(i)_r$ se convertirán entonces en PNLT y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$_1 = PNLT_r - PNLTM$$

8.3.3 $_1$ se ha de sumar algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

8.3.4 Si, durante un vuelo de ensayo, se observan valores de cresta de PNLT que se encuentren a menos de 2 dB del PNLTM, se aplicará el procedimiento definido en los numerales 8.3.1, 8.3.2 y 8.3.3 de este Apéndice, a cada valor de cresta y se sumará a cada cresta el término ajuste así calculado para obtener los correspondientes valores de cresta ajustados del PNLT. Si alguno de estos valores de cresta excediera del que corresponde al instante del PNLTM, se sumará el valor máximo de ese excedente como ajuste complementario al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

8.4 Ajustes de la corrección por duración.

8.4.1 Cuando las trayectorias de vuelo medidas y/o las velocidades respecto al suelo en las condiciones de ensayo difieran de las trayectorias de vuelo de referencia y/o de las velocidades respecto al suelo en las condiciones de referencia, los ajustes por duración se aplicarán a los valores de EPNL calculados a partir de los datos medidos. Estos ajustes se calcularán en la forma descrita a continuación.

8.4.2 En lo que respecta a la trayectoria de vuelo de la figura 2-8, el término de ajuste se calculará del modo siguiente:

$$2 = -7.5 \log (QK/Q_r K_r) + 10 \log (V/V_r)$$

que representa el ajuste que se ha de sumar algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

8.5 Corrección del ruido en la fuente.

Para el sobrevuelo, si cualquier combinación de los tres factores siguientes:

- a) Desviaciones de la velocidad aerodinámica respecto a la de referencia;
- b) Desviaciones de la velocidad de giro del rotor respecto a la de referencia;
- c) Desviaciones de la temperatura respecto a la de referencia;

diera como resultado un parámetro convenido de correlación del ruido, cuyo valor fuera distinto al valor de referencia de este parámetro, se determinarán los ajustes del ruido en la fuente a base de datos del fabricante que hayan sido aprobados por las autoridades encargadas de la homologación. Esta corrección debería normalmente efectuarse utilizando una curva de sensibilidad del PNLTM en función del número de Mach en el extremo de la pala que avanza; no obstante, la corrección puede efectuarse a base de otro parámetro o parámetros que hayan aprobado las autoridades encargadas de la homologación.

8.5.1 Si es imposible obtener el valor del número de Mach en el extremo de la pala que avanza, o el parámetro convenido de correlación del ruido de referencia, está permitido extrapolar los valores de la curva de sensibilidad, a condición de que los datos abarquen una gama de valores de los parámetros de correlación de ruido, entre las condiciones de ensayo y las de referencia, convenidos con las autoridades encargadas de la homologación. El número de Mach en el extremo de la pala que avanza o el parámetro convenido de corrección de ruido se calculará a base de los datos medidos. Se obtendrá una curva por separado de cada ruido en la fuente en función del número de Mach en el extremo de la pala que avanza o en función de otro parámetro convenido de correlación de ruido respecto a cada uno de los tres emplazamientos de micrófono para la homologación, en el eje, al lado izquierdo y al lado derecho, que han sido definidos en relación con el sentido de vuelo para cada uno de los vuelos de ensayo.

8.5.2 Cuando se utilice el número de Mach en el extremo de la pala que avanza, éste deberá calcularse a base de la velocidad aerodinámica verdadera, de la temperatura exterior del aire medida a bordo (OAT) y de la velocidad de giro del rotor.

8.6 Puntos de identificación y parámetros de la trayectoria de vuelo.**8.6.1 Generalidades.**

POSICION/ PARAMETRO	DESCRIPCION
K	Punto de medición del ruido.
K _r	Punto de medición de referencia.
Q	Punto de trayectoria de vuelo medida correspondiente al PNLTM aparente en el punto K (véase el numeral 8.3.2 del presente).
Q _r	Punto de la trayectoria de vuelo corregida correspondiente al PNLTM en el punto K (véase el numeral 8.3.2 del presente).
V	Velocidad de ensayo del helicóptero respecto al suelo.
V _r	Velocidad de referencia del helicóptero respecto al suelo.
V _H	Velocidad máxima en vuelo horizontal con una potencia que no exceda de la potencia máxima continua.
V _{NE}	Velocidad de nunca exceder.
V _y	Velocidad correspondiente al régimen de ascenso óptimo.

8.6.2 Despegue (véase la figura 2-5).

POSICION	DESCRIPCION
A	Comienzo de la trayectoria de despegue para la homologación.
B	Comienzo de la transición al ascenso.
F	Fin de la trayectoria de despegue para la homologación.
K ₁	Punto de referencia de la trayectoria de despegue.
K ₁ ' , K ₁ "	Puntos de medición del ruido asociados (en el dispositivo con tres micrófonos).
M	Fin de la derrota de despegue para la homologación.
N	Punto del suelo en la vertical del comienzo de la transición al ascenso.
T	Comienzo de la derrota de despegue para la homologación, punto del suelo en la vertical de A.

8.6.3 Sobrevuelo (véase la figura 2-6).

POSICION	DESCRIPCION
D	Comienzo de la trayectoria de sobrevuelo para la homologación.
E	Fin de la trayectoria de sobrevuelo para la homologación.
K ₂	Punto de referencia de la trayectoria de sobrevuelo.
K ₂ ' K ₂ "	Puntos de medición del ruido asociados (en el dispositivo con tres micrófonos).
R	Comienzo de la derrota de sobrevuelo para la homologación.
S	Fin de la derrota de sobrevuelo para la homologación.

8.6.4 Aproximación (véase la figura 2-7).

POSICION	DESCRIPCION
G	Comienzo de la trayectoria de aproximación para la homologación.
H	Punto de la trayectoria de aproximación en la vertical del punto de referencia de la trayectoria de aproximación.
I	Fin de la trayectoria de aproximación para la homologación.
J	Punto de toma de contacto.
K ₃	Punto de referencia de la trayectoria de aproximación.
K ₃ ' K ₃ "	Puntos de medición del ruido asociados (en el dispositivo con tres micrófonos).
O	Intersección de la trayectoria de aproximación con el plano del suelo.
P	Comienzo de la derrota de aproximación para la homologación.
U	Punto del suelo en la vertical del inicio del enderezamiento.

8.7 Distancias de la trayectoria de vuelo.

DISTANCIA	UNIDAD	SIGNIFICADO
NK ₁	metros	<i>Distancia de medición de despegue.</i> Distancia entre el comienzo de la transición al ascenso y el punto de referencia de la trayectoria de despegue.
TM	metros	<i>Distancia de la derrota de despegue.</i> Distancia respecto a la cual debe registrarse la posición del helicóptero.
K ₂ W	metros (pies)	<i>Altura de sobrevuelo del helicóptero.</i> Altura del helicóptero por encima del punto de referencia de sobrevuelo.

RS	metros	<i>Distancia de la derrota de sobrevuelo.</i> Distancia respecto a la cual debe registrarse la posición del helicóptero.
K ₃ H	metros (pies)	<i>Altura de aproximación del helicóptero.</i> Altura del helicóptero por encima del punto de referencia de aproximación.
O K ₃	metros	<i>Distancia de medición de aproximación.</i> Distancia entre la intersección de la trayectoria de aproximación y el plano del suelo y el punto de referencia de la trayectoria de aproximación.
PU	metros	<i>Distancia de la derrota de aproximación.</i> Distancia respecto a la cual debe registrarse la posición del helicóptero.
QK	metros	<i>Trayectoria de ruido medida.</i> Distancia entre la posición Q medida del helicóptero y el punto de medición del ruido K.
Q _r K ₁	metros	<i>Trayectoria de ruido de referencia.</i> Distancia entre la posición Q _r del helicóptero y el punto de medición de referencia K _r .

9. Ajustes de los resultados de los ensayos en vuelo de los aviones

9.1 Cuando para la homologación en cuanto al ruido las condiciones de ensayo no sean idénticas a las de referencia, deberán ajustarse debidamente los datos del ruido medido, siguiendo el método de esta sección.

9.1.1 Las diferencias entre las condiciones de ensayo y las de referencia pueden causar diferencias en lo siguiente:

- a) Trayectoria de vuelo y velocidad del avión relativas al punto de medición;
- b) Atenuación del sonido en el aire;
- c) Parámetros que influyen en el mecanismo de producción del ruido del motor.

9.1.2 Se ajustarán los valores medidos del ruido según uno de los métodos descritos en 9.3 y 9.4 del presente, para diferencias en:

- a) La atenuación del ruido a lo largo de su trayectoria, en función de la ley de la inversa de los cuadrados y de la atenuación atmosférica;
- b) La duración del ruido, en función de la distancia y de la velocidad del avión relativas al punto de medición;
- c) El ruido en la fuente emitido por el motor, en función de los parámetros pertinentes.

9.1.3 El método "simplificado" o el "integrado" se utilizarán cuando:

- a) El total de los ajustes represente valores inferiores a 8 dB en el despegue y en el sobrevuelo en línea lateral a plena potencia (véase el numeral 5.3.1 de la presente Norma) y 4 dB en la aproximación, o
- b) El total de los ajustes en el despegue o en el sobrevuelo en línea lateral a plena potencia (véase el numeral 5.3.1 de la presente Norma) sea superior a 4 dB y las cifras resultantes difieran en más de 1 dB de los niveles límites de ruido.

9.1.4 Cuando el total de los ajustes o el margen correspondiente se encuentre fuera de los límites indicados en 9.1.3, excepto en el caso del ruido lateral, se utilizará el método "integrado", para todos los ajustes de medición del ruido.

9.2 Perfiles de vuelo.

Nota: Los perfiles de vuelo en las condiciones de ensayo, e igualmente en las condiciones de referencia, están descritos por su geometría con respecto al suelo, junto con la velocidad correspondiente del avión con respecto al suelo, y los parámetros de control relacionados con los motores empleados para determinar la emisión de ruido del avión.

9.2.1 Perfil de despegue.

La figura 2-9 ilustra un típico perfil de despegue.

- a) El avión empieza el recorrido de despegue en el punto A, se separa del suelo en el punto B, e inicia el primer ascenso con ángulo constante en el punto C. Cuando se aplica la disminución del empuje o de la potencia, según corresponda, este proceso comienza en el punto D y termina en el punto E. El avión comienza entonces un segundo ascenso con ángulo constante hasta el punto F, fin de la trayectoria de despegue para la homologación.
- b) El punto K₁ representa la estación de medición del ruido de despegue, y AK₁ es la distancia entre el inicio del recorrido de despegue y el punto de medición de sobrevuelo. El punto K₂ 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.

- c) La distancia AF es aquella respecto a la cual se mide la posición del avión en sincronización con las mediciones del ruido (véase 3.3.2 de este Apéndice).

9.2.2 Perfil de aproximación.

La figura 2-10 muestra un perfil típico de aproximación.

- El avión comienza su trayectoria de aproximación para la homologación en el punto G y toma contacto con la pista en el punto J y a la distancia OJ del umbral.
- El punto K_3 representa la estación de medición del ruido de aproximación y K_3O es la distancia del punto de medición del ruido de aproximación al umbral.
- La distancia GI es aquella respecto a la cual se mide la posición del avión en sincronización con las mediciones del ruido (véase 3.3.2 de este Apéndice).

Para las mediciones durante la aproximación, el punto de referencia del avión será la antena del ILS.

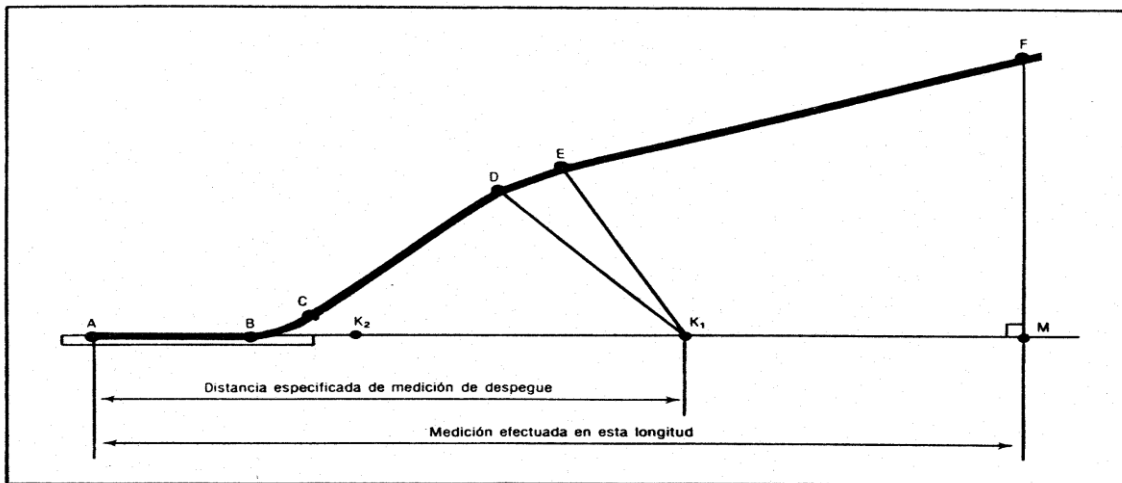


FIGURA 2-9. PERFIL TÍPICO DE DESPEGUE

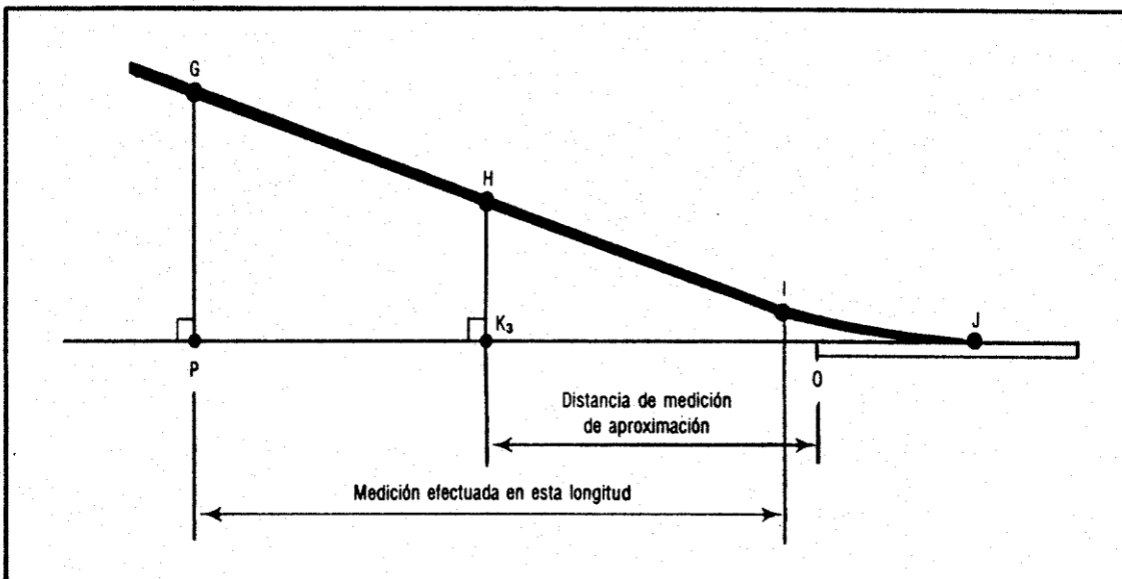


FIGURA 2-10. PERFIL TÍPICO DE APROXIMACION

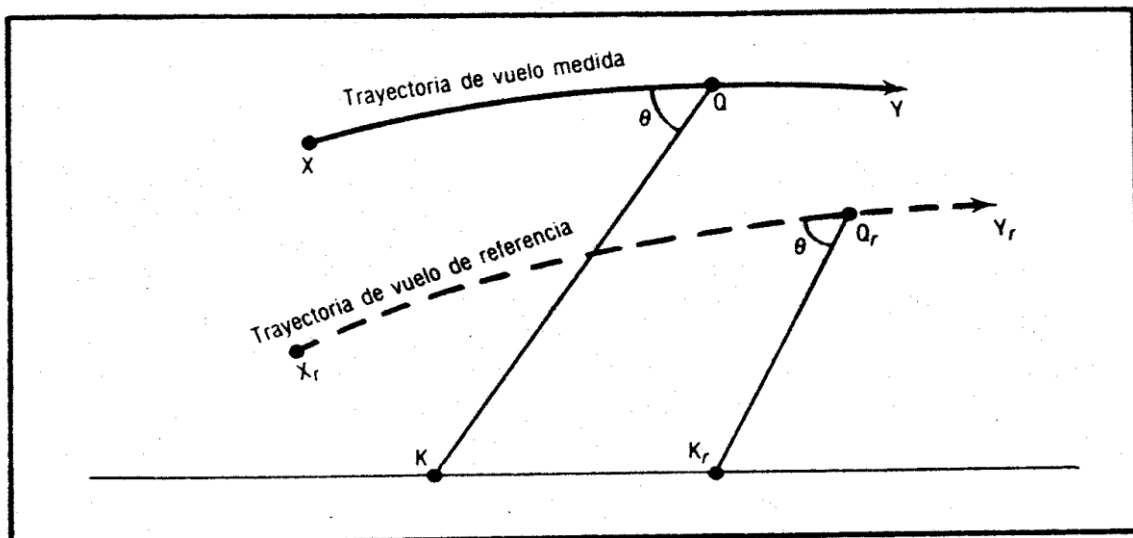


FIGURA 2-11. CARACTERÍSTICAS DEL PERFIL QUE INFLUYEN EN EL NIVEL ACUSTICO

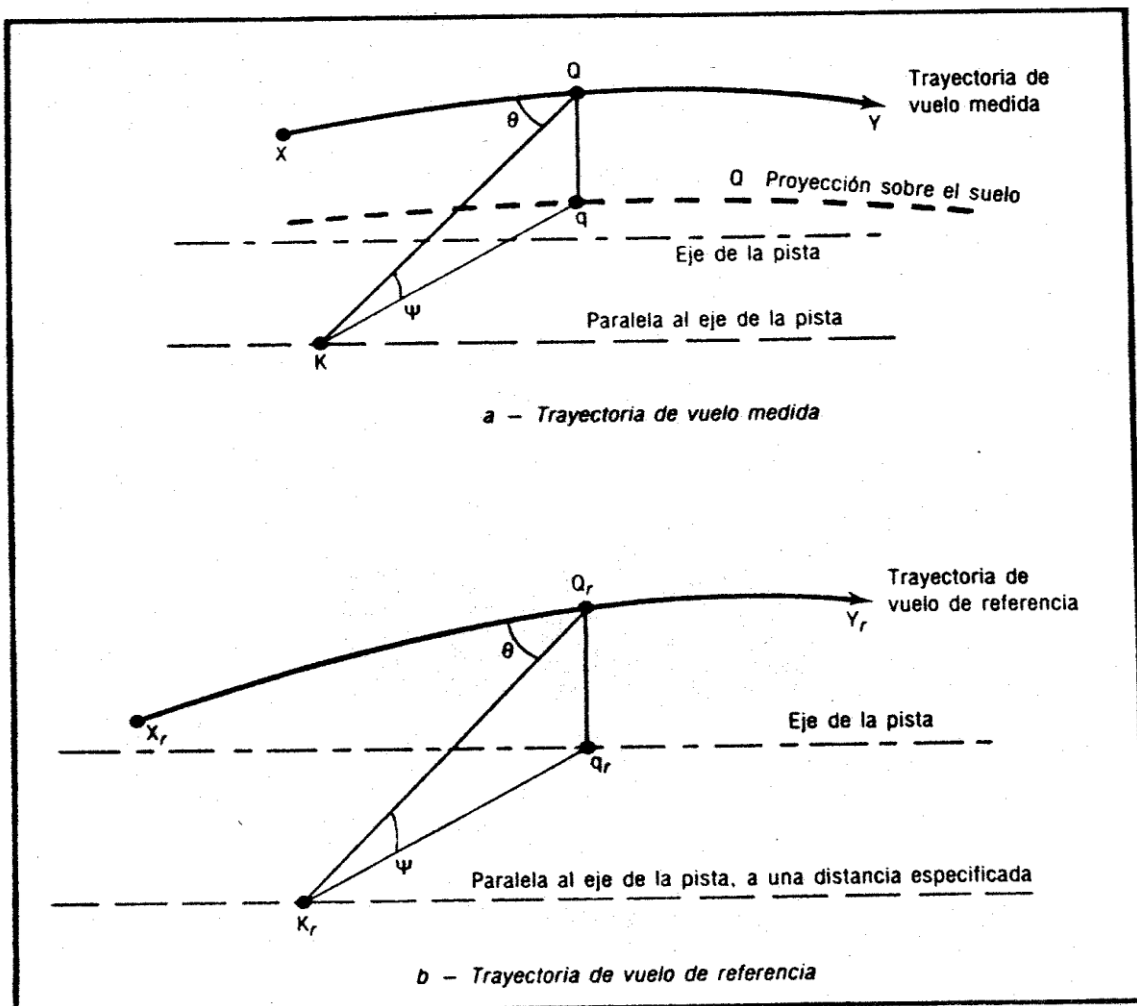


FIGURA 2-12. MEDICION LATERAL. DETERMINACION DE LA ESTACION DE REFERENCIA

9.3 Método "simplificado" de ajustes.**9.3.1 Generalidades.**

El método "simplificado" de ajustes consiste en aplicar los correspondientes al EPNL calculado con base en los datos medidos, para tener en cuenta las diferencias entre las condiciones medidas y las de referencia en el momento del PNLTM.

9.3.2 Ajustes al PNL y al PNLT.

9.3.2.1 En la figura 2-11 se indican las partes de las trayectorias de vuelo de ensayo y de referencia que son pertinentes para calcular el EPNL, en las mediciones del ruido de sobrevuelo y en las del de aproximación.

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida y X_r Y_r de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente.
- b) Q representa la posición del avión en la trayectoria de vuelo medida en la que se emitió el ruido, y se observó como PNLTM en la estación de medición del ruido K. Q_r es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia y K_r es la estación de medición de referencia. QK y $Q_r K_r$ son las trayectorias de propagación del ruido de medición y del de referencia, respectivamente; Q_r se determina admitiendo por hipótesis que QK y $Q_r K_r$ forman el mismo ángulo con sus trayectorias de vuelo respectivas.

9.3.2.2 En la figura 2-12 a) y b) se indican las partes de la trayectoria de vuelo de ensayo y de la trayectoria de vuelo de referencia que son pertinentes para calcular el EPNL en las mediciones del ruido lateral.

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida [figura 2-12 a)], y X_r Y_r la de la trayectoria de vuelo de referencia correspondiente [figura 2-12 b)].
- b) Q representa la posición del avión en la trayectoria de vuelo medida en que se emitió el ruido y se observó como PNLTM en la estación de medición del ruido K. Q_r es la posición correspondiente en la trayectoria de vuelo de referencia, y K_r es la estación de medición de referencia. QK y $Q_r K_r$ son, respectivamente, las trayectorias de propagación del ruido de medición y del de referencia. En este caso, K_r se indica únicamente en una línea lateral particular; en consecuencia, K_r y Q_r se determinan partiendo de la hipótesis de que QK y $Q_r K_r$:

- 1) Forman el mismo ángulo con sus trayectorias de vuelo respectivas, y
- 2) Forman el mismo ángulo con el suelo.

9.3.2.3 En el caso particular de medición del ruido lateral, la propagación del ruido se ve afectada no sólo por la ley de la inversa de los cuadrados y por la atenuación atmosférica, sino también por la absorción del suelo y por la reflexión que dependen principalmente del ángulo.

9.3.2.4 Los niveles de banda de tercio de octava $SPL(i)$ que comprenden PNL (el PNL en el momento de PNLTM observado en K), se ajustarán a los niveles de referencia $SPL(i)$, del modo siguiente:

$$SPL(i)_r = SPL(i) + 0.01 [(i) - (i)_0] QK \\ + 0.01 (i)_0 (QK - Q_r K_r) \\ + 20 \log (QK/Q_r K_r)$$

En esta expresión:

- El término $0.01 [(i) - (i)_0] QK$ es un ajuste para tener en cuenta la variación del coeficiente de atenuación del sonido, siendo (i) y $(i)_0$ los coeficientes de absorción atmosférica en las condiciones de ensayo y de referencia, respectivamente, obtenidos de la sección 7 de este Apéndice;

- El término $0.01 (i)_0 (QK - Q_r K_r)$ es un ajuste para tener en cuenta el influjo en la atenuación del sonido de la diferencia de longitud de la trayectoria del ruido;

- El término $20 \log (QK/Q_r K_r)$ es un ajuste para tener en cuenta las diferencias de longitud de la trayectoria del ruido según la ley de la inversa de los cuadrados;

- QK y $Q_r K_r$ se miden en metros y (i) y $(i)_0$ en dB/100 m.

9.3.2.4.1 Los valores corregidos $SPL(i)_r$ se convertirán entonces en PNLT y se calcula un término de corrección del modo siguiente:

$$_1 = PNLT_r - PNLTM$$

9.3.2.4.2 γ se ha de sumar algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.3.2.5 Si, durante un vuelo de ensayo, se observan valores de cresta de PNLT que se encuentren a menos de 2 dB del PNLT_M, se aplicará el procedimiento definido en el numeral 9.3.2.4 de este Apéndice, a cada valor de cresta y se sumará a cada cresta el término de ajuste calculado según 9.3.2.4 para obtener los correspondientes valores de cresta ajustados del PNLT. Si alguno de estos valores de cresta excedieran del que corresponde al instante del PNLT_M, se sumará el valor máximo de ese excedente como ajuste complementario al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.3.3 Ajustes de la corrección por duración.

9.3.3.1 Cuando las trayectorias de vuelo medidas y/o las velocidades respecto al suelo en las condiciones de ensayo difieran de las trayectorias de vuelo de referencia, y/o de las velocidades respecto al suelo en las condiciones de referencia, los ajustes por duración se aplicarán a los valores de EPNL calculados a partir de los datos medidos. Estos ajustes se calcularán en la forma descrita a continuación.

9.3.3.2 En lo que respecta a la trayectoria de vuelo de la figura 2-11, el término de ajuste se calculará del modo siguiente:

$$\Delta = -7.5 \log (QK/Q_r K_r) + 10 \log (V/V_r)$$

que representa el ajuste que se ha de sumar algebraicamente al EPNL calculado a partir de los datos medidos.

9.3.4 Ajustes del ruido en la fuente.

9.3.4.1 Se aplicará el ajuste del ruido en la fuente para tener en cuenta las diferencias entre los parámetros que influyen sobre el ruido medido de los motores en los ensayos en vuelo para la homologación y los que se calculan o indican en las condiciones de referencia. El ajuste se determina a partir de los datos suministrados por el fabricante y aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

9.3.4.2 El término de ajuste 3 se obtendrá sustrayendo el valor EPNL correspondiente al parámetro γ , del valor EPNL correspondiente al parámetro γ_r , y se añadirá algebraicamente al valor EPNL calculado a partir de los datos medidos. Véase la figura 2-13 en la cual γ es el valor del parámetro de control del motor en las condiciones de ensayo de vuelo y γ_r es el valor correspondiente en las condiciones de referencia.

9.3.5 Ajustes de simetría.

9.3.5.1 Para el ruido lateral se llevará a cabo un ajuste de simetría 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 en la línea principal de medición lateral, el nivel de ruido para la homologación será la media (aritmética) de los niveles de ruido medidos en estos dos puntos [véase la figura 2-13 a)].
- b) De no ser así, se supondrá que la variación del ruido en función de la altitud del avión es la misma a ambos lados (es decir, que hay una diferencia constante entre las líneas de ruido en función de la altitud a ambos lados [véase la figura 2-14 b)]. El nivel de ruido para la homologación será entonces el valor máximo de la media entre estas líneas.

9.4 Método de ajuste "integrado".

9.4.1 Generalidades.

9.4.1.1 El método "integrado" consiste en un nuevo cálculo de los puntos de variación en el tiempo del PNLT para condiciones de referencia que corresponden a los puntos de medición obtenidos durante los ensayos y calculando directamente el PNLT para la nueva variación en el tiempo que se haya obtenido de este modo.

9.4.2 Cálculos del PNLT.

9.4.2.1 En la figura 2-15 se ilustran los tramos de trayectoria de vuelo de ensayo y el perfil de referencia que son significativos para el cálculo del EPNL en las mediciones del ruido de sobrevuelo, a plena potencia, y de aproximación.

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida y X_r Y_r de la trayectoria de vuelo de referencia.
- b) Los puntos Q_0 , Q_1 , Q_n representan las posiciones del avión en la trayectoria de vuelo medida en los instantes t_0 , t_1 , t_n , respectivamente. Consideramos el punto Q_1 en el cual se emitió el ruido, y se observó en la estación K como tercio de octava SPL (i)₁ en el instante t_1 . El punto Q_{r1} representa la posición correspondiente a la trayectoria de vuelo de referencia en el instante t_{r1} para el ruido percibido como SPL(i)_{r1} y K_r en la estación de medición de referencia K_r . Q_1K y $Q_{r1}K_r$ son, respectivamente, las trayectorias de propagación del ruido en las condiciones de medición y de referencia que forman en cada caso el ángulo α_1 con las trayectorias de vuelo respectivas. Q_{r0} y Q_{rn} son, de modo similar, los puntos de trayectoria de vuelo de referencia correspondientes a Q_0 y Q_n de la trayectoria de vuelo medida. Q_0 y Q_n se seleccionan de modo que entre Q_{r0} y Q_{rn} figuren todos los valores del PNLT (calculados y descritos a continuación) que sean inferiores en menos de 10 dB al valor de cresta.

9.4.2.2 Los tramos de la trayectoria de vuelo de ensayo y el perfil de referencia que son significativos para el cálculo del EPNL se ilustran en la figura 2-16 a) y b) para las mediciones de ruido lateral.

- a) XY representa la parte útil de la trayectoria de vuelo medida y X_r Y_r la parte útil correspondiente de la trayectoria de vuelo de referencia.
- b) Los puntos Q_0 , Q_1 , Q_n representan las posiciones del avión en la trayectoria de vuelo medida en los instantes t_0 , t_1 , y t_n , respectivamente. Consideramos el punto Q_1 en el cual se emitió el ruido y se observó en la estación K de medición de referencia como tercio de octava SPL (i)₁ en el instante t_1 . El punto Q_{r1} representa la posición correspondiente a la trayectoria de vuelo de referencia en el instante t_{r1} para el ruido percibido como SPL(i)_{r1} en la estación de medición K_r . Q_1K y $Q_{r1}K_r$ son respectivamente, las trayectorias de propagación del ruido en las condiciones de medición y de referencia. Q_{r0} y Q_{rn} son, de modo similar, los puntos de la trayectoria de vuelo de referencia correspondientes a Q_0 y Q_n de la trayectoria de vuelo medida. Q_0 y Q_n se seleccionan de modo que entre Q_{r0} y Q_{rn} figuren todos los valores del PNLT (calculados y descritos a continuación) que difieran en menos de 10 dB del valor de cresta. En este caso, K_r se especifica solamente como si estuviera en una línea lateral particular. La posición de K_r y Q_{1r} se determina a partir de la hipótesis de que:
 - 1) Q_1K y $Q_{1r}K_r$ formen el mismo ángulo α_1 con sus respectivas trayectorias de vuelo en todos los instantes t_1 , y
 - 2) Las diferencias entre los ángulos α_1 y α_{1r} se reduzcan al mínimo durante la parte pertinente de la evaluación en función del tiempo mediante un método aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

9.4.2.3 En el caso particular de la medición del ruido lateral, la propagación del sonido resulta afectada no sólo por la ley de la inversa de los cuadrados y por la atenuación atmosférica, sino que por los efectos de absorción y reflexión del terreno que dependen principalmente del ángulo α . Por razones de geometría, generalmente no es posible elegir K_r de modo que se satisfaga la condición de 1) y al mismo tiempo α_1 y α_{1r} se mantienen iguales en todos los instantes t_1 .

9.4.2.4 El momento t_{r1} es posterior (en el caso en que $Q_{r1}K_r > Q_1K$) al momento t_1 y la diferencia entre ambos estriba en:

- 1) El tiempo que ha tomado el avión para cubrir la distancia $Q_{r1}Q_{r0}$ a la velocidad V_r menos el tiempo tomado para Q_1Q_0 a la velocidad V ;
- 2) El tiempo transcurrido para que el sonido cubra la distancia $Q_{r1}K_r - Q_1K$.

9.4.2.5 Cuando se aplique reducción de empuje o de potencia, se efectuarán mediciones en las trayectorias de vuelo de ensayo y de referencia con pleno empuje o plena potencia y con empuje o potencia reducidos. En los puntos en que la región transitoria entre esos factores repercute sobre el resultado final, debe efectuarse una interpolación siguiendo un método aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

9.4.2.6 Los valores medidos de $SPL(i)_1$ etc., se ajustarán a los valores de referencia $SPL(i)_r$ etc., para tener en cuenta las diferencias entre las longitudes de trayectoria de ruido medida y de referencia y, entre las condiciones atmosféricas medidas y de referencia, siguiendo los métodos de 9.3.2.4 de este Apéndice. Se calcularán los valores correspondientes de PNL_{r1} .

9.4.2.7 Para cada valor de PNL_{r1} , se determina una corrección por tono C_1 mediante un análisis de los valores de referencia $SPL(i)_r$ etc., siguiendo los métodos de 5.3 de este Apéndice y se sumará a PNL_{r1} para obtener el $PNLT_{r1}$.

9.4.3 Corrección por duración.

9.4.3.1 Los valores de $PNLT_r$ correspondientes a los de $PNLT$ en cada intervalo de medio segundo, se registran en función del tiempo ($PNLT_{r1}$ en el momento t_{r1} etc.). A continuación se determina la corrección por duración siguiendo el método de 5.5.1 de este Apéndice, para obtener el $EPNL_r$.

9.4.4 Corrección del ruido en la fuente.

9.4.4.1 Finalmente, se determina una corrección del ruido en una fuente $_3$ siguiendo los métodos de 9.3.4 de este Apéndice.

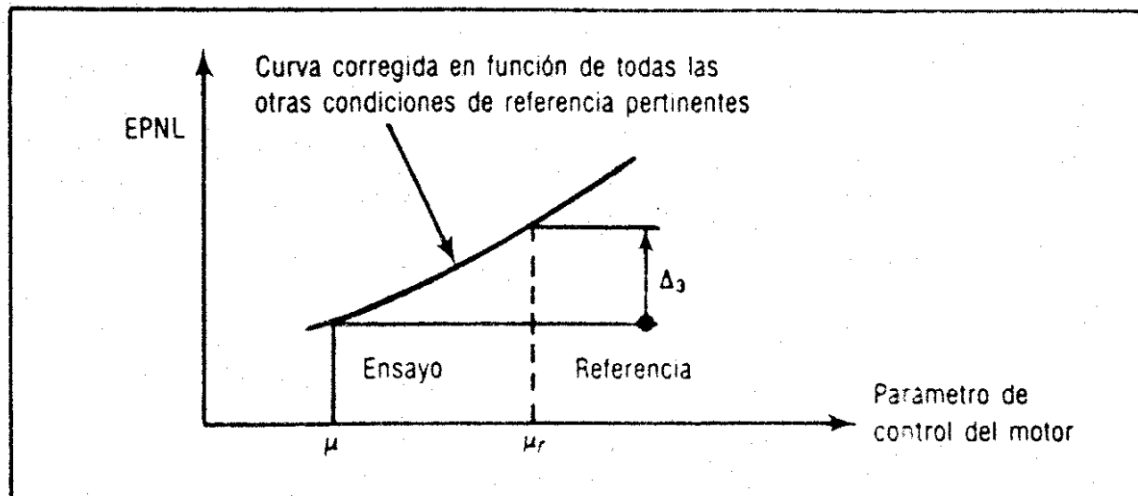


FIGURA 2-13. CORRECCION DEL RUIDO EN FUNCION DEL EMPUJE

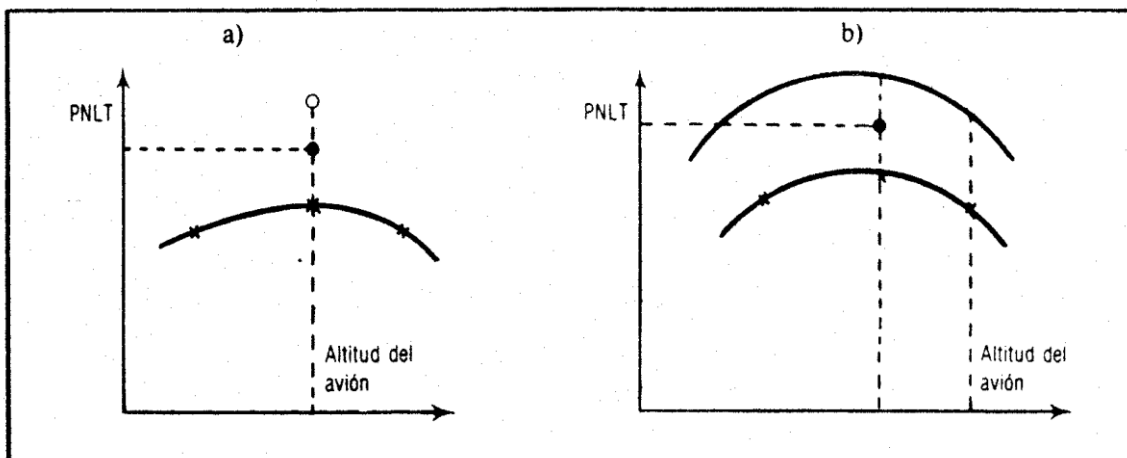


FIGURA 2-14. CORRECCION DE SIMETRIA

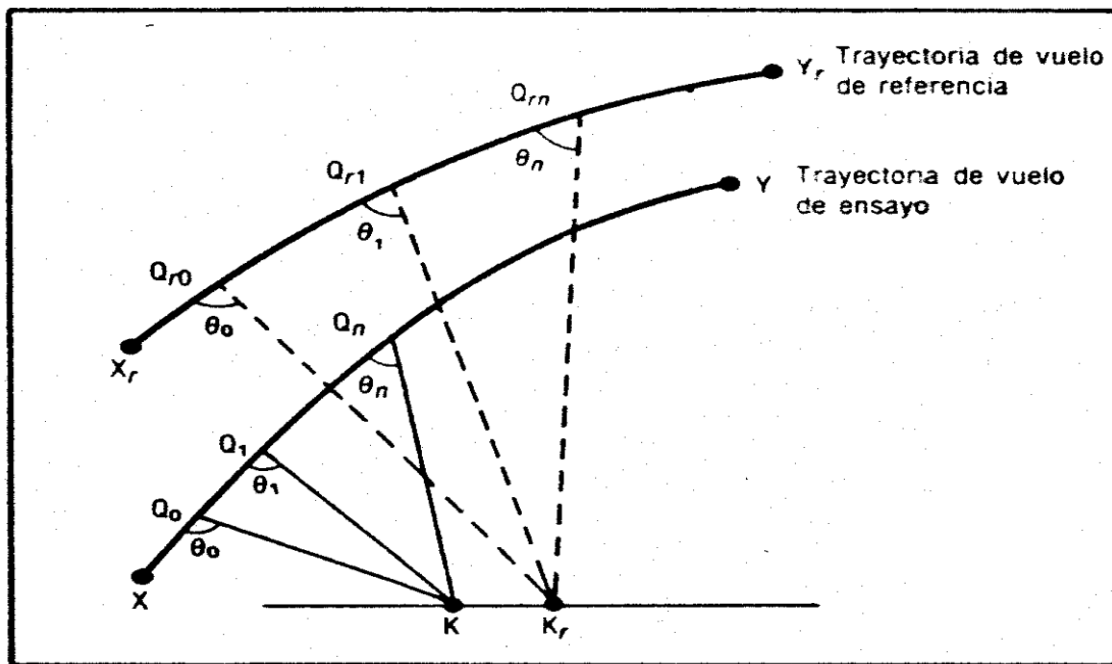


FIGURA 2-15. RELACION ENTRE LAS TRAYECTORIAS DE VUELO MEDIDA Y DE REFERENCIA PARA APLICAR EL METODO INTEGRADO DE AJUSTE

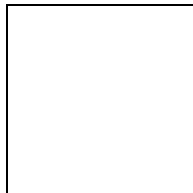
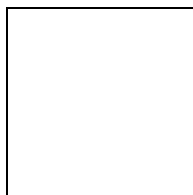


FIGURA 2-16 a). TRAYECTORIA DE VUELO MEDIDA

**FIGURA 2-16 b). TRAYECTORIA DE VUELO DE REFERENCIA****9.5** Puntos de identificación de la trayectoria de vuelo.**POSICION DESCRIPCION**

A	Comienzo del recorrido de despegue.
B	Punto de despegue.
C	Comienzo del primer ascenso constante.
D	Comienzo de la reducción de empuje.
E	Comienzo del segundo ascenso constante.
F	Final de la trayectoria de aproximación para la homologación.
G	Comienzo de la trayectoria de aproximación para la homologación.
H	Punto sobre la trayectoria de aproximación en la vertical de la estación de medición del ruido.
I	Comienzo del enderezamiento.
J	Punto de toma de contacto.
K	Punto de medición del ruido.
K _r	Punto de medición de referencia.
K ₁	Punto de medición del ruido de sobrevuelo.
K ₂	Punto de medición del ruido lateral.
K ₃	Punto de medición del ruido de aproximación.
M	Final de la derrota de despegue para la homologación.
O	Umbral en el extremo de aproximación de la pista.
P	Comienzo de la derrota de aproximación para la homologación.
Q	Punto, sobre la trayectoria de despegue medida, correspondiente al PNLTM aparente en la estación K. Véase 9.3.2.
Q _r	Punto, sobre la trayectoria de despegue corregida, correspondiente al PNLTM en la estación K. Véase 9.3.2.
V	Velocidad de ensayo del avión.
V _r	Velocidad de referencia del avión.

9.6 Distancias de la trayectoria de vuelo.**DISTANCIA UNIDAD SIGNIFICADO**

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

$Q_r K_r$	metros	<i>Trayectoria de ruido de referencia.</i> La distancia desde la posición Q_r , de referencia del avión hasta la estación K_r .
$K_3 H$	metros (pies)	<i>Altura de aproximación del avión.</i> La altura del avión sobre la estación de medición de aproximación.
OK_3	metros	<i>Distancia de medición de aproximación.</i> La distancia desde el umbral de pista hasta la estación de medición de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista.
OP	metros	<i>Distancia de la derrota de aproximación.</i> La distancia desde el umbral de pista hasta el punto de la derrota de aproximación, a lo largo de la prolongación del eje de la pista, para el cual ya no hace falta registrar la posición del avión.

APENDICE "C" NORMATIVO

METODO DE EVALUACION PARA LA HOMOLOGACION EN CUANTO AL RUIDO DE LOS AVIONES DE NO MAS DE 8 618 kg PROPULSADOS POR HELICE. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO ACEPTADA ANTES DEL 17 DE NOVIEMBRE DE 1988

1. Introducción

1.1 Este método de evaluación del ruido comprende:

- Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido;
- Medición del ruido de aviones percibido en tierra; y
- Notificación de los datos a las autoridades encargadas de la homologación y corrección de los datos medidos.

1.2 Las instrucciones y los procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación, y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos, en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en el numeral 8 de esta Norma.

2. Condiciones de ensayo y medición para la homologacion en cuanto al ruido

2.1 Generalidades.

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación en cuanto al ruido, así como también los procedimientos que corresponderá usar para medir el ruido producido por el avión sometido a ensayo.

2.2 Condiciones generales de ensayo.

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

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

- Ausencia de precipitación;
- Humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% y temperatura ambiente no superior a 35°C ni inferior a 2°C a 1,2 m (4 ft) sobre el suelo, salvo que, en un diagrama de temperaturas en función de la humedad relativa se omitirán las combinaciones de temperatura y humedad relativa correspondientes a puntos que se encuentren por debajo de la recta determinada por 2°C y 60% y 35°C y 20%;
- Viento notificado no superior a 19 km/h (10 kt) a una altura de 1.2 m (4 ft) sobre el suelo y componente transversal del viento no superior a 9 km/h (5 kt) a una altura de 1.2 m (4 ft) sobre el suelo. Se efectuará el mismo número de vuelos con componente de cola del viento que con componente de frente; y

- d) Ausencia de inversiones de temperatura y de condiciones anómalas del viento que influirían notablemente en el nivel de ruido del avión, en el momento de registrarlo en los puntos de medición especificados por las autoridades encargadas de la homologación.

2.3 Procedimientos de ensayo del avión.

2.3.1 La altura del avión y su posición lateral con relación al micrófono se determinarán según un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, técnicas fotográficas de medición a escala u otros métodos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

3. Medición del ruido de los aviones percibido en tierra

3.1 Generalidades.

3.1.1 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 3.2.

3.2 Sistemas de medición.

3.2.1 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 3.3 para el sistema de medición y análisis;
- b) Trípodes o soportes similares para los micrófonos, que reduzcan al mínimo la interferencia en el sonido que se esté midiendo;
- c) Equipo de registro y reproducción cuyas características, respuesta de frecuencia y gama dinámica sean compatibles con los requisitos de respuesta y precisión establecidos en 3.3; y
- d) Calibradores acústicos para ruido de onda sinusoidal o de banda ancha con nivel conocido de presión acústica. Si se utiliza el ruido de banda ancha, se describirá la señal en términos, de sus valores eficaz, medio y máximo correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

3.3 Equipo de captación, registro y reproducción.

3.3.1 Cuando lo determinen las autoridades encargadas de la homologación, el sonido producido por el avión se registrará de tal manera que se retenga la información completa, incluso la evolución en función del tiempo. Para ello es aceptable un registrador de cinta magnética.

3.3.2 En toda la gama de frecuencias de 45 a 11,200 Hz, la respuesta total del sistema a una onda sinusoidal progresiva, sensiblemente plana y de amplitud constante, estará dentro de los límites de tolerancia especificados por la autoridad encargada de la homologación.

3.3.3 El equipo se calibrará acústicamente, utilizando para ello medios que proporcionen condiciones de campo libre. Se verificará la sensibilidad general del sistema de medición antes y después de medir el nivel del ruido para una sucesión de operaciones del avión, utilizando un calibrador acústico que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida.

3.3.3.1 Para este fin se utiliza por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 124 dB y 250 Hz.

3.3.4 Cuando se hagan mediciones de ruido de aviones con velocidad de viento superiores a 11 km/h (6 kt) se protegerá el micrófono con una pantalla. Las características del conjunto del equipo, inclusive la pantalla, cumplirán con las especificaciones anteriores. Se medirá también la pérdida por inserción, a la frecuencia del calibrador acústico, y su valor se incluirá en la disposición de un nivel de referencia acústico para el análisis de las mediciones.

3.4 Procedimientos de medición del ruido.

3.4.1 Los micrófonos se orientarán en una dirección conocida, de modo que el sonido máximo recibido llegue lo más exactamente posible de la dirección para la cual están calibrados. Los micrófonos se colocarán de modo que se encuentren aproximadamente a 1.2 m (4 ft) por encima del suelo.

3.4.2 Inmediatamente antes y después de cada ensayo, se efectuará un registro de calibración acústica del sistema (en el lugar de su utilización) mediante un calibrador acústico, con el doble objeto de verificar la sensibilidad del sistema y de proporcionar un nivel de referencia para analizar los datos de niveles acústicos.

3.4.3 Se registrará y determinará el ruido ambiente en la zona de ensayo, que comprende tanto el ruido acústico de fondo como el ruido eléctrico de los sistemas de medición, ajustando la ganancia del sistema a los niveles que se usan al medir el ruido producido por los aviones. Si los niveles de presión acústica de los aviones no excedieran de los niveles de presión acústica de fondo en por lo menos 10 dB(A), se aplicarán correcciones aprobadas para tener en cuenta la contribución del nivel de presión acústica de fondo al nivel de presión acústica observado.

4. Notificación de datos a las autoridades encargadas de la homologación y corrección de los datos medidos

4.1 Notificación de datos

4.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la sección 3 de este Apéndice.

4.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos en función de los rendimientos del avión, así como los datos meteorológicos.

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

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

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

4.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del avión:

- a) Tipo, modelo y números de serie del avión, motor(es) y hélice(s);
- b) Las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del avión;
- c) Peso máximo certificado de despegue;
- d) Para cada vuelo, velocidad aerodinámica y temperatura del aire a la altitud de sobrevuelo determinada con instrumentos calibrados convenientemente;
- e) Para cada sobrevuelo, el rendimiento de los motores en función de la presión de admisión o de la potencia, velocidad de giro de la hélice en revoluciones por minuto y otros parámetros pertinentes determinados mediante instrumentos debidamente calibrados;
- f) La altura del avión por encima del suelo (véase 2.3.1);
- g) Los datos correspondientes de los fabricantes en relación con las condiciones de referencia pertinentes a d) y e) anteriores.

4.2 Correcciones de datos

4.2.1 Corrección del ruido en la fuente

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

4.2.1.2 No se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach en el extremo de las palas de la hélice iguales o inferiores a 0.70 si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0.014 del de referencia. Tampoco se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach superiores a 0.70 y que no exceden de 0.80, si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0.007 del de referencia.

Tampoco se necesita ninguna corrección para valores del número de Mach superiores a 0.80 si el número de Mach de ensayo difiere en menos de 0.005 del de referencia. No se necesita ninguna corrección por

variaciones del ruido en la fuente en función de la potencia, si la potencia de ensayo difiere en menos del 10% de la potencia de referencia para cualquier número de Mach en el extremo de las palas de la hélice. En el caso de aviones propulsados por hélice de paso fijo no se introducirán correcciones por cambios de potencia. Si el número de Mach en el extremo de las palas de la hélice y las variaciones de potencia con respecto a las condiciones de referencia se salen de los límites especificados, se introducirán correcciones basándose en los datos obtenidos con los aviones reales de ensayo o con aviones de configuración análoga que funcionen con motor y hélice iguales a los del avión que se esté homologando.

4.2.2 Corrección del ruido percibido en tierra.

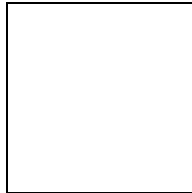
4.2.2.1 Las mediciones efectuadas a alturas que sean diferentes de 300 m (985 ft), se ajustarán a 300 m (985 ft) por la ley de la inversa de los cuadrados.

4.2.3 Corrección en función de los rendimientos.

Esta corrección tiene por objeto favorecer a los aviones de mayor rendimiento, que puedan ascender con un ángulo más abrupto y volar en el circuito de tránsito con menor potencia. Al propio tiempo, esta corrección perjudica a los aviones con un rendimiento limitado, que tiene como consecuencia una velocidad vertical de ascenso inferior y el empleo de potencias mayores en el circuito de tránsito.

4.2.3.1 Una corrección por rendimiento, determinada para el nivel del mar, para una temperatura de 15°C y limitada a un máximo de 5 dB(A), se aplicará utilizando el método que se describe en 4.2.3.2 y se sumará algebraicamente al valor medido.

4.2.3.2 La corrección por rendimientos se calculará utilizando la siguiente fórmula:



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.

4.2.3.2.1 Cuando la distancia de despegue no está certificada, se utiliza la cifra de 610 m para aviones monomotores y 825 m para aviones multimotores.

4.3 Validez de los resultados

4.3.1 El punto de medición se sobrevolará al menos cuatro veces. Los resultados del ensayo deberán proporcionar un valor medio en dB(A) y límites de confianza de 90%, siendo el nivel de ruido la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas referentes a todas las pasadas válidas de los ensayos en el punto de medición.

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

APENDICE "D" NORMATIVO

METODO DE EVALUACION PARA LA HOMOLOGACION EN CUANTO AL RUIDO DE LOS HELICOPTEROS CUYO PESO MAXIMO DE DESPEGUE CERTIFICADO NO EXCEDA DE 2,730 KG.

1. Introducción

1.1 Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al 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 las autoridades encargadas de la homologación.

1.2 Las instrucciones y procedimientos de este método tienen por objeto asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación efectuados con helicópteros de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los helicópteros señalados en el numeral 13 de la presente Norma.

2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido

2.1 Generalidades.

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación en cuanto al ruido y asimismo los procedimientos meteorológicos y de medición de la trayectoria de vuelo que han de utilizarse.

2.2 Medio ambiente del ensayo.

2.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por los helicópteros en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano, que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazado, 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 como está definido por un eje perpendicular, al suelo y por un semiángulo a 80° de ese eje.

2.2.1.1 Las personas que efectúan las mediciones pueden constituir ellas mismas obstáculos.

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

- a) Ausencia de participación;
- 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 y 10 m sobre el terreno (si el emplazamiento de medición se encuentra a una distancia igual o inferior a 2000 m de equipo de medición de condiciones meteorológicas de aeródromo, pueden utilizarse la temperatura, humedad relativa y velocidad del viento notificadas del aeródromo). 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. Los coeficientes de absorción como función de la temperatura y la humedad relativa figuran en la sección 7 del Apéndice 2 de esta Norma;
- c) Velocidad notificada del viento inferior o igual a 19 km/h (10 kt) y el componente de la velocidad del viento perpendicular a la dirección de vuelo inferior o igual a 9 km/h (5 kt) a una altura comprendida entre 1.2 m y 10 m sobre el terreno, y
- d) Ausencia de cualquier otra condición meteorológica anómala que influya notablemente en el nivel de ruido, en el momento de registrarlo en los puntos de medición especificados por las autoridades de la homologación.

2.3 Medición de la trayectoria de vuelo

2.3.1 La posición del helicóptero con relación al punto de referencia de la trayectoria de vuelo se determinará según un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, técnicas fotográficas de medición a escala u otros métodos aprobados por las autoridades encargadas de la homologación.

2.3.2 El ruido del helicóptero se medirá a una distancia suficiente para suministrar los datos necesarios durante el periodo en que el ruido difiera en menos de 10 dB(A) del valor máximo de dB(A).

2.3.3 Los datos de posición y de rendimiento que se necesitan para hacer los ajustes mencionados en la sección 5 de este Apéndice se registrarán a un ritmo de muestreo aprobado. El equipo de medición será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

2.4 Condiciones de ensayo en vuelo.

2.4.1 El ensayo para el ruido de sobrevuelo de helicópteros se efectuará a la velocidad aerodinámica que se indica en 13.5.2 de esta Norma, ajustando dicha velocidad según sea necesario, para producir el mismo número de Mach en el extremo de la pala que avanza del correspondiente a las condiciones de referencia.

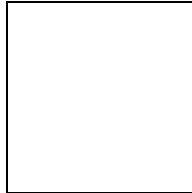
2.4.2 El número de Mach en el extremo de la pala que avanza (Mat) se define como la razón de la suma aritmética de la velocidad de rotación (V_t) del extremo de la pala y la velocidad verdadera del helicóptero (V_r) dividida por la velocidad del sonido (c) a 25°C de la manera siguiente:

$$\text{Mat} = \frac{(V_t + V_r)}{c}$$

3. Definición de unidad de medición del ruido

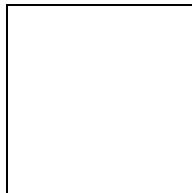
3.1 El valor del nivel de exposición al ruido L_{AE} se define como el nivel, en decibeles, de la integral con respecto al tiempo de la presión acústica de ponderación "A" (P_A) al cuadrado durante un periodo de tiempo o un suceso determinados, por referencia al cuadrado de la presión acústica normal de referencia (P_0) o 20 micropascales y una duración de referencia de un segundo.

3.2 Esta unidad se define mediante la expresión:



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.

3.3 Esta integral también puede expresarse de la manera siguiente:



en la que $L_A(t)$ es el nivel del ruido de ponderación "A" que varía en función del tiempo.

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

3.5 El SEL puede aproximarse mediante la expresión siguiente:

$$L_{AE} = L_{A\text{máx}} + DA$$

en la que DA es la tolerancia de duración dada por

$$DA = 10 \log_{10} \tau$$

siendo $\tau = (t_2 - t_1)/2$

$L_{A\text{máx}}$ se define como el nivel máximo, en decibeles, de la presión acústica de ponderación "A" (respuesta lenta) por referencia al cuadrado de la presión acústica normal de referencia P_0 .

4. Medición del ruido del helicóptero percibido en tierra

4.1 Generalidades.

4.1.1 El equipo de medición será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

4.1.2 Los datos referentes al nivel de presión acústica para fines de evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y métodos de medición que se ajusten a las especificaciones indicadas en 4.2.

4.2 Sistema de medición.

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

- a) Un sistema microfónico que tenga una respuesta de frecuencia compatible con la precisión especificada en 4.3 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, repuesta de frecuencia y gama dinámica sean compatibles con los requisitos de respuesta y precisión establecidos en 4.3, y
- d) Calibradores acústicos que utilicen ruido de onda sinusoidal o de banda ancha con nivel conocido de presión acústica. Si se usa el ruido de banda ancha, se describirá la señal en función de sus valores eficaces (media cuadrática), medio y máximo, correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

4.3 Equipo de captación, registro y reproducción.

4.3.1 Con la aprobación de las autoridades encargadas de la homologación se permite registrar el nivel de ruido producido por el helicóptero en una grabadora de cinta magnética para su evaluación posterior. Otra posibilidad consiste en registrar la evolución en función del tiempo del nivel de ruido de ponderación A con un registrador gráfico de nivel ajustado a respuesta "lenta" a partir del cual puede determinarse el valor SEL o bien, el SEL puede determinarse directamente con un sonómetro integrador que cumpla con las características indicadas por la autoridad encargada de la homologación.

4.3.2 Las características del sistema completo satisfarán las especificaciones señaladas por la autoridad encargada de la homologación.

4.3.3 En toda la gama de frecuencias de 5 a 11,500 Hz la respuesta del sistema completo a una onda sinusoidal progresiva, sensiblemente plana y de amplitud constante, estará dentro de los límites de tolerancia especificados por la autoridad encargada de la homologación.

4.3.4 La sensibilidad general del sistema de medición se verificará antes del inicio de los ensayos y a intervalos durante los ensayos, utilizando un calibrador acústico que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida.

4.3.4.1 Para este fin se utiliza por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 12 dB y 250 Hz.

4.3.5 Deberá emplearse una pantalla de protección contra el viento con el micrófono durante todas las mediciones del ruido del helicóptero. Las características de la pantalla deberán ser tales que al utilizarse, el sistema completo comprendida la pantalla de protección contra el viento satisfaga las especificaciones. Además, deberá conocerse la pérdida por inserción, a las frecuencias del pistófono, e incluirse en el nivel de referencia acústico para el análisis de las mediciones.

4.4 Procedimientos de medición del ruido

4.4.1 El micrófono será del tipo sensible a la presión, diseñado para que dé una respuesta casi uniforme en caso de incidencia tangencial.

4.4.2 El micrófono se montará de modo que el centro del elemento sensible se encuentre a 1.2 m (4 ft) por encima del nivel del suelo en la localidad y estará orientado para captar la incidencia tangencial, es decir, con el elemento sensible netamente situado en el plano determinado por la trayectoria nominal de vuelo del helicóptero y el lugar de medición. La disposición en que se haya montado el micrófono eliminará en lo posible las perturbaciones que su soporte podría introducir en los sonidos que hayan de medirse.

4.4.3 Si la señal de ruido se registra en cinta magnética, 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 normas, en los seis meses anteriores a la serie de ensayos, las variaciones admisibles de la salida relativa del generador en cada banda de tercio de octava, no excederán de 0.2 dB. Se efectuará un número suficiente de mediciones para garantizar que la calibración global del sistema sea conocida en cada ensayo.

4.4.4 Cuando una grabadora de cinta magnética forme parte de la cadena de medición, cada carrete o casete de cinta llevará para este fin, al comienzo y al final, 30 s de 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.

4.4.5 El ruido ambiente, que comprende tanto el ruido de fondo como 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 los niveles máximos de presión acústica del helicóptero no exceden de los niveles de presión acústica de fondo por lo menos en 15 dB(A), se podrán utilizar sobrevuelos a una altura inferior aprobada y los resultados se ajustarán al punto de medición de referencia mediante algún procedimiento aprobado.

5. Ajuste de los resultados de los ensayos

5.1 Cuando las condiciones de ensayo para la homologación difieran de las de referencia, se efectuarán los ajustes apropiados de los datos del ruido medido por los métodos de esta sección.

5.2 Correcciones y ajustes

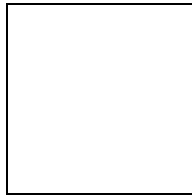
5.2.1 Los ajustes podrán limitarse a los efectos de las diferencias de propagación esférica entre la trayectoria de vuelo de ensayo y la trayectoria de vuelo de referencia del helicóptero (y entre la velocidad aerodinámica de referencia y la ajustada). No es necesario aplicar ningún ajuste para compensar las diferencias de atenuación atmosférica entre las condiciones meteorológicas de ensayo y de referencia y entre las velocidades de ensayo y de referencia del helicóptero respecto al suelo.

5.2.2 Los ajustes por propagación esférica pueden aproximarse aplicando:

$$\Delta_1 = 12.5 \log_{10} (H/150) \text{ dB}$$

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

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



siendo D_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 13.5.2 de esta Norma y V_{ar} es la velocidad aerodinámica de referencia en 2.4.1 de este Apéndice.

6. Notificación de datos a las autoridades encargadas de la homologación y validez de los resultados

6.1 Notificación de datos

6.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la sección 4 de este Apéndice.

6.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos los datos de rendimiento del helicóptero, así como los datos meteorológicos.

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

- a) Temperatura y humedad relativa del aire;
- b) Velocidades y direcciones del viento; y
- c) Presión atmosférica.

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

6.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del helicóptero:

- a) El tipo, modelo y números de serie del helicóptero, motores y rotores;
- b) Las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del helicóptero;
- c) 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 rendimiento de los motores en cada demostración, y
- f) La altura del helicóptero por encima del suelo en cada demostración.

6.2 Notificación de las condiciones de referencia para la homologación en cuanto al ruido.

Los datos sobre la posición y la pertormance del helicóptero y las mediciones del ruido se corregirán de acuerdo con las condiciones de referencia para la homologación en cuanto al ruido que se especifican en el numeral 13.5 de la presente Norma Oficial Mexicana. Se notificarán estas condiciones, comprendidos los parámetros, los procedimientos y las configuraciones de referencia.

6.3 Validez de los resultados.

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

6.3.2 Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90%, que no exceda de ± 1.5 dB(A). Del proceso de promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifiquen de otro modo las autoridades encargadas de la homologación.

APENDICE "E" NORMATIVO

METODO DE EVALUACION PARA LA HOMOLOGACION EN CUANTO AL RUIDO DE LOS AVIONES DE NO MAS DE 8,618 KG PROPULSADOS POR HELICE. SOLICITUD DEL CERTIFICADO DE AERONAVEGABILIDAD PARA EL PROTOTIPO ACEPTADA EL 17 DE NOVIEMBRE DE 1988 O DESPUES DE ESA FECHA

1. Introducción

1.1 Este método de evaluación del ruido comprende:

- a) Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido;
- b) Equipo de medición del ruido;
- c) Medición del ruido de aviones percibido en tierra;
- d) Ajuste de los datos de ensayo, y
- e) Notificación de los datos a las autoridades encargadas de la homologación y validez de los resultados.

1.2 Las instrucciones y procedimientos de este método se han delineado claramente para asegurar la uniformidad de los ensayos de homologación y para poder comparar entre sí los ensayos efectuados con aviones de varios tipos en diversos lugares geográficos. El método se aplica únicamente a los aviones comprendidos en el numeral 12 de la presente Norma.

2. Condiciones de ensayo y medición para la homologación en cuanto al ruido

2.1 Generalidades.

En esta sección se prescriben las condiciones en que se llevarán a cabo los ensayos de homologación en cuanto al ruido, así como también los procedimientos que corresponderá usar para medir el ruido producido por el avión objeto de ensayo.

2.2 Condiciones generales de los ensayos.

2.2.1 Los lugares en que se mida el ruido producido por los aviones en vuelo estarán rodeados de terreno relativamente llano que no se caracterice por una absorción excesiva del sonido, como la que podría deberse a hierba densa y apelmazada, arbustos o zonas cubiertas de bosque. Dentro de un espacio cónico, cuyo vértice coincida con el punto de medición, no habrá ningún obstáculo que pueda influir de una forma significativa en el campo sonoro procedente del avión.

Dicho cono está definido por un eje perpendicular al suelo y por un semiángulo de 75° respecto a ese eje.

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

- a) Ausencia de precipitación;
- b) Humedad relativa no superior al 95% ni inferior al 20% y temperatura ambiente no superior a 35°C ni inferior a 2°C;
- c) Viento notificado no superior a 19 km/h (10 kt) y componente transversal no superior a 9 km/h (5 kt), utilizando un promedio correspondiente a 30 s;

- d) Ausencia de cualquier otra condición meteorológica anómala que influya notablemente sobre el nivel de ruido del avión, cuando se registra en los puntos de medición especificados por las autoridades encargadas de la homologación, y
- e) Las mediciones meteorológicas deben llevarse a cabo entre 1.2 m y 10 m sobre el nivel del suelo. Si el lugar de la medición se encuentra dentro de una superficie de 2,000 m de la estación meteorológica del aeropuerto, podrán utilizarse las mediciones obtenidas desde esta estación.

2.3 Procedimientos de ensayo del avión

2.3.1 El programa de ensayo en vuelo se iniciará con el peso máximo de despegue del avión, y dicho peso se ajustará a este valor máximo después de cada hora de vuelo.

2.3.2 Los ensayos en vuelo se realizarán a la velocidad aerodinámica indicada $V_y \pm 9$ km/h (5 kt).

2.3.3 La posición del avión con respecto al punto de referencia de la trayectoria de vuelo se determinará por un método independiente de los instrumentos normales de a bordo, por ejemplo, por seguimiento radar, triangulación con teodolito, o fototelemetría, aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

2.3.4 La altura del avión al volar directamente por encima del micrófono se medirá por un método aprobado. El avión sobrevolará el micrófono con un margen de $\pm 10^\circ$ con respecto a la vertical y a una altura que no difiera en más del 20% de la de referencia (véase la figura 6-1).

2.3.5 La velocidad, posición y datos de performance del avión necesarios para hacer las correcciones mencionadas en la sección 5 de este Apéndice, se registrarán en el momento en que el avión vuele directamente por encima del emplazamiento de medición. El equipo de medición será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

2.3.6 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 el avión de ensayo esté equipado con taquímetros mecánicos.

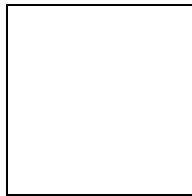


FIGURA 6-1. PERFILES DE ENSAYO Y DE REFERENCIA TÍPICOS

3. Definición de la unidad de medición del ruido

El L_{Amax} se define como el nivel máximo, en decibeles, de la presión acústica de ponderación "A" (respuesta lenta) respecto al cuadrado de la presión acústica normal de referencia (P_0) de 20 micropascales (μPa).

4. Medición del ruido del avión percibido en tierra

4.1 Generalidades

4.1.1 El equipo de medición será aprobado por las autoridades encargadas de la homologación.

4.1.2 Los datos referentes al nivel de presión acústica para fines de evaluación del ruido se obtendrán mediante equipo acústico y método de medición que se ajusten a las especificaciones indicadas en el numeral 4.2 siguiente.

4.2 Sistema de medición

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

- a) Un sistema microfónico que tenga una respuesta de frecuencia compatible con la precisión especificada en 4.3 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 está midiendo;
- c) Equipo de registro y reproducción cuyas características, respuesta de frecuencia y gama dinámica sean compatibles, con los requisitos de respuesta y precisión previstos en 4.3;

- 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, la señal se describirá por sus valores eficaz, medio y máximo, correspondientes a un nivel de señal que no sea de sobrecarga.

4.3 Equipo de captación, registro y producción

4.3.1 Se registrará el nivel acústico producido por el avión. Son aceptables, a juicio de las autoridades encargadas de la homologación, las grabadoras de cinta magnética, los registradores gráficos de niveles de ruido o los sonómetros.

4.3.2 Las características del sistema completo satisfarán las especificaciones de las autoridades encargadas de la homologación.

4.3.3 En toda la gama de frecuencias de 45 a 11,500 Hz la respuesta total del sistema a una onda sinusoidal progresiva, sensiblemente plana y de amplitud constante, estará dentro de los límites de tolerancia especificados por las autoridades encargadas de la homologación.

4.3.4 La sensibilidad general del sistema de medición se verificará antes del inicio de los ensayos y a intervalos durante los ensayos, utilizando un calibrador acústico que produzca un nivel conocido de presión acústica a una frecuencia también conocida.

4.3.4.1 Para este fin se utilizará por lo general un pistófono que funciona nominalmente a 124 dB y 250 Hz.

4.3.5 Si se utiliza una grabadora de cinta, el nivel máximo de ruido de ponderación "A" $L_{Am\acute{a}x}$ puede determinarse utilizando un registrador gráfico de nivel o alguno digital equivalente.

4.4 Procedimiento de medición del ruido

4.4.1 El micrófono será del tipo de presión de 12.7 mm de diámetro, con parrilla de protección. Se montará en posición invertida de manera que el diafragma se coloque paralelo y a 7 mm por encima de una placa metálica. Esta placa pintada de blanco, tendrá un diámetro de 40 cm y un espesor de por lo menos 2.5 mm y se colocará horizontalmente al ras del suelo circundante, sin que haya cavidades debajo de ella. El micrófono se colocará a tres cuartos de la distancia que haya entre el centro y el borde, a lo largo de un radio perpendicular a la línea de vuelo del avión de ensayo.

4.4.2 Si la señal de ruido se registra en cinta magnética, la respuesta de frecuencia del sistema eléctrico se determinará durante cada serie de ensayos a un nivel que difiera como máximo de 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 normas, en los seis meses anteriores a la serie de ensayos; las variaciones admisibles de la salida relativa del generador en cada banda de tercio de octava, no excederán de 0.2 dB. Se efectuará un número suficiente de mediciones para garantizar que la calibración global del sistema sea conocida en cada ensayo.

4.4.3 Cuando una grabadora de cinta magnética forme parte de la cadena de medición, cada carrete o casete de cinta magnética llevará para este fin, al comienzo y al final, 30 s de 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.

4.4.4 El ruido ambiente, que comprende tanto el ruido de fondo como el ruido eléctrico de los sistemas de medición, se determinará en la zona de ensayo ajustando la ganancia del sistema a los niveles utilizados para las mediciones del ruido del avión. Si los niveles máximos de presión acústica del avión no exceden de los niveles de presión acústica de fondo por lo menos en 10 dB (A), se utilizará un punto de medición del ruido de despegue más cercano al inicio del recorrido de despegue y los resultados se ajustarán al punto de medición de referencia mediante algún procedimiento aprobado.

5. Ajustes de los resultados de los ensayos

5.1 Cuando las condiciones de ensayo para la homologación difieran de las de referencia, se efectuarán ajustes apropiados de los datos del ruido medido, por los métodos de esta sección.

5.2 Correcciones y ajustes.

5.2.1 Los ajustes se aplican para tener en cuenta lo siguiente:

- a) Diferencias de absorción atmosférica entre las condiciones meteorológicas del ensayo y las de referencia;

- b) Diferencias de longitud de la trayectoria de ruido entre la trayectoria de vuelo real del avión y la de referencia;
- c) Variación del número de Mach en el extremo de la hélice entre las condiciones de ensayo y las de referencia; y
- d) Variación de la potencia de los motores entre las condiciones de ensayo y las de referencia.

5.2.2 El nivel de ruido en las condiciones de referencia ($L_{Amáx}$) REF se obtiene añadiendo al nivel de ruido del día del ensayo ($L_{Amáx}$) TEST los incrementos correspondientes a cada uno de los efectos indicados.

$$(L_{Amáx})_{REF} = (L_{Amáx})_{TEST} + \Delta(M) + \Delta 1 + \Delta 2 + \Delta 3$$

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 6-2, 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 6-2, entonces deben aplicarse ajustes por algún procedimiento aprobado o añadiendo un incremento $\Delta(M)$ a los niveles de ruido del día de ensayo siendo,

$$\Delta(M) = 0.01 (H_{T\alpha} - 0.2 H_R)$$

y H_T la altura en metros del avión de ensayo al sobrevolar directamente el punto de medición, H_R la altura de referencia del avión por encima del punto de medición del ruido y α es el régimen de absorción a 500 Hz especificado en las tablas 1-5 a 1-16 del Apéndice 1 de la presente Norma;

- b) Los niveles del ruido medidos deberán ajustarse en función de la altura del avión por encima del punto de medición del ruido el día de referencia, añadiendo algebraicamente un incremento igual a $\Delta 1$. Si las condiciones del día de ensayo están dentro de los límites especificados en la figura 6-2:

$$\Delta 1 = 22 \log (H_T/H_R)$$

Si las condiciones del día de ensayo se salen de los límites especificados en la figura 6-2:

$$\Delta 1 = 20 \log (H_T/H_R)$$

siendo H_T la altura del avión directamente sobre el punto de medición del ruido y H_R la altura de referencia del avión por encima del punto de medición.

- c) No son necesarios ajustes por variaciones del número de Mach en los extremos de la hélice si el número de Mach es:

- 1) Igual o inferior a 0.70 y no difiere en más de 0.014 del número de Mach de referencia;
- 2) Superior a 0.70, sin exceder de 0.80, y no difiere en más de 0.007 del número de Mach de referencia,
- 3) Superior a 0.80 y no difiere en más de 0.005 del número de Mach de referencia. Cuando se utilice un taquímetro mecánico, si el número de Mach en los extremos de la hélice es superior a 0.8 y no difiere en más de 0.008 del número de Mach de referencia.

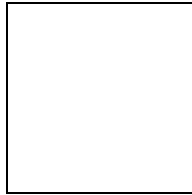
Fuera de esos límites, los niveles de ruido medidos se ajustarán en función del número de Mach en los extremos de la hélice añadiendo algebraicamente un incremento igual a:

$$\Delta 2 = K_2 \log (M_R/M_T)$$

siendo M_T y M_R los números de Mach en el extremo de la hélice del avión de ensayo y del de referencia, respectivamente. El valor de K_2 se determinará a partir de los datos aprobados del avión de ensayo. Si no se dispusiera de datos de ensayos en vuelo y, a juicio de las autoridades encargadas de la homologación, podrá utilizarse el valor $K_2 = 150$ si M_T es inferior a M_R , pero, si M_T es superior o igual a M_R , no se aplica ninguna corrección.

Nota: El número de Mach de referencia en los extremos de la hélice MR es el que corresponde a las condiciones de referencia por encima del punto de medición:

siendo:



- D Es el diámetro de la hélice en metros.
- V_T Es la velocidad 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:

$$\Delta 3 = K_3 \log (P_R/P_T)$$

donde:

P_T y P_R son las potencias del motor de ensayo y de referencia obtenidas de las indicaciones de presión de admisión/par y de las RPM del motor. K_3 se determinará a base de los datos aprobados del avión de ensayo. Si no se dispusiese de datos de ensayos en vuelo, y a discreción de las autoridades encarnadas de la homologación, podrá utilizarse el valor $K_3=17$. La potencia de referencia P_R será la que se obtiene a la presión y temperatura de la altura de referencia suponiendo un gradiente vertical de temperatura ISA con altura.

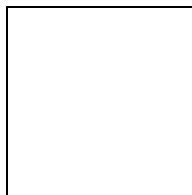


FIGURA 6-2. VENTANA DE MEDICION SIN NINGUNA CORRECCION POR ABSORCION

6. Notificación de datos a las autoridades encargadas de la homologación y validez de los resultados

6.1 Notificación de datos.

6.1.1 Se notificarán los niveles de presión acústica, medidos y corregidos, que hayan sido obtenidos por medio de equipo que satisfaga las disposiciones de la sección 4 de este Apéndice.

6.1.2 Se notificará el tipo de equipo utilizado para medir y analizar los datos acústicos, los datos de performance del avión, así como los datos meteorológicos.

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

- a) Temperatura y humedad relativa del aire;
- b) Velocidades y direcciones del viento, y
- c) Presión atmosférica.

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

6.1.5 Se notificará la siguiente información acerca del avión:

- a) Tipo, modelo y números de serie del avión, motores y hélices;
- b) Las modificaciones o el equipo de opción, que pudieran afectar las características de ruido del avión;
- c) 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, el rendimiento de los motores en función de la presión de admisión o de la potencia, velocidad de giro de la hélice en revoluciones por minuto y otros parámetros pertinentes determinados mediante instrumentos debidamente calibrados;
- f) La altura del avión por encima del punto de medición, y
- g) Los datos correspondientes del fabricante, en relación con las condiciones de referencias pertinentes a d), e), y f).

6.2 Validez de los resultados

6.2.1 Se sobrevolará el punto de medición por lo menos seis veces. Los resultados de los ensayos proporcionarán un valor nivel medio de ruido (L_{Amax}) y sus límites de confianza del 90%, siendo el nivel de ruido la media aritmética de las mediciones acústicas corregidas de cada uno de los vuelos de ensayo válidos sobre el punto de medición.

6.2.2 Las muestras serán lo suficientemente amplias para poder establecer estadísticamente un límite de confianza del 90% que no exceda de 1.5 dB(A). Del proceso de promediación no se omitirá ninguno de los resultados de los ensayos, a menos que lo especifiquen de otro modo las autoridades encargadas de la homologación.

APENDICE "F" NORMATIVO

INFORME DEL CUMPLIMIENTO DE LOS NIVELES DE RUIDO PRODUCIDO POR LAS AERONAVES DE LA NOM-036-SCT3-2000

SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

SUBSECRETARIA DEL TRANSPORTE

DIRECCION GENERAL DE AERONAUTICA CIVIL

DEPARTAMENTO DE INGENIERIA AERONAUTICA

Cumplimiento de los Niveles de Ruido producido por las Aeronaves de la NOM-036-SCT3-2000

CONCESIONARIO, PERMISIONARIO U OPERADOR DE LA(S) AERONAVE(S): _____																					
FECHA DEL REPORTE: _____																					
CANTIDAD TOTAL DE AERONAVES DE LA FLOTA																					
No. DE AERONAVES (CUMPLEN): _____ % CUMPLIENDO _____																					
No. DE AERONAVES (NO CUMPLEN): _____																					
PLANEACION DE RETIRO DE AERONAVES Y MOTORES																					
AERONAVES	MOTORES	NIVEL DE CUMPLIMIENTO*																			
<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <th style="text-align: left; width: 10%;">AÑO</th> <th style="text-align: left;">MARCA/MODELO/SERIE/MATRICULA</th> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">2001</td> <td>_____</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">2002</td> <td>_____</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">2003</td> <td>_____</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">2004</td> <td>_____</td> </tr> </table>	AÑO	MARCA/MODELO/SERIE/MATRICULA	2001	_____	2002	_____	2003	_____	2004	_____	<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <th style="text-align: left;">MARCA/MODELO/SERIE</th> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> </table>	MARCA/MODELO/SERIE	_____	_____	_____	_____	<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> <tr> <td>_____</td> </tr> </table>	_____	_____	_____	_____
AÑO	MARCA/MODELO/SERIE/MATRICULA																				
2001	_____																				
2002	_____																				
2003	_____																				
2004	_____																				
MARCA/MODELO/SERIE																					

PRESENTADO POR: _____																					
CARGO: _____ TELEFONO: _____																					

*** Notas:** Los concesionarios, permisionarios u operadores que operen aeronaves que cuenten con un certificado de emisión de ruido emitido por la autoridad del país fabricante que correspondan al cumplimiento de los límites de emisión de ruido establecidos en la sección 5 de la presente Norma para diversas condiciones de operación deberá ser presentado a la Autoridad Aeronáutica.

Se tomará como base el Peso máximo de despegue de diseño de la aeronave.

* Se anotará en los renglones de cada aeronave la sección de la presente Norma correspondiente a los límites de emisión de ruido que se cumplen, además del Capítulo equivalente del Anexo 16 de la OACI.
