



PONTIFICIA **UNIVERSIDAD CATÓLICA** DEL PERÚ

Esta obra ha sido publicada bajo la licencia Creative Commons
Reconocimiento-No comercial-Compartir bajo la misma licencia 2.5 Perú.

Para ver una copia de dicha licencia, visite
<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/pe/>



PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ

ESCUELA DE GRADUADOS



RUIDO DE AEROPUERTOS. ESTUDIO DEL PROBLEMA DE
RUIDO EN EL AEROPUERTO JORGE CHÁVEZ,
SITUACIÓN ACTUAL Y PROPUESTAS DE SOLUCIÓN.

Tesis para optar el Grado Académico de

MAGISTER EN FÍSICA APLICADA

Presentada por

JORGE CARLOS MOY RIVERA

2002

LIMA - PERÚ

Pontificia Universidad Católica del Perú

Resumen de Tesis
Maestría en Física Aplicada

“Ruido de aeropuertos. Estudio del problema de ruido en el Aeropuerto Jorge Chávez, situación actual y propuestas de solución”

Jorge Carlos Moy Rivera
2002

En la presente tesis se realiza una investigación de los aspectos teóricos del problema de ruido aéreo, desde el estudio de las fuentes de ruido, como son: el ruido aerodinámico, ruido de los diferentes tipos de motores así como su propagación en la atmósfera. Se tratan las diferentes métricas de sonido así como los efectos del ruido fisiológicos y psicológicos de ruido aéreo sobre las personas afectadas. Se describen además las diferentes técnicas desarrolladas para la atenuación del ruido de aeronaves tanto a nivel de tecnología de motores como de procedimientos operacionales de despegue y aterrizaje de los aviones. Se presenta además a modo de anexo una serie de temas que hacen de la tesis una obra auto contenida y accesible a un amplio rango de personas. Dada la escasez de material bibliográfico sobre este tema en nuestro idioma, la tesis constituye una fuente de información valiosa para todo aquel interesado en el tema.

La segunda parte de la tesis, es el trabajo de investigación el cuál exigió desarrollar una metodología original y propia, dada la falta de referentes anteriores sobre el tema. Esta metodología fue contrastada posteriormente con trabajos similares realizados en Canadá por el asesor de la Tesis, encontrándose similitudes tanto en procedimientos como en las mediciones. Los resultados y propuestas esta investigación fueron usadas por el Ministerio de Transportes y Comunicaciones para dar una legislación sobre la modernización de la flota aérea nacional.

1. *Introducción*

El problema del ruido aeronutico cobra importancia a partir de la dcada de 1950 con el advenimiento de los aviones propulsados por turbinas, los cuales por su mismo diseño ge-neraban grandes cantidades de ruido y como consecuencia de esto las quejas de los moradores de las cercanías de los aeropuertos se hicieron más frecuentes y enérgicas.

El incremento constante en el número de aeronaves producidas y por ende el aumento de la frecuencia de vuelos desde dicha década provocó un aumento de los niveles de ruido, aumentando molestia y descontento en las personas afectadas.

El problema del ruido areo es complejo en su análisis y estudio debido al gran número de parámetros, no sólo físicos, que se deben considerar; por ejemplo, el grado de tolerancias a las intromisiones sonoras depende fundamentalmente de las características propias de cada persona o grupos de personas. Por tal motivo desde la década del 50, y aún hasta la fecha, se realizaron estudios que buscaban correlacionar las caractersticas del ruido con sus efectos de molestia sobre las personas, estos estudios han llevado a una serie de métricas y metodologías que permiten entender y atenuar los efectos del ruido en los seres humanos.

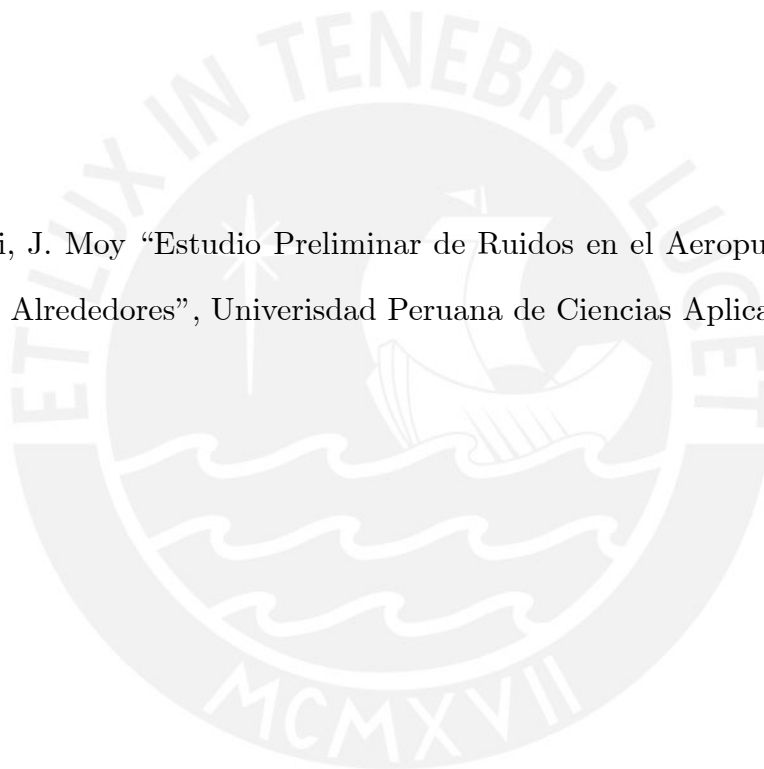
Paralelamente se estudió de forma teórica y experimental la producción y la propa-gación del sonido en la atmósfera. Desde su creación, los aeropuertos, han sido puentes importantes para el comercio y el transporte de personas a cualquier lugar del mundo y es por este motivo que los gobiernos (y manejadores de aeropuertos) buscan ampliar y/o potenciar sus aeropuertos, debido, lógicamente, a que un aumento de las operaciones areas conlleva a un aumento de los bienes generados y en consecuencia al progreso eco-nómico del país. Sin embargo este progreso tiene un costo y es el de castigar a lo mora-dores (especialmente aquellos de las zonas situadas debajo de la ruta de los aviones) con dosis peligrosamente altas de ruido, ocasionado por el sobrevuelo de los aviones. En este sentido las soluciones a dicho ruido, deben sopesar por un lado, el beneficio económico para el país que representa tener un aeropuerto; y por el otro, el perjuicio causado a las personas que viven en los alrededores del aeropuerto.

El propósito de esta tesis es la de dar una visión integral del ruido aéreo desde el punto de vista físico acústico de la generación y propagación del ruido causado por aviones y un punto de vista de la respuesta -psicológica y fisiológica- humana, para poder comprender este problema a cabalidad.

Finalmente y como uno de los aportes más importantes de esta tesis se incluye el estudio de ruidos aeronuticos realizados por el autor de esta tesis [1.1], durante los años 1999 y 2000 en el que se hace un análisis del estado actual de la flota aérea peruana y su impacto sobre la población.

Referencias

[1.1] M. Segami, J. Moy “Estudio Preliminar de Ruidos en el Aeropuerto Internacional Jorge Chavez y Alrededores”, Univerisdad Peruana de Ciencias Aplicadas, 2000.



2. Antecedentes históricos

Los avances científicos conllevan casi siempre al cuestionamiento de los posibles efectos colaterales que éstos puedan tener a largo plazo aunque no siempre nos damos cuenta a tiempo (como por ejemplo el uso de CFCs¹ desde la década de 1950 y que a la larga están causando tantos problemas a nivel mundial). En el caso del transporte aéreo, los aspectos de seguridad son los principales aunque se debe señalar que la polución de gases y el ruido forman un conjunto de efectos que a largo plazo pueden traer consecuencias. Sin embargo, debido a los beneficios económicos que pudieran traer, la humanidad ha aprendido a vivir con sus potenciales efectos, pero teniendo en cuenta que es necesaria la protección del medio ambiente.

En la década de 1960 es que los aspectos de la polución sonora cobran importancia mundial al comenzar las líneas aéreas el uso de nuevas naves propulsadas por jets. Es en este punto que se generaron los primeros enfrentamientos entre dichas líneas y las poblaciones afectadas ya sea a nivel administrativo y/o legal.

Hagamos primero una breve reseña de la historia de la aviación moderna. Después de la segunda guerra mundial las aeronaves propulsadas por hélice eran el único método de transporte comercial disponible, hasta que en 1952 apareció el Comet de la compañía inglesa Havilland. Sin embargo, tuvieron una accidentada aparición (varios aviones se desintegraron en pleno vuelo; posteriormente se averiguó que el problema residía en la fatiga de materiales del fuselaje). No obstante estas fallas iniciales al finalizar la década aparecieron el cuatri turbina Boeing 707 y el Douglas DC-8.

Debido al éxito de estas naves para rutas largas, los diseñadores produjeron aviones de dos y tres motores para rutas más cortas, como el European Sud Aviation Caravelle, de Havilland Trident, British Aircraft Corporation 1-11, y los más exitosos Douglas DC-9 y los Boeing 727 y 737 de los EEUU. A fines de la década del 60 cerca de 2000 aviones jet dejaron atrás a los propulsados por hélice. En este momento este nuevo tipo de aeronave resulta más atractivo a los ejecutivos y gente de negocios de modo que se cuenta ahora con una importante cantidad de jets privados a nivel mundial.

1. CFCs Clorofluorocarbonos

En la actualidad existen cerca de 10000 aviones comerciales en todo el mundo; y si consideramos la flota de jets privados ronda dicha cifra, llegaremos a la conclusión que el problema de ruido es grave.

Ya a fines de la década de 1960, los grupos de acción local contra el ruido presionaron a los propietarios de los aeropuertos y a las autoridades locales a establecer ciertos niveles mínimos de ruido, además de ciertos procedimientos de atenuación en el despegue. Se colocaron además estaciones de monitoreo de ruido alrededor de los aeropuertos para vigilar que dichos niveles mínimos no se sobrepasaran. Sin embargo al ser este un problema que no solo afecta a un país sino a muchos, surgió la necesidad de una certificación. Esto ocurría alrededor de 1970 en el momento de la aparición de aeronaves menos ruidosas.

La certificación de ruido de aeronaves se refiere al proceso por el cual el fabricante de una aeronave demuestra que alcanza ciertos estándares básicos de ruido y seguridad antes de que entre en servicio comercial. Estos requerimientos básicos no fueron muy exigentes si no hasta finalizar la década de los 70's tiempo en el cual se requerían de naves cada vez más silenciosas.

Hoy en día toda aeronave civil, independientemente del tipo, forma, tamaño, peso o diseño de propulsión, tiene que satisfacer los requerimientos de ruido de todos los estados que los producen y los países signatarios de la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) 1949, de la Convención de Aviación Civil de Chicago. Estas certificaciones de ruido y seguridad son complementadas por una serie de procedimientos operacionales de atenuación de ruidos sin menoscabo de que algún país prohíba la compra de aviones "antiguos" o "ruidosos".

Esta determinación de los estados para no comprar aviones antiguos dieron de baja rápidamente a aviones como el DC-8, B-707, de Trident y Sud Caravelle antiguos. No obstante, en el Perú los DC-8 y los B-707 son comúnmente usados hasta la fecha. A nivel internacional las restricciones para las operaciones de aeronaves "ruidosas" durante la década de 1990, obligaron a muchas compañías a comprar nuevas aeronaves más silenciosas y pasar al retiro las más antiguas. El monto de inversión para el mejoramiento del problema de ruido añade 2000 millones de dolares al año.

En el Perú por cuestiones económicas, de subdesarrollo y sin una conciencia clara de los efectos que el ruido puede causar, con inexistentes políticas ambientales y una población dispuesta a asumir una dosis de ruido extrema a cambio de un terreno para vivir; con municipios con nulos conocimientos sobre el tema y con urgencia (muchas veces con fines políticos o económicos) de dar autorización de construcción sin una adecuada zonificación; el problema de ruido aeronáutico se torna a inicios del siglo 21, en un problema grave y desatendido hasta hace muy pocos años.

En el ámbito político los diferentes gobiernos no han reliazado acciones adecuadas a la hora de plantear el problema de ruido. Los lobbies de dichos intereses hicieron que las acciones contra las aeronaves ruidosas no tuvieran éxito. Sin embargo, debido a los compromisos internacionales asumidos por el Perú lo obligaron a tomar medidas al respecto.

En este sentido, en 1999, el Ministerio de Transportes y Comunicaciones inició contactos con la Universidad Peruana de Ciencias Aplicadas para el estudio de la situación actual del problema de ruido. Posteriormente en base a este estudio dicho Ministerio dio la Directiva Técnica N°1 en el que se da a conocer una serie de objetivos con el fin de modernizar la flota aérea peruana para cumplir los estándares internacionales para el 2003, fecha a partir de la cuál los aviones “ruidosos” habrán de pasar al retiro.

3. Fuentes de ruido en aeronaves

3.1 Ruido de aeronaves

El flujo de aire a través del fuselaje del avión, necesario para su sustentación durante el vuelo, provoca turbulencias que son fuentes generadoras de ruido. En ubicaciones específicas del avión como en las turbinas, las grandes diferencias de presión y temperatura, producen discontinuidades en los flujos de aire lo cuál también produce grandes cantidades de ruido. Existen otros tipos de generadores de ruido, como los alerones y el tren de aterrizaje, lo que a su vez aumenta el número de fuentes de ruido.

Las situaciones críticas de generación de ruido en relación a la comunidad están en las operaciones de despegue y aterrizaje (sobre todo en el despegue, en el que se aplica mayor potencia a los motores). Las operaciones en tierra tienen un menor efecto sobre la población debido a la atenuación por superficie; sin embargo, este último efecto puede reducirse por condiciones atmosféricas adversas que conducen el ruido del aeropuerto a zonas pobladas, como se discute en el capítulo 5.

3.2 Ruido aerodinámico

El ruido aerodinámico se genera por el flujo de aire en el fuselaje del avión, en distancias que pueden ser de pocos centímetros (por ejemplo en los bordes de las ventanillas) hasta distancias de varios metros (como sucede con las alas o el fuselaje entero); en donde se producen turbulencias que varían considerablemente. Estas turbulencias aparecen en el campo lejano como ruidos de banda ancha cuyos componentes espectrales dependen fuertemente del tamaño y la forma del avión y de la velocidad del flujo del aire en el exterior de la estructura. En la Figura 3.2.1 se muestran los principales puntos generadores de ruido aerodinámico.

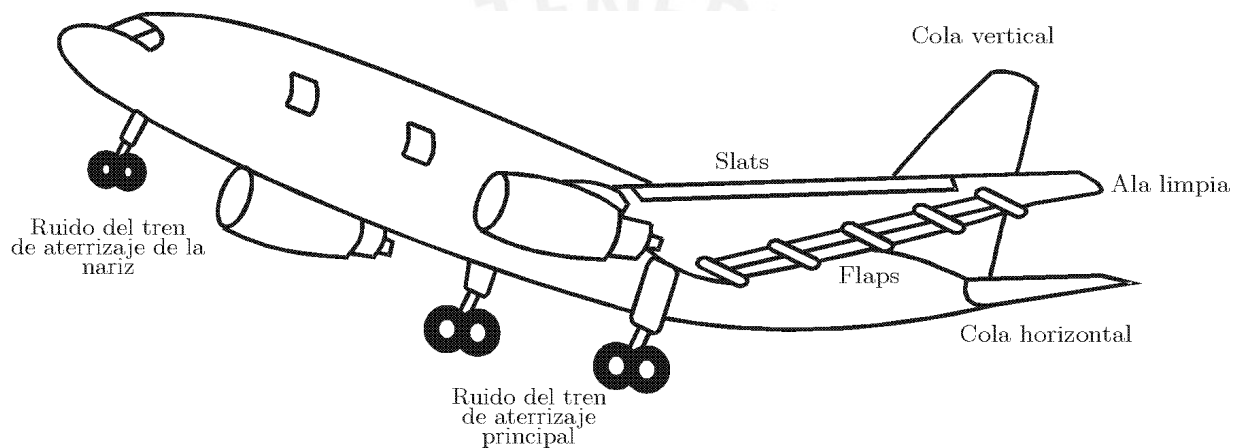


Figura 3.2.1. Fuentes de ruido aerodinámico

El sonido así generado se propaga por la atmósfera hasta llegar a los receptores en tierra o a través del fuselaje a los pasajeros en la cabina. Este ruido es claramente percibido por los pasajeros durante las fases de despegue y aterrizaje, disminuyendo luego a las alturas de crucero debido a la disminución de la presión atmosférica. Se han realizado estudios[3.1],[3.2], que demuestran que este ruido añadido, al generado por las turbinas, depende de la potencia quinta de la velocidad.

En [3.3], se realiza un estudio de modelos a escala en el que se demuestra que si se excluyen los picos pronunciados de baja frecuencia, cuyas frecuencias no varían con el flujo de la velocidad del aire y que probablemente se deban a tonos generados por cavidades, entonces la comparación de los modelos a escala con los modelos reales relativos al ruido aerodinámico obedecen la siguiente relación para L (nivel de presión sonora) en tercios de octava,

$$L_F = L_M + 10 \log \left[\lambda^{-2} \left(\frac{U_F}{U_M} \right)^5 \left(\frac{r_M}{r_F} \right)^2 \right] \quad [3.2.1]$$

y para frecuencias centrales de octava :

$$f_F = \lambda f_M \left(\frac{U_F}{U_M} \right) \quad [3.2.2]$$

Donde:

L_F = Nivel de presión sonora del modelo real (ver sección 5.4)

L_M = Nivel de presión sonora del modelo a escala (ver sección 5.4)

λ = Factor de escala.

U_F = Velocidad de vuelo del modelo real.

U_M = Velocidad de vuelo del modelo a escala.

r_F = Distancia al observador en el modelo real.

r_M = Distancia al observador en el modelo a escala.

Dependiendo del despliegue de los alerones (flaps), los bordes de ala (slats) y los trenes de aterrizaje, el ruido aerodinámico varía considerablemente. Este efecto se nota sobre todo en el momento del aterrizaje, debido a que en esta fase se generan turbulencias en el tren de aterrizaje y los alerones. Durante el vuelo de crucero se tiene una situación de vuelo “limpio” puesto que el tren de aterrizaje, los slats y los flaps se han retraído y las compuertas se han cerrado. En esta situación el ruido dominante es el de las alas [3.4] y en los planos de cola perpendiculares (cola vertical y horizontal). Se han observado, además del sonido de banda ancha, algunos tonos dominantes asociados a cavidades o discontinuidades de la superficie del avión. Como ejemplo de discontinuidades podemos mencionar el tren de aterrizaje. Se ha observado que durante el vuelo limpio, estos tonos tienden a desaparecer y como resultado los niveles de ruido disminuyen; no obstante, esto sucede en situaciones de vuelo de crucero en donde por cuestiones de distancia el ruido del avión no afecta mucho a la población en tierra o simplemente no lo hace. Por otro lado durante los procesos de despegue y aterrizaje, cuando las alturas son menores y por tanto su efecto sobre la población es mayor, este tipo de ruido se hace notorio. Es más, desde el punto de vista del observador en tierra, el ruido aerodinámico, es mayor

durante la etapa de aproximación final donde la velocidad disminuye y la necesidad de sustentación aumenta modificando para ello el piloto la disposición de los alerones además de abrir el tren de aterrizaje. Estudios realizados durante la década de 1970 [3.5] y [3.6], muestran los efectos de los trenes de aterrizaje abiertos durante el sobrevuelo. Estos estudios demuestran que es posible obtener hasta 10 dB más de ruido al tener los trenes de aterrizaje abiertos. Es necesario apuntar que los resultados dependen de la forma particular de cada avión. En [3.7] se analizan datos de ruido para una serie de aviones obteniéndose:

$$L_{OA} = 10 \log \left[\left(\frac{\sin \Theta}{r} \right)^2 \frac{U^6 S}{(AR)^4} \right] + 28.0 \text{dB} \quad [3.2.3]$$

Donde:

L_{OA} = Nivel de presión sonora total (ver Anexo para la definición de niveles de sonido)

Θ = Ángulo entre el observador y el flujo de salida.

r = Distancia al observador.

U = Velocidad de vuelo.

S = Área del ala.

AR = Razón de aspecto = b/c , donde b es la envergadura y c el cordón medio (ver glosario).

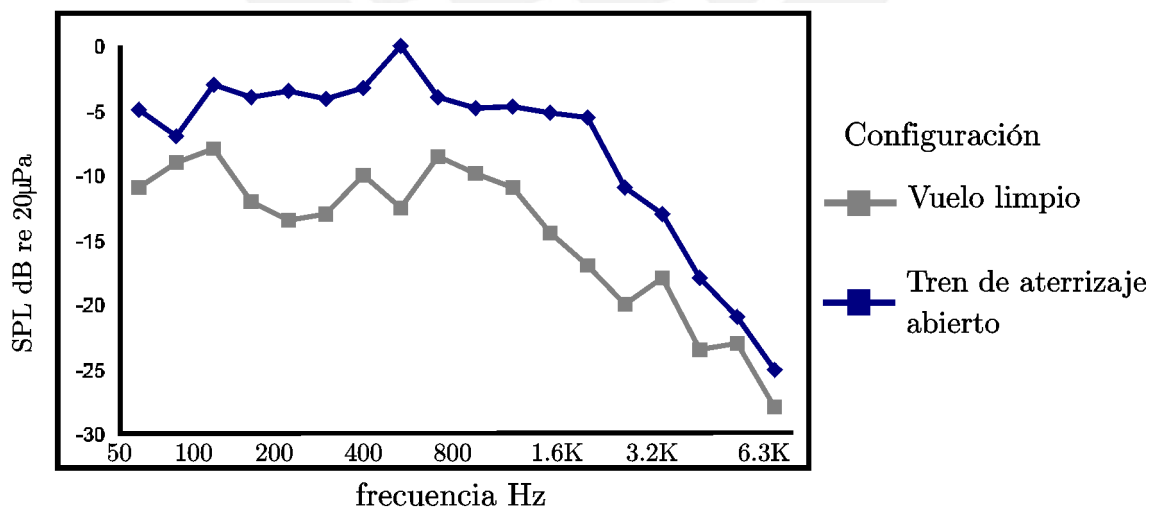


Figura 3.2.2. Comparación de los niveles de sonido en vuelo limpio y con tren de aterrizaje desplegado.

El resultado de estas investigaciones se pueden resumir en los siguientes puntos:

1. Un vuelo limpio produce un ruido de banda ancha con un pico en la región de baja frecuencia alrededor de la región de 200 Hz, pero que varía de acuerdo al tamaño de este y su velocidad. La fuente principal son las alas.
2. Algunos pocos tonos se registran durante el vuelo limpio debido a los remolinos causados por borde de salida del ala.
3. Aunque en forma teórica se deduce que el nivel de sonido debería variar con la potencia quinta o sexta de la velocidad, lo que se observa es que el ruido aerodinámico es en cierto modo enmascarado por el ruido de las turbinas aún a poca potencia, lo cual parece indicar que la variación con la velocidad es un poco menor.
4. El efecto sonoro de los elementos sustentadores (borde de salida posterior de las alas, los alerones, y los borde de salida delanteros) y el tren de aterrizaje es mucho mayor que en el estado de vuelo limpio, aumentando el nivel hasta en 10dB.
5. El ruido debido al tren de aterrizaje es el que causa mayor impacto; su patrón de directividad esférico tiene características espectrales ligeramente mayores en frecuencia que el de los vuelos limpios y su nivel varía con la quinta o sexta potencia de la velocidad.

3.3 Sistemas de propulsión

Los sistemas de propulsión son sin lugar a dudas los principales generadores de ruido.

Los sistemas de propulsión son:

1. Propulsores de pistón de hélice y de turbina.
2. El turboventilador.
3. El jet.
4. El rotor del helicóptero.
5. Sistemas prototipo de “rotor abierto” o sistemas de propulsión avanzados a altas velocidades de crucero.

3.3.1 Propulsores de Hélice

Los aviones propulsados por hélice fueron los primeros en usarse en la aviación comercial y hasta la década de 1950 fueron los únicos. Básicamente un propulsor de hélice es un sistema rotatorio de aspas que debido a su forma producen una zona de baja presión de un lado y una alta presión del otro lado de forma que se tiene una fuerza resultante lo que le da un impulso al avión que hace posible su sustentación. (Ver Figura 3.3.1).

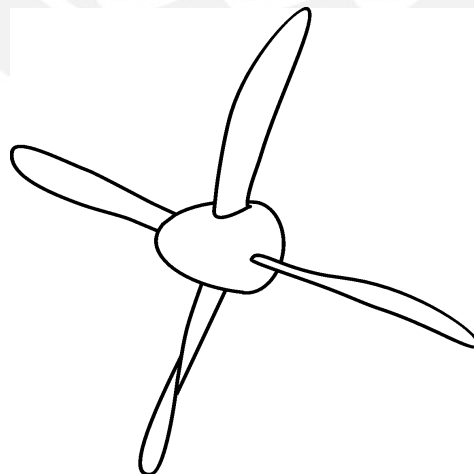


Figura 3.3.1 Propulsor de alto rendimiento de un propulsor de baja velocidad usado en los primeros aviones.

La eficiencia de un propulsor de hélice es alta debido a que mueve una cantidad relativamente grande de masa a una velocidad baja. Esto le da una gran cantidad de impulso pero a velocidades pequeñas. Al aumentar la velocidad de vuelo su eficiencia disminuye de acuerdo a la ecuación [3.8]:

$$\eta = \frac{TV}{Q\Omega}$$

Donde:

η = Eficiencia del propulsor.

T = Fuerza de impulso en la dirección del eje de rotación.

V = Velocidad de avance en la dirección del eje de rotación.

Q = Torque ejercido por el motor.

Ω = Velocidad angular de las hélices.

Por lo que se han desarrollado variaciones como el ventilador de hélice (propfan) y los contra-rotos.

Un ventilador de hélice tiene un diámetro más pequeño que el de uno de hélice, pero un mayor número de aspas con una torsión más pronunciada. Esta configuración incrementa la eficiencia del propulsor a velocidades de vuelo más altas (Ver Figura 3.3.2).

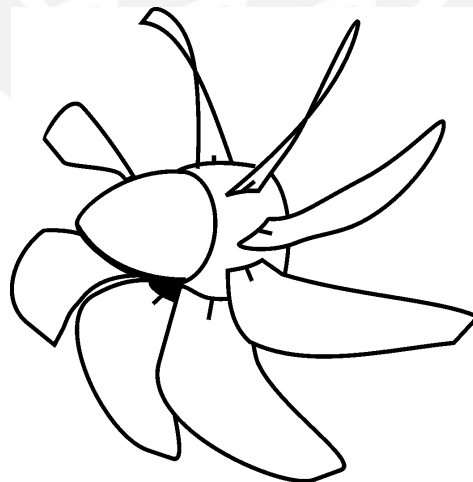


Figura 3.3.2. Sistema de propulsión ventilador de hélice, esta configuración presenta una alta eficiencia en vuelos de alta velocidad

La pérdida de la eficiencia de las hélices a altas velocidades se debe a la formación de remolinos en las estelas que dejan las aspas en su rotación. Estos remolinos gastan energía de los motores pero no proveen de ningún impulso, este efecto se acentúa al aumentar la velocidad de vuelo. En los últimos años, los sistemas contra-rotadores de propulsión han aumentado aún más la eficiencia de vuelo a altas velocidades, debido a que eliminan parcialmente la generación de remolinos (Ver Figura 3.3.3).

En lo referente a la generación de ruido, la física involucrada en los propulsores de hélice, ya sea de los modelos antiguos como de los más modernos, es la misma. En primer lugar tenemos el ruido debido al desplazamiento del aire por las aspas, el ruido debido a la carga estacionaria en las aspas, ruido debido a cargas no estacionarias, ruido de cuádruplos (no linealidades) y ruido de banda ancha.

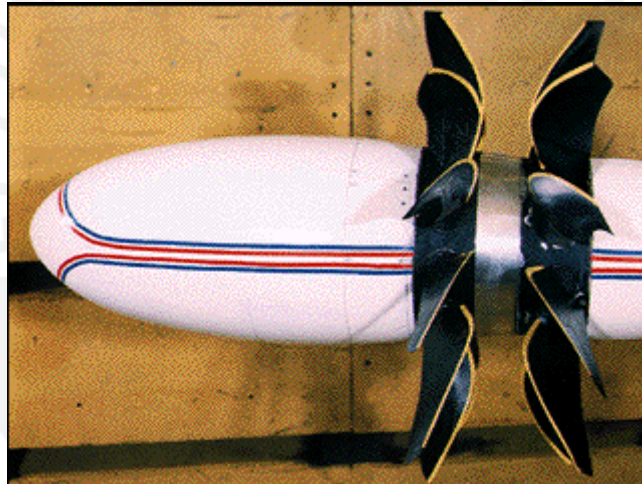


Figura 3.3.3 Sistema de propulsión contra-rotor (Fuente AST-NASA, 1997)

3.3.1.1 Fuentes de ruido en los propulsores de hélice

El ruido generado por el propulsor de hélice tiene fuertes componentes de tonos discretos, coexistiendo con ruidos de banda ancha. Los tonos puros son producidos como resultado de la rotación de las aspas de la hélice al golpear la atmósfera, respecto de un observador estacionario, por su interacción con la estructura del avión. Como es de esperar, la frecuencia fundamental de los tonos es la frecuencia de paso de las aspas de la hélice y sus respectivos armónicos. (Ver Figura 3.3.4).

En general, las ondas sonoras en el campo cercano son en esencia sinusoidales cuando la velocidad de rotación de las aspas es baja, al aumentar esta -a medida que se aproxima al número de Mach¹- el resultado es la formación de incipientes ondas de choque en los extremos de las hélices.

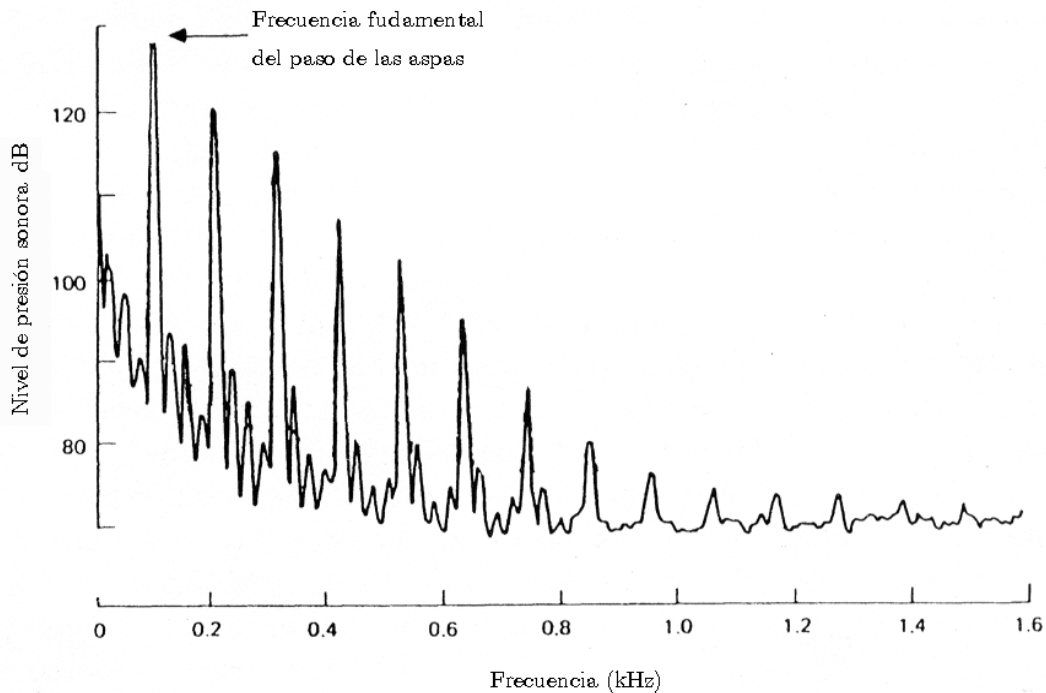


Figura 3.3.4 Espectro típico de un propulsor de hélice. Se puede apreciar las componentes armónicas de la frecuencia fundamental (*Aircraft Noise*, M.J.T. Smith)

El origen del sonido de banda ancha está asociada a turbulencias en el flujo de aire de entrada, en las capas límite y en las estelas detrás de las aspas de la hélice.

Las dimensiones de las hélices y la velocidad de flujo sobre ellas determinan las características espectrales y aunque este ruido es independiente de la velocidad de las hélices, el pico se encuentra alrededor de diez veces la frecuencia fundamental del tono correspondiente al paso de la hélice. De estas dos fuentes de ruido, la generada por tonos puros es mucho más importante que la de banda ancha debido a:

1. Los desplazamientos de aire, como resultado del paso de las aspas, producen un pulso regular respecto a un observador estacionario en tierra. Esta frecuencia se

1. Ver sección 4.7

conoce como ruido “grueso” que se hace importante al aumentar la velocidad de las hélices.

2. Cambios en el movimiento de las secciones de las aspas relativo a un observador, así como la carga estacionaria de la rotación del propulsor, conocido como ruido de carga. Esta fuente de ruido tiende a dominar a velocidades bajas de las aspas.
3. Efectos localizados al aproximarse o exceder la velocidad de las aspas a la velocidad del sonido.
4. Cargas periódicas no estacionarias originadas por campos de presión y efectos de flujos de entrada no uniformes, cuando los discos del rotor son puestos en la dirección del flujo libre.

3.3.1.2 Control de ruido en el propulsor de hélice

Experimentalmente se ha visto que los cambios en el diseño de la hélices y otros aspectos de la operación del propulsor pueden reducir los niveles de ruido. Los niveles a tomar en cuenta son los siguientes:

1. Incrementar la distancia entre las aspas. Esto minimiza el campo potencial y la interacción entre el aspa y la estela.
2. Incrementar el tamaño de las hélices. Esto puede empujar el contenido de armónicos fuera de la región audible o fuera del rango de importancia psicoacústica arriba de los 3 a 4 kHz, y son más fácilmente absorbidos por la atmósfera.
3. Selección diferencial del número de hélices. Esto influye en la molestia al evitar una gran energía en las mismas bandas de frecuencia, donde el número de hélices son iguales.
4. Reducir la velocidad de los bordes del aspa. Esto se logra al disminuir el número de Mach, como en el caso del aspa única.

3.4 El Jet.

Un motor de jet es una máquina térmica que utiliza un flujo de aire a la entrada para luego expulsarlo a gran velocidad. A diferencia del ciclo de un motor de combustión interna de un auto, que tienen tiempos propios cada uno, en una turbina de jet estos ciclos se realizan de forma simultánea. En la Figura 3.4.1 se muestra esquemáticamente un motor jet de las primeras generaciones

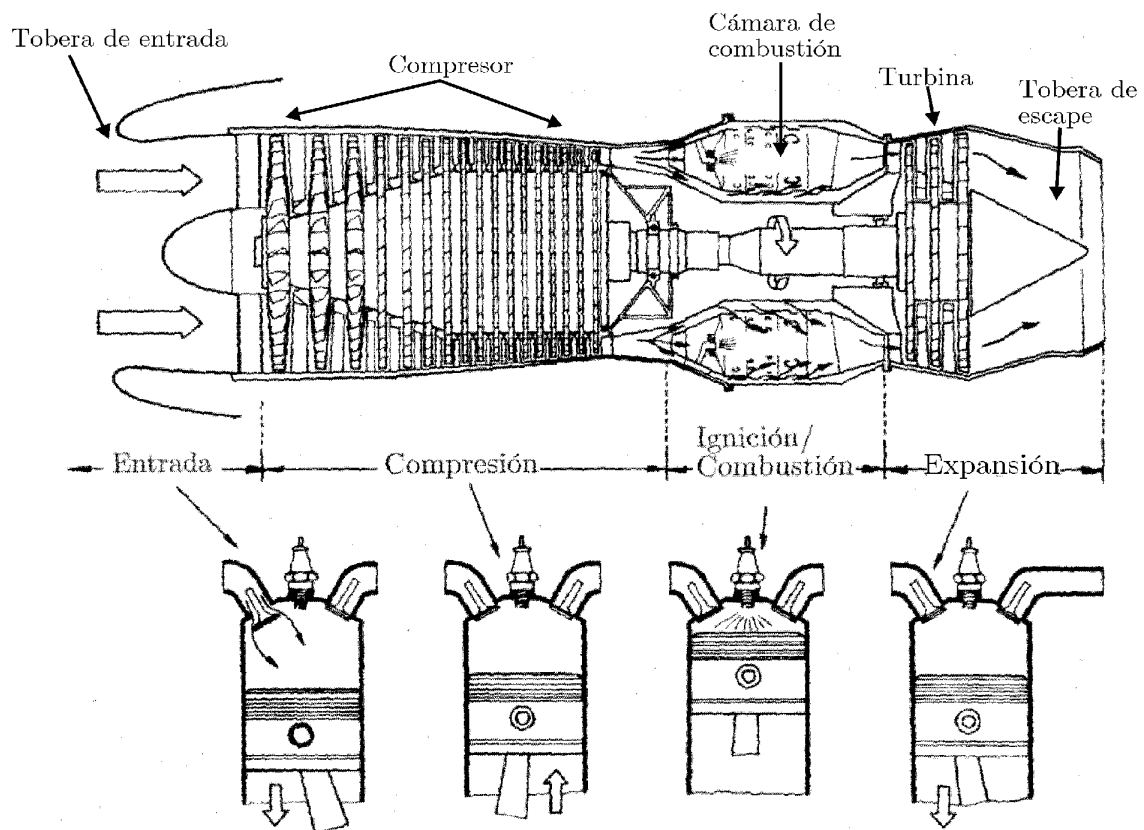


Figura 3.4.1 Comparación de los diferentes ciclos de trabajo de un jet y un motor de combustión interna

Este motor de jet consta de las siguientes “etapas”:

Entrada: La entrada del flujo de aire se realiza por la canastilla del motor.

Compresión: Dentro del motor, la presión del aire es elevada progresivamente en el compresor, mediante una serie de álabes rotatorios de tamaño variable (Ver figura 3.4.1).

Ignición/Combustión: Una vez que el aire se encuentra a alta presión, entra en la cámara de combustión, donde se le agrega el combustible y hace ignición. Esto aumenta la temperatura del aire a presión constante, incrementando la energía cinética de las partículas, lo que hace posible el obtener energía mecánica del proceso.

Expansión: Después de quemado el combustible, el aire a alta presión y temperatura entra en la turbina (sección del motor que le da su nombre); como se observa la sección de esta va en aumento provocando un aumento en volumen (expansión) y consecuentemente una aceleración, lo que hace girar a la turbina. Una vez salido de la turbina, el gas caliente sale del motor por la tobera de escape, en la cuál el resto de energía térmica se convierte en energía cinética. El gas que sale por la tobera de escape se mezcla con el aire circundante en forma violenta, creando vórtices y la estela característica de los jets.

Este ciclo termodinámico es muy similar al de un motor de combustión interna de un automóvil, siendo la diferencia que en el motor de combustión interna esto se lleva a cabo en un solo espacio en cuatro tiempos diferentes. En el caso de la turbina cada uno de los procesos se da en un lugar específico y cada uno ocurriendo simultáneamente. Otro aspecto importante de señalar es que en la ignición de un motor de combustión interna, esta se lleva a cabo a volumen constante y no a presión constante, como en el jet. Por otro lado, la expulsión de gases no proporciona ningún empuje de importancia en el motor de combustión interna siendo este vital para el jet.

Es interesante mostrar el ciclo termodinámico del jet. En la figura 3.4.2 se muestra una gráfica de entalpía vs. entropía. En el punto A se inicia el ciclo en la entrada de la tobera; en este caso, la presión del aire es elevada hasta B, el ciclo teórico debería elevar la presión hasta B pero debido a pérdidas por fricción se alcanza el punto B'. En ese momento el aire es calentado dentro de la cámara de combustión (de B a C). Idealmente esto se realizaría a presión constante para lograr la máxima eficiencia, pero debido a turbulencias y fricción, la presión disminuye hasta el punto C. En la línea C-D ocurre el

proceso de expansión dentro de la turbina, tal como se observa la energía es convertida en trabajo mecánico, (la entalpía disminuye con relativamente poco aumento de la entropía). Nuevamente el ciclo ideal es alterado por la fricción entre el aire y el motor por lo que el punto de máxima eficiencia D' no se alcanza, llegando por tanto a D .

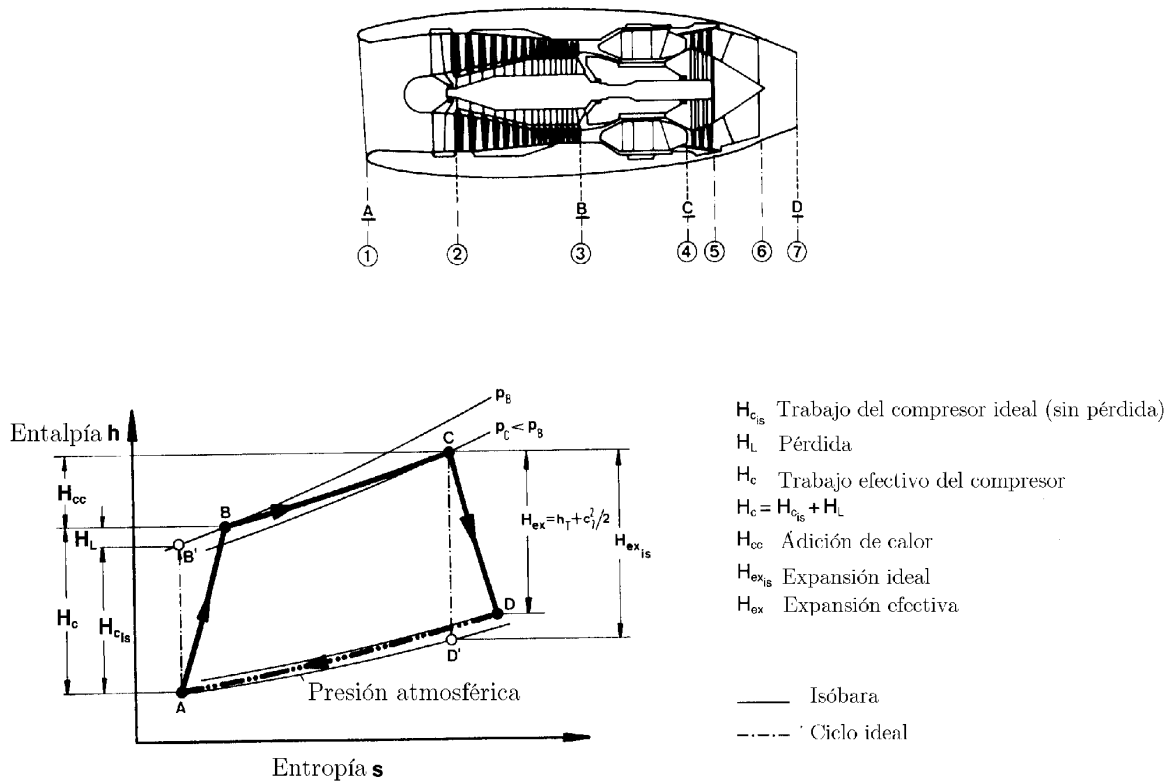


Figura 3.4.2 Ciclo termodinámico de un motor jet

Existen además del jet puro, otras variaciones de propulsores de los cuales podemos mencionar:

El turbopropulsor: Como se muestra en la Figura 3.4.3, el turbopropulsor es básicamente un jet el cual desarrolla energía adicional para mover las aspas de un propulsor, con el objetivo de mover una mayor masa de aire. Esto es precisamente lo que diferencia al turbopropulsor del jet, mientras que el último mueve pequeñas masas de aire a gran velocidad, el turbopropulsor mueve grandes masas de aire a más bajas velocidades, resultando en un más eficiente modo de propulsión desde el punto de vista del consumo

de combustibles, pero como ya se mencionó anteriormente (véase 3.3) con una eficiencia decreciente a medida que se alcanzan velocidades más altas y con altas dosis de ruido.

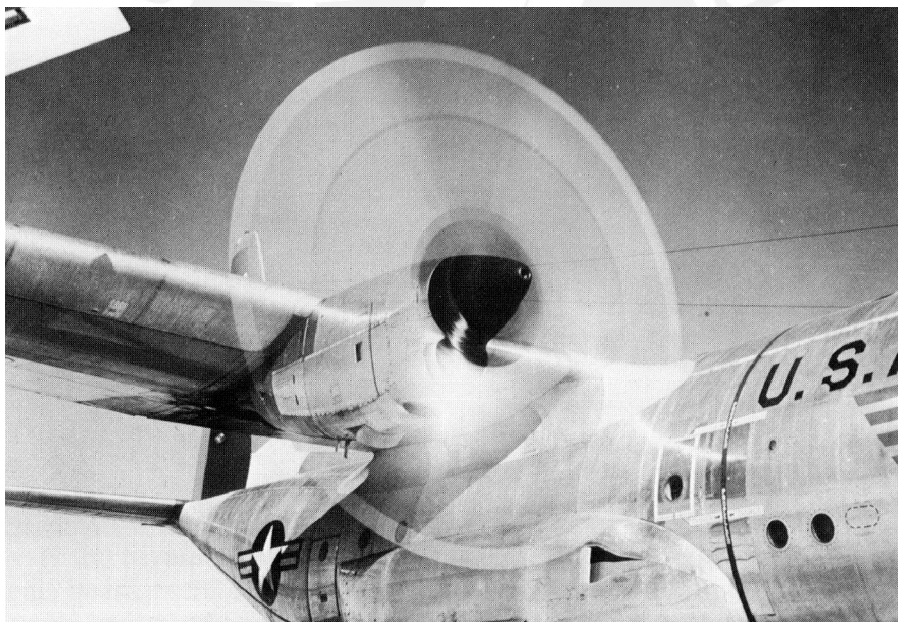
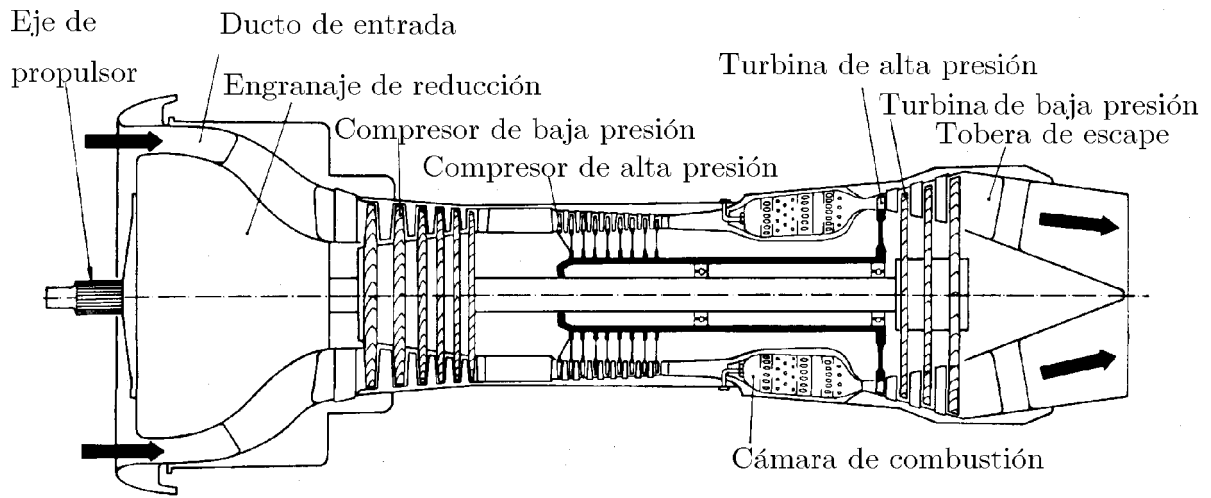


Figura 3.4.3. Partes de un turbopropulsor y foto de un turbopropulsor General Motors T56-A-7 de 4100hp, en un Hércules Lockheed (Aircraft Noise, M.J.T. Smith)

Turboventiladores: Los turboventiladores son hoy en día los motores más usados en la aviación comercial, debido a su relativa eficiencia para velocidades altas pero subsónicas. Los jets aumentan su eficiencia a medida que aumenta su velocidad y se hacen super-

sónicos y como ya se mencionó los turbopropulsores son más eficientes a velocidades menores. El funcionamiento del turboventilador es similar al del turbopropulsor; la diferencia está en que en lugar de una hélice frontal tiene un ventilador (un compresor de baja presión) que empuja una mayor cantidad de aire de la que impulsaría un jet clásico. Como se puede observar en la Figura 3.4.4, el aire sigue dos caminos diferentes, de modo que no todo el aire entrante pasa por el núcleo del motor, siendo parte de este derivado a otra sección.

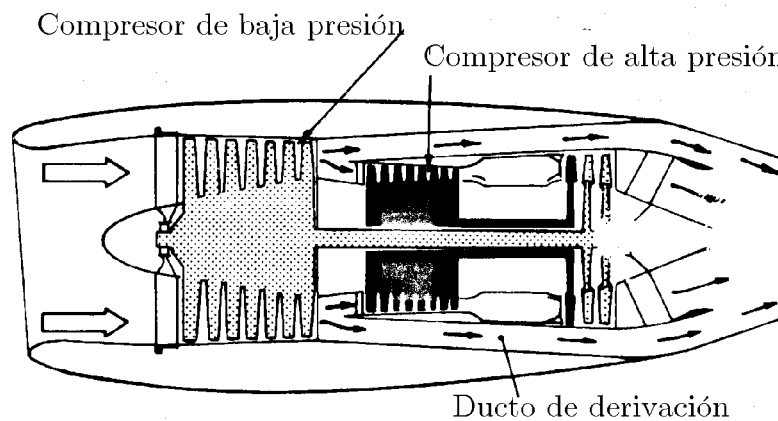


Figura 3.4.4 Turboventilador, observar los dos flujos separados de aire (en este caso con un bajo índice de derivación)

El flujo de aire que no pasa por la cámara de combustión, sale por la tobera a una temperatura menor que la que sale por el núcleo, lo cual trae importantes consecuencias desde el punto de vista acústico, (ver 3.5) y de propulsión al proveer de una fuente extra de empuje.

Un término de importancia extrema en cuanto a la tecnología de motores tipo turboventilador, es el llamado *índice de derivación* (o en inglés *bypass-ratio*). Este índice indica el cociente del volumen de aire que sale del conducto derivado, respecto del que sale por el núcleo. De este modo es posible dividir a estos motores en turboventiladores de bajo índice de derivación (menos de 1:1) y de alto índice de derivación (mayor de 5:1) ver Figura 3.4.5.

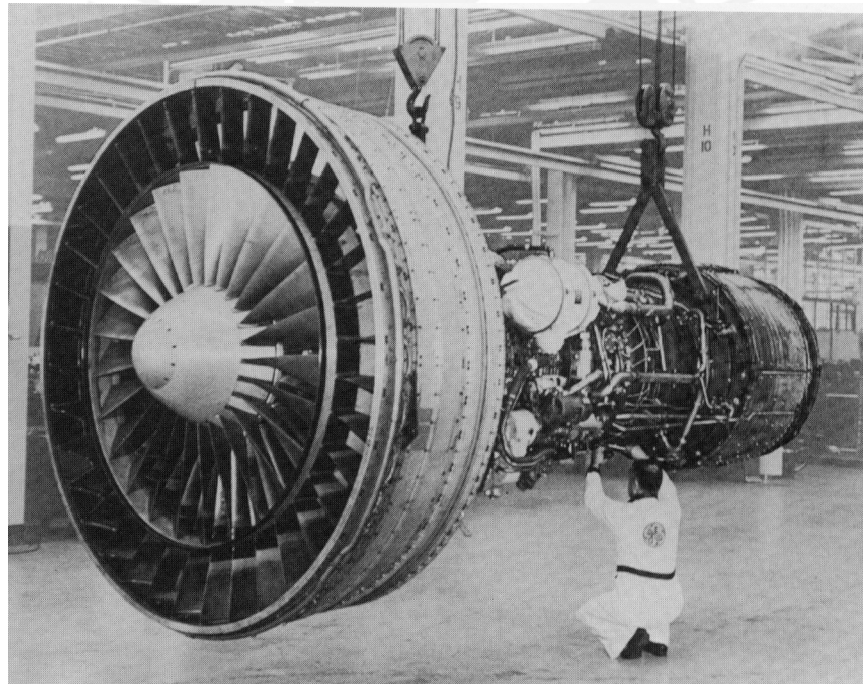
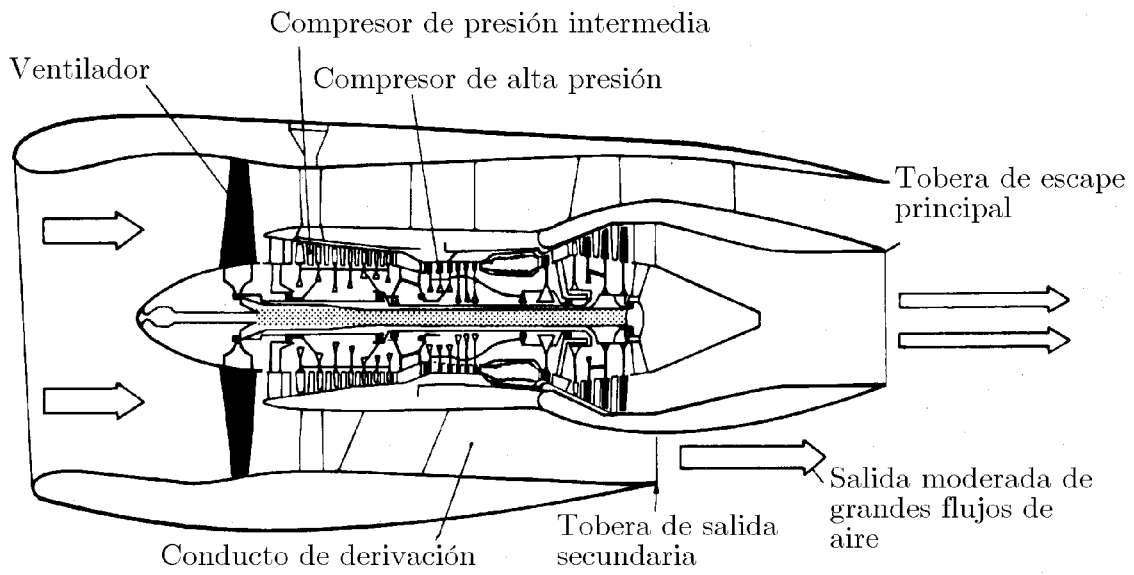


Figura 3.4.5. Turboventilador de alto índice de derivación

En una turbina clásica se pueden extraer 50 KN de empuje con un flujo de 40 kg de aire por segundo que es succionado, comprimido y luego quemado. La turbina obtiene suficiente energía antes de que el gas salga expulsado por la tobera a 600 m/s, siendo el

empuje resultante el que se obtiene al restar los empujes opuestos de la tobera de salida con el de la parte frontal del motor jet o canastilla.

Por otro lado, acelerar pequeñas masas de aire a pequeñas velocidades no es un proceso aerodinámicamente eficiente pero fue el único posible debido a los materiales con los que se contaba en la época. Con el advenimiento de materiales más resistentes, el jet aumenta su capacidad de propulsión alcanzando velocidades supersónicas. Este mismo desarrollo de nuevos materiales permitió la fabricación de aspas más resistentes necesarias para los nuevos diseños turboventiladores, los cuales requerían una mayor capacidad de manejo de volúmenes de aire para el proceso de derivación. Esto reduce la velocidad de salida del flujo de aire en la tobera. De forma alternativa es posible también mezclar los flujos calientes y fríos dentro de la carcasa lo que produce en promedio una velocidad menor. (Ver Figura 3.4.6).

Los turboventiladores modernos aumentan su eficiencia al tener niveles más altos de flujo de derivación usando un gran ventilador generando un, aún más eficiente, sistema de enfriamiento, lo que permite operar a presiones y temperaturas todavía más elevadas. De hecho las temperaturas de las salidas del compresor de los modernos turboventiladores son tan grandes como los de los primeros jets. Mas aún, las temperaturas alcanzadas por la combustión en la salida son tan grandes que derretirían los motores, si no fuera por la ventilación circulante entre cada hélice.

Los turboventiladores usan de tres a cuatro veces la cantidad de aire que el primer jet pero usando de 20% a 30% de este aire en el proceso de quemado con la gasolina en las turbinas. El turboventilador de una sola fase tiene una razón de compresión¹ modesta (2:1) y por lo tanto las velocidades de salida son bajas (300 m/s). La razón de compresión del núcleo es mucho más grande que en las primeras turbinas (20:1) pero existe un mayor gasto de energía en la turbina para poder impulsar un ventilador más grande y compresores de más alta presión. Como resultado la velocidad de salida es más pequeña que en la de los primeros jets (300 m/s a 400 m/s). En algunos motores turboventiladores los flujos de aire frío y caliente se mezclan en la tobera o en la única

1. Ver glosario.

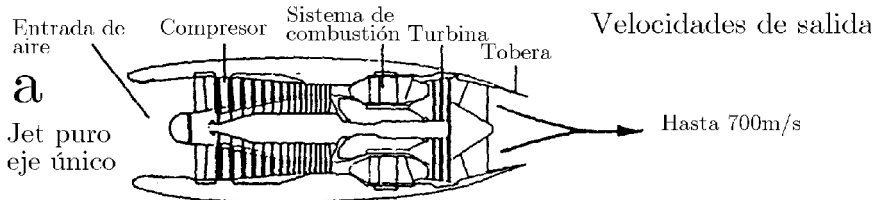
tobera de propulsión usando un mecanismo de mezcla altamente eficiente o mezclando estos flujos de forma natural en una tobera más larga. Estos procesos reducen la pérdida asociada a las mezclas y a la velocidad de salida en las toberas.

Aplicaciones

Motores

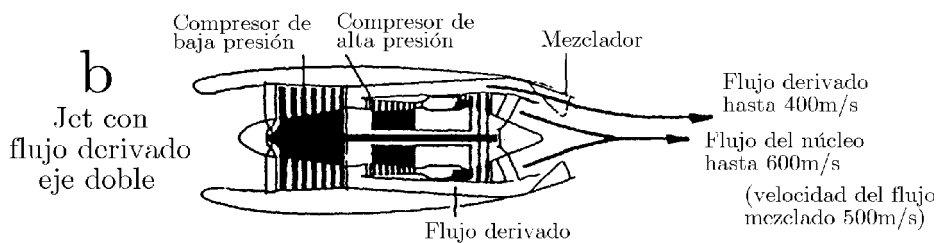
Diseños de los 1950's

Comet, Caravelle
primeros B707 y DC8
jets privados.
(El Concorde usa jets puros
con posquemadores)



Diseños de 1960's

B707, DC8 y VC10
B727, 737
DC9 BAC-111
Trident F28
Jets de negocios



Diseños de los
1970's y 1980's

B737, 747, 757, 767
L1011, DC10, A300
MD80, 737-300
BAe 146, A320, F100
Jets de negocios

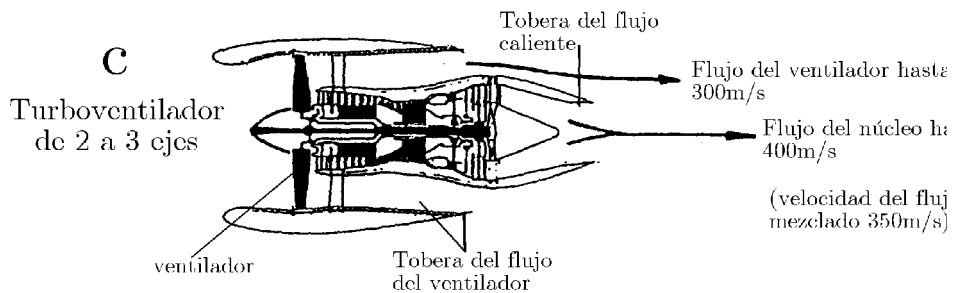


Figura 3.4.6 Comparación de los diferentes modelos de motores desde el jet puro de fase única a los modernos turboventiladores (Aircraft Noise, M.J.T. Smith)

Debido a que todas las fuentes de ruido aerodinámico están en función de la velocidad, si el índice de derivación aumenta, la velocidad disminuye y por lo tanto el ruido de la mezcla exterior de flujos, también disminuye. Por el contrario, la potencia que libera la turbina se incrementa al aumentar el índice de derivación y así los niveles de ruido generado por el ventilador, el compresor de presión intermedia y el sistema de turbinas. Por esto se toman medidas para controlar el ruido desde el diseño, además de usar absorbentes acústicos dentro de los mismos motores. De no tomarse estas precauciones los niveles de ruido causados por la turbomaquinaria en los turboventiladores serían tan

altos como en los primeros jets. Estos cambios en el énfasis de las fuentes de ruido en el motor, no sólo alteran el carácter de la fuente sino también su patrón de directividad. En la figura 3.4.7 se pueden observar los patrones de directividad para dos propulsores de alto y bajo índice de derivación.

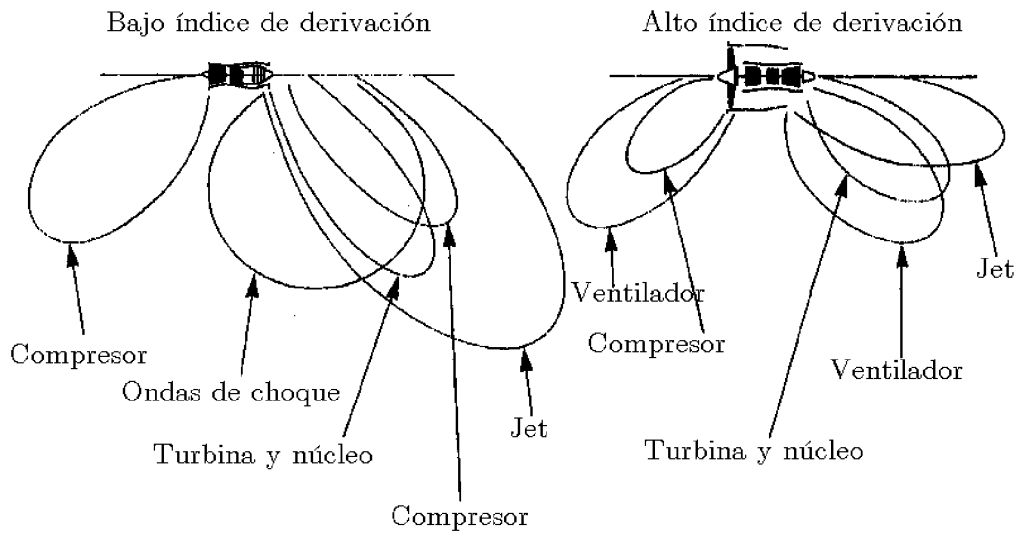


Figura 3.4.7 Comparación de los patrones de radiación para índices de derivación bajos y altos

3.5 Ruido generado por la turbomaquinaria.

Como en todos los sistemas de rotación el ruido de los turboventiladores compresores y turbinas tiene dos componentes importantes: los tonos puros y el ruido de banda ancha. En la Figura 3.5.1 se muestran los elementos generadores de ruido en un turboventilador.

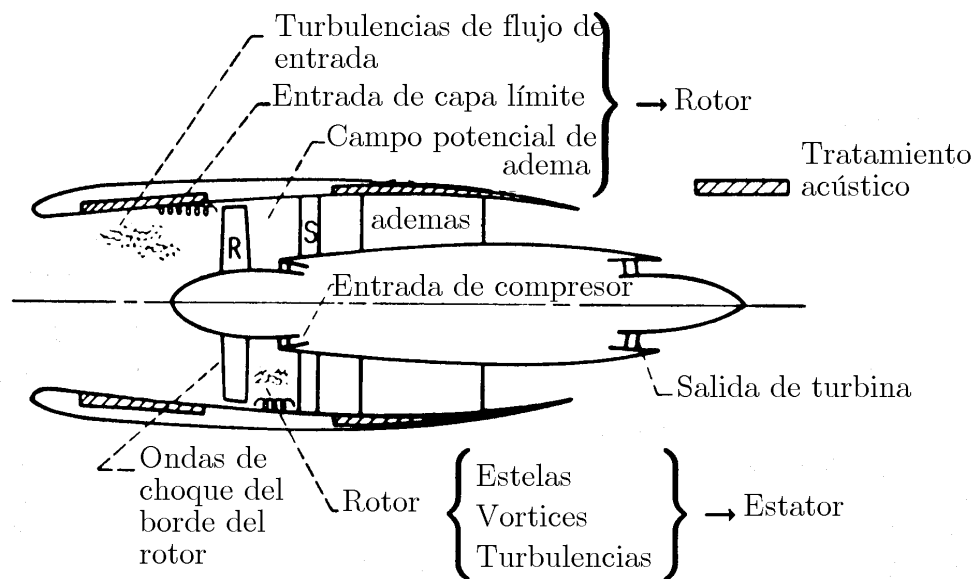


Figura 3.5.1 Esquema de la generación de ruidos en un turboventilador

Los tonos puros o discretos son generados por el paso de las aspas que cortan el aire con una frecuencia fundamental, además de sus respectivos armónicos. El contenido tonal del jet ha sido una de sus características desde sus primeros tiempos, sobre todo en las operaciones de aproximación. En los modernos turboventiladores tonos de altas y bajas frecuencias están presentes en todas las fases de operación. En la Figura 3.5.2 se observa la composición de ruido para las diferentes fuentes de un avión para el despegue y el aterrizaje.

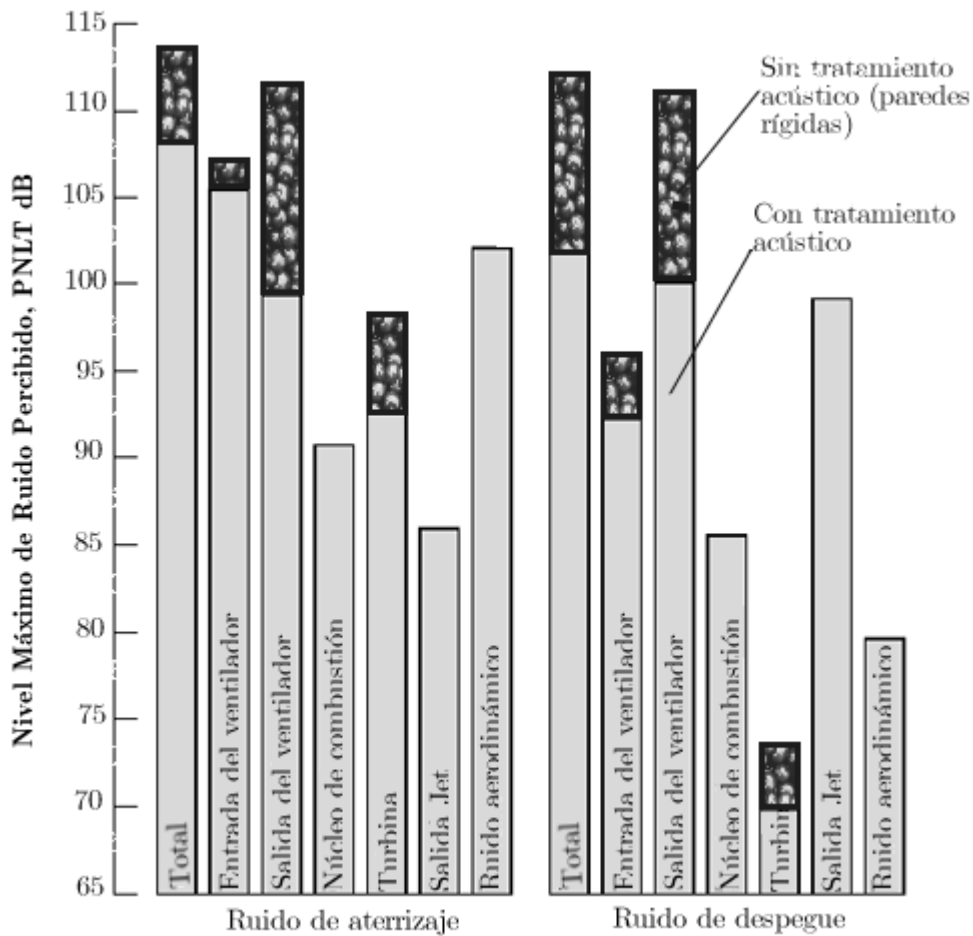


Figura 3.5.2. Componentes del ruido para el sobrevuelo de un avión. Tomado de Hubbard et al. *Aeroacoustics of Flight Vehicles, Vol 1, 1995*.

3.5.1 Ruido de banda ancha

El ruido de banda ancha se debe a las fluctuaciones de presión producidas en las capas de aire superficiales límite de las aspas, las que están asociadas a las turbulencias del flujo de aire. Estas turbulencias pueden ser originadas de dos maneras: ya sea por el flujo de aire o gases expulsados sobre las superficies, y por los vacíos o discontinuidades entre los flujos gaseosos. Las fuentes más importantes de turbulencia en los

turboventiladores son las de capa límite de frontera de las paredes exteriores del conducto de entrada y las ráfagas provenientes de cada golpe de las aspas.

En la primera etapa de los compresores o el ventilador en un sistema turboventilador, el ruido de banda ancha es generado por el extremo del aspa en rotación junto con la capa límite turbulenta cercanas a las paredes del conducto de entrada. En esta zona los niveles son altos y la velocidad del extremo de la hélice es máxima. De la misma manera la turbulencia en las ráfagas generadas por las aspas del ventilador son fuentes importantes de ruido aleatorio, en particular para aspas de grandes superficies.

Se han realizado una serie de experimentos que confirman la dependencia de la quinta potencia de la velocidad del flujo de aire en las cercanías de la superficie con los niveles de ruido [3.9].

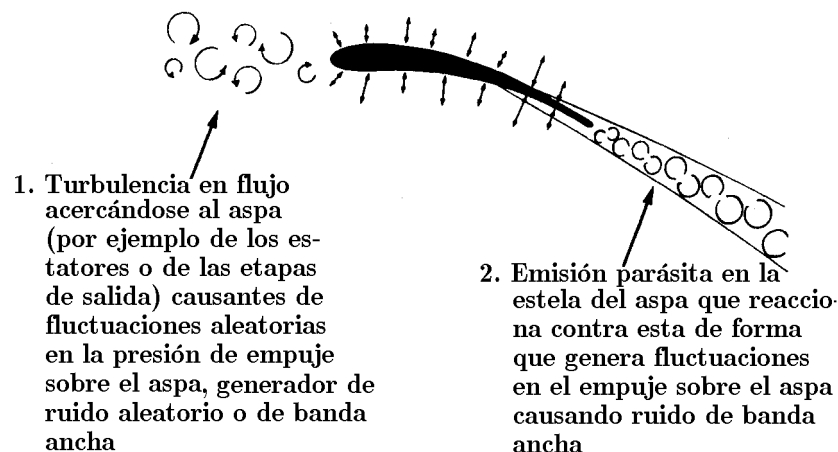


Figura 3.5.3 Generación de ruido de banda ancha

Estos experimentos junto con comprobaciones reales de turbinas también demuestran que la velocidad media del flujo de aire a través del compresor determina la escisión de energía radiada del conducto de entrada de aire (a la entrada del compresor) y de la tobera de salida (en la parte posterior de la máquina).

Otro resultado importante radica en el hecho que los ventiladores de etapa única muestran niveles de ruido menores a una misma velocidad del extremo del aspa, debido a la menor turbulencia del flujo de entrada. En estudios posteriores [3.10] indican de forma

precisa las distribuciones de presión y los espectros de radiación del ruido en la entrada y en la salida de los turboventiladores de etapa única, encontrándose que existe una relación directa entre los niveles de ruido generados y la eficacia aerodinámica. Por ejemplo, se han explicado variaciones de niveles de presión sonora de 1 a 2 dB por cada grado de variación en la dirección del flujo incidente y se han tomado medidas de los niveles del campo lejano en términos de la energía disipada al formarse una ráfaga turbulenta detrás de las aspas.

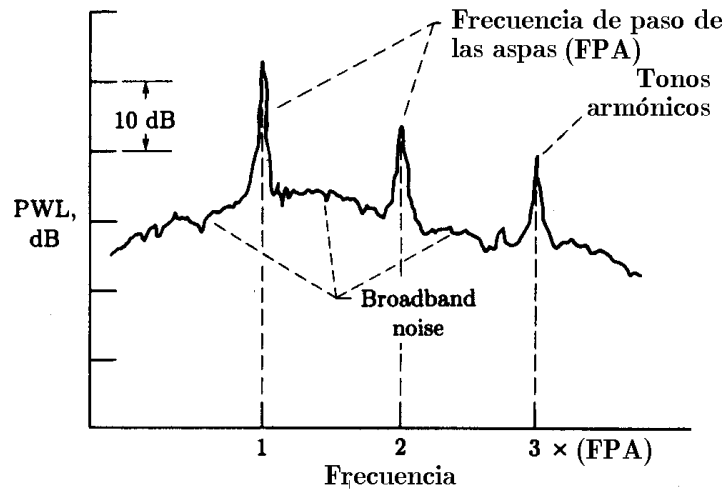
3.5.2 Tonos Discretos

Los tonos discretos en los sistemas rotatorios se deben a las variaciones cíclicas de presión de las aspas rotatorias que provocan vórtices llamados ráfagas. Estas ráfagas son importantes en el modelado del campo sonoro dentro del motor.

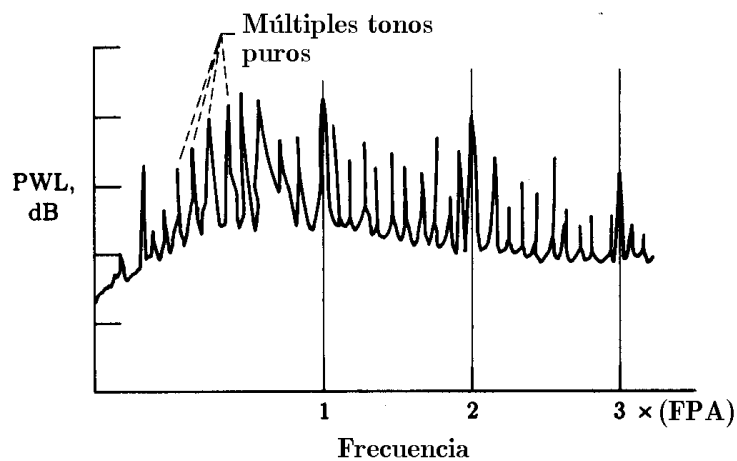
La generación de tonos es un problema complicado, sin embargo, un mecanismo simple para entender la formación de tonos puros se basa en que los tonos discretos son generados en el campo lejano, por casi idénticos campos de presión asociados al paso de las aspas. La situación es análoga a la del propulsor libre, previamente discutido, pero con velocidades subsónicas en los extremos de las aspas las cuales prevalecen a bajas potencias. Para altas potencias (en el despegue) en donde los ventiladores modernos tienen velocidades supersónicas en los extremos de las hélices, los tonos se acentúan (ver Figura 3.5.4)

Debido a que el flujo de aire en la región cercana a las hélices alcanza velocidades relativas supersónicas, se generan ondas de choque (como en el estampido sónico). Estas ondas de choque en cada aspa, muy similares entre sí, se propagan en el campo lejano, de modo que se sienten como tonos puros a la frecuencia del paso de las aspas y sus respectivos armónicos.

Es claro que las deformaciones de las aspas, ya sea al momento de la fabricación o por el uso que tiende a deformarlas, provocan que los tonos generados no sean idénticos y por lo tanto la potencia de sonido y dirección de propagación varían de aspa en aspa.



(a) velocidad de punta de aspa subsónica



(b) velocidad de punta de aspa supersónica

Figura 3.5.4 Ruido de Tonos a diferentes velocidades, a) Subsónico, b) Supersónico

En la Figura 3.4.5 se observa la variación de presión al paso de cada una de las aspas al frente de un turboventilador y aunque la forma sea más o menos la misma, sus efectos son disímiles.

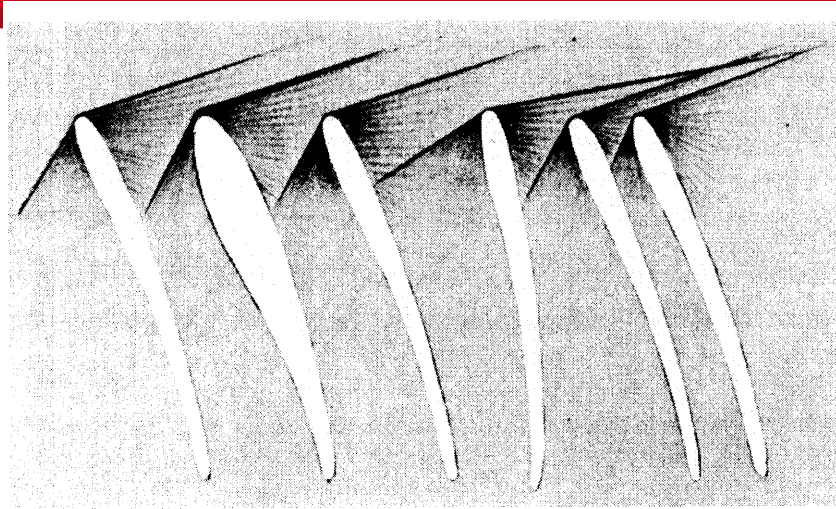


Figura 3.5.5 Aspas deformadas y sus diferentes efectos

Debido a que las componentes de altas frecuencias son absorbidas por la atmósfera, los contenidos de más energía de bajas frecuencias, son los que prevalecen en el campo lejano. En condiciones subsónicas, al no existir las condiciones de estampido sónico, son las interacciones entre los campos de presión y las ráfagas que generan los elementos rotantes y estacionarios los que generan los tonos. Ver Figura 3.5.6.

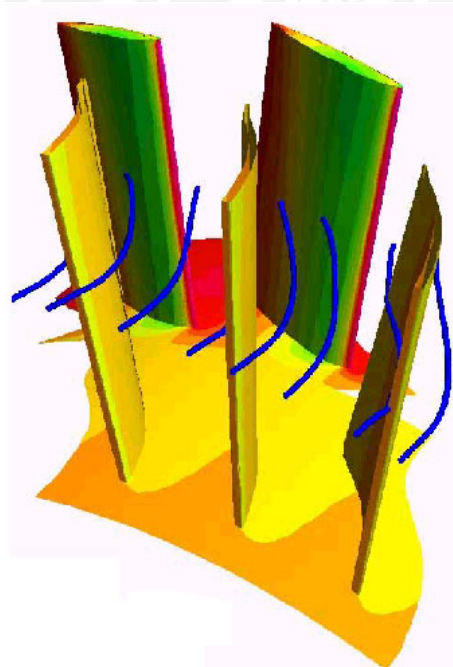


Figura 3.5.6 Curvas de presión de sonido en la interacción rotor-estator

Si la separación entre las aspas es pequeña, se genera un intenso campo de presiones y una fuerte generación de tonos puros. Una manera de evitar esto es colocando las aspas a una cierta distancia, de manera que la intensidad de la interacción entre las aspas rotatorias y estacionarias, sea menor que la interacción con la ráfaga.

La frecuencia a la que ocurren los tonos está en función del número de aspas en la etapa de rotación. Los patrones de presión producidos así, las direcciones de propagación y las múltiples interferencias entre tonos dan origen a una distribución lobular.

Los elementos más importantes en el patrón de propagación son:

1. El número de aspas en las hélices estacionarias y rotatorias.
2. Sus velocidades relativas.

Como en el ruido de banda ancha, estos tonos están en función de la magnitud de las perturbaciones de presión incluyendo las que son causadas por el flujo a la entrada. El estudio de la propagación del ruido puede ser muy complejo debido a que los efectos de la propagación son fuertemente dependientes de la geometría y asimetrías en el diseño de la entrada o por la inclusión de aspectos aerodinámicos corriente arriba del ventilador.

Una manera de controlar la propagación de tonos puros dentro del motor es establecer una frecuencia de trabajo de forma que las frecuencias de sonido sean absorbidas atenuadas dentro del motor al no ser estas frecuencias propias del conducto. Hubbard [3.10] demuestra que se puede establecer una frecuencia de corte ξ_{mn} en función del número de estatores B y rotores V en la cual es posible propagar la onda para el modo (m,n) , de manera que si $\xi_{mn} > 1$ el modo se propaga. La expresión es:

$$\xi_{mn} = \left| \frac{sB}{sB - kV} \right| \frac{M_t}{M_{mn}^* \beta} \quad [3.5.1]$$

Donde:

s y k = enteros armónicos.

M_t = número de Mach del borde del aspa.

M_{mn}^* = valor propio del conducto para el modo (m,n) .

$$m = (sB - kB)$$

$$\beta = (1 - M_D^2)^{\frac{1}{2}}$$

M_D = número de Mach del conducto axial.

Otra posibilidad consiste en diseñar aerodinámicamente el motor de manera que la energía del modo es lo suficientemente pequeña para así hacer su fuerza poco importante.

En cuanto a la construcción de los motores existe una condición de corte entre el número de estatores V y el número de rotores B , de modo que el número de estatores debe exceder al de rotores en:

$$1.1(1 + M_D)nB \tag{3.5.2}$$

De modo que al tener $n=1$ con velocidades de punta del aspa, cercanas a la velocidad el sonido ($M_D \approx 1$), se requerirán el doble de estatores que rotores.

3.5.3 Interacción de Tonos Generados por la Atmósfera Turbulenta

Durante las décadas del 1960 y 1970, se iniciaron investigaciones relativas a las interacciones resultantes entre los tonos puros y las condiciones reales de vuelo, verificándose la diferencia entre las condiciones de prueba estáticas y las dinámicas propias del vuelo.

En un experimento que involucraba las medidas de la señal de un turboventilador RB211, instalado especialmente en un VC10, modificado para pruebas y con el fin de ganar la mayor cantidad de información posible en cualquier cambio que tuviera lugar entre las condiciones estáticas y de movimiento con crecientes velocidades de vuelo, una gran cantidad de micrófonos fueron instalados a la entrada del conducto turboventilador y en la planta de potencia y también de manera extensa en las zonas de los flaps en la parte posterior de las alas.



Figura 3.5.6 (Tomado de “Aircraft Noise”, M.J.T. Smith)

Debido a que la turbina fue colocada en la parte posterior del fuselaje de la aeronave, Figura 3.5.6, fue posible hacer una investigación exhaustiva del ruido propagado hacia

Enseguida se inicia el movimiento, hasta una velocidad de 60 nudos. El tono todavía es fluctuante pero después de este punto se torna más estable. El hecho que el nivel parece elevarse con el tiempo, no debería confundirse con el hecho de que los tonos han sido reducidos. Esto significa solamente la falta de una corrección para las condiciones de cambio de presión en las cercanías de la carcasa del micrófono, cuando la velocidad y la altura del avión se incrementan. Fue debido a estos experimentos que se reconoció la importancia de los cambios en el ambiente entre las condiciones estáticas y de vuelo, además, que la naturaleza oscilante del tono fundamental, era el resultado directo de las interacciones entre el ventilador y la turbulencia atmosférica; y no tenía nada que ver con el ventilador y sus vanos guías de salida (VGS) ó álabes guía y estatores.

En resumen, en condiciones estáticas, las turbulencias atmosféricas naturales y creadas por estructuras cercanas a la zona de captura de aire, crean cambios aleatorios de presión y velocidad, que forman turbulencias parásitas succionadas por la tobera de entrada. Durante las condiciones de vuelo dichas turbulencias parásitas desaparecen lográndose una disminución de los niveles de ruido.

3.5.4 Ruido de Turbinas.

El objetivo de la turbina es propulsar el compresor y demás partes rotatorias, a diferencia del compresor que suministra energía al flujo de aire, la turbina se encarga de extraer energía del flujo de aire caliente para convertirlo así en energía mecánica. Los ruidos generados por las turbinas son muy parecidos a los generados por los turboventiladores o los turbocompresores.

Las figuras 3.5.8 y 3.5.9 muestran un esquema de una turbina típica. A continuación de la cámara de combustión, una serie de álabes guía dirigen la energía de combustión de los gases a velocidades supersónicas y a grandes presiones hacia las aspas rotativas de la turbina, con que se extrae suficiente potencia para mover el compresor, el cual está en el mismo eje que la turbina. El flujo es entonces dirigido por otra serie de álabes guía a una turbina de presión intermedia, montada sobre un rotor que está conectado por un eje separado a un compresor de presión intermedio. El flujo en esta etapa se dirige hacia las aspas de una turbina de baja presión y temperatura, aumentando la velocidad de salida de los gases. Mediante este proceso se extrae suficiente potencia para mover el ventilador del frente de la turbina, el cual provee el 80 % del empuje del motor.

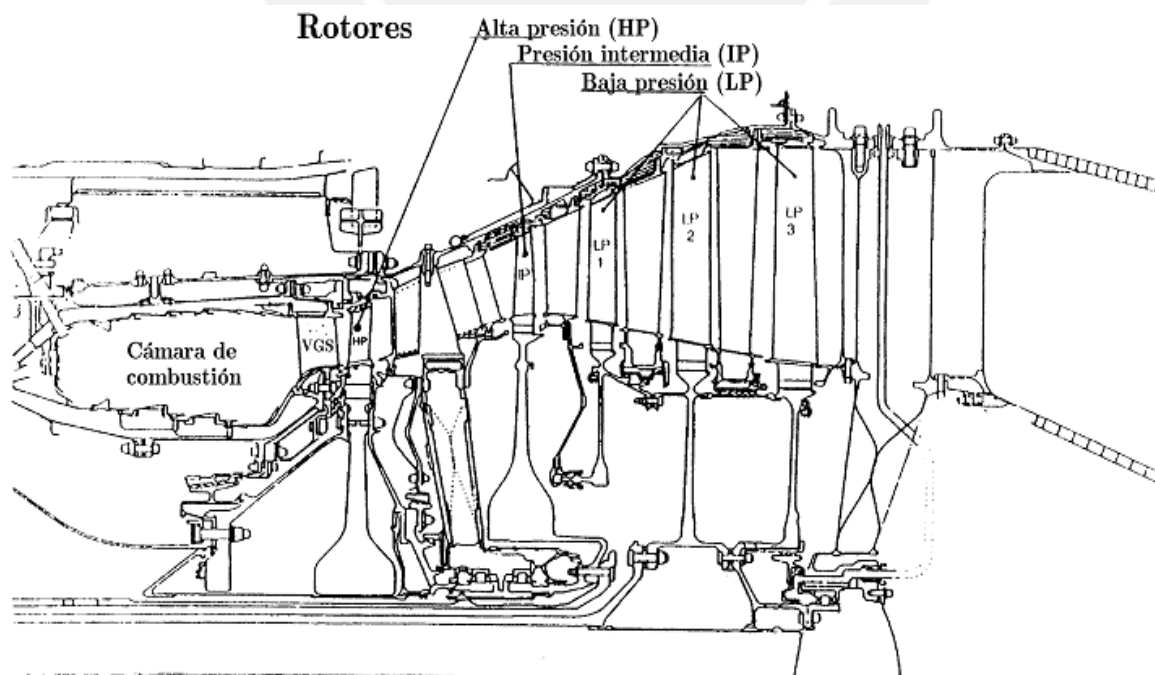


Figura 3.5.8 Turbina típica

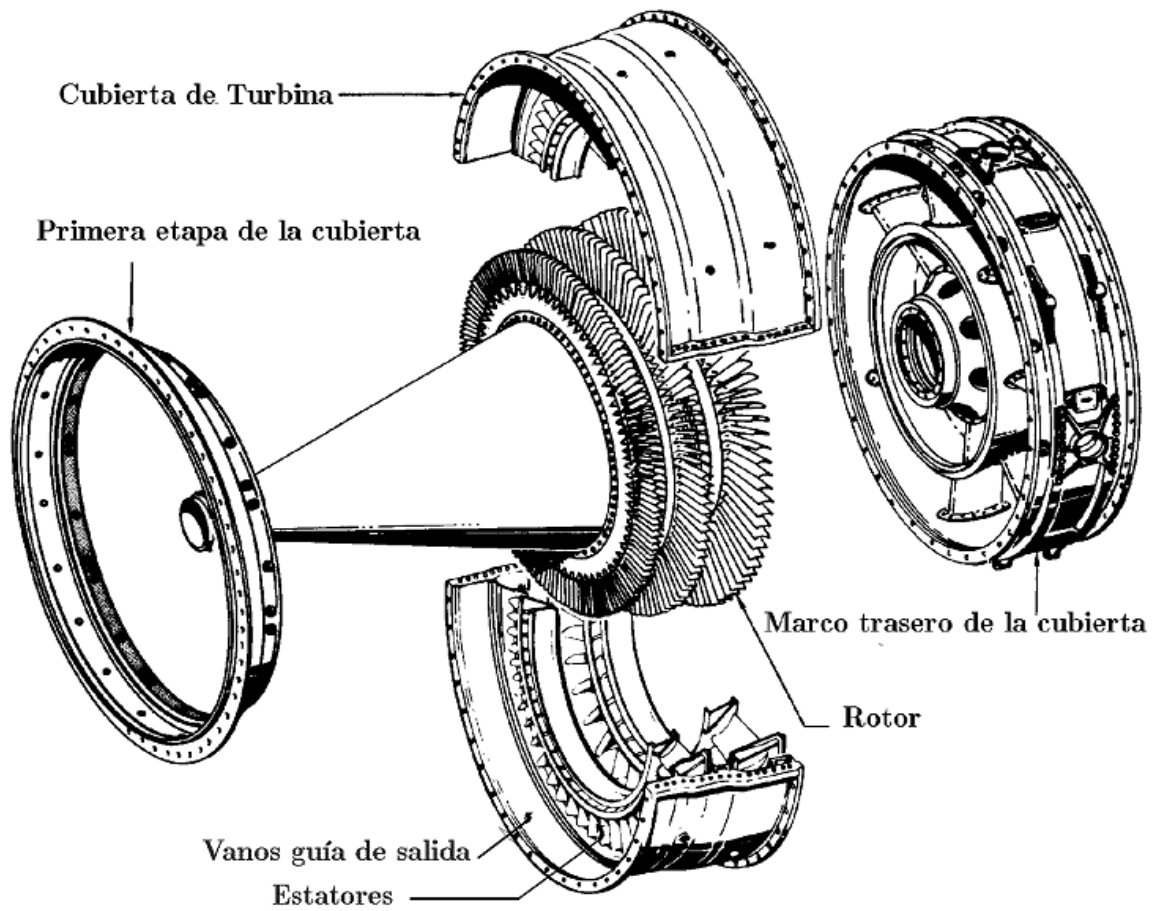


Figura 3.5.9 Corte transversal de una turbina triaxial

Los mayores niveles de energía se desarrollan dentro de la turbina, donde existe una gran oportunidad de generar una gran cantidad de ruido. En las turbinas, el poco espaciamiento entre las etapas rotor-estator, provoca la generación fuerte de tonos que son idénticos a los de un ventilador o compresor. Estas interacciones dominan sobre las que se pueden dar entre la ráfaga y las aspas.

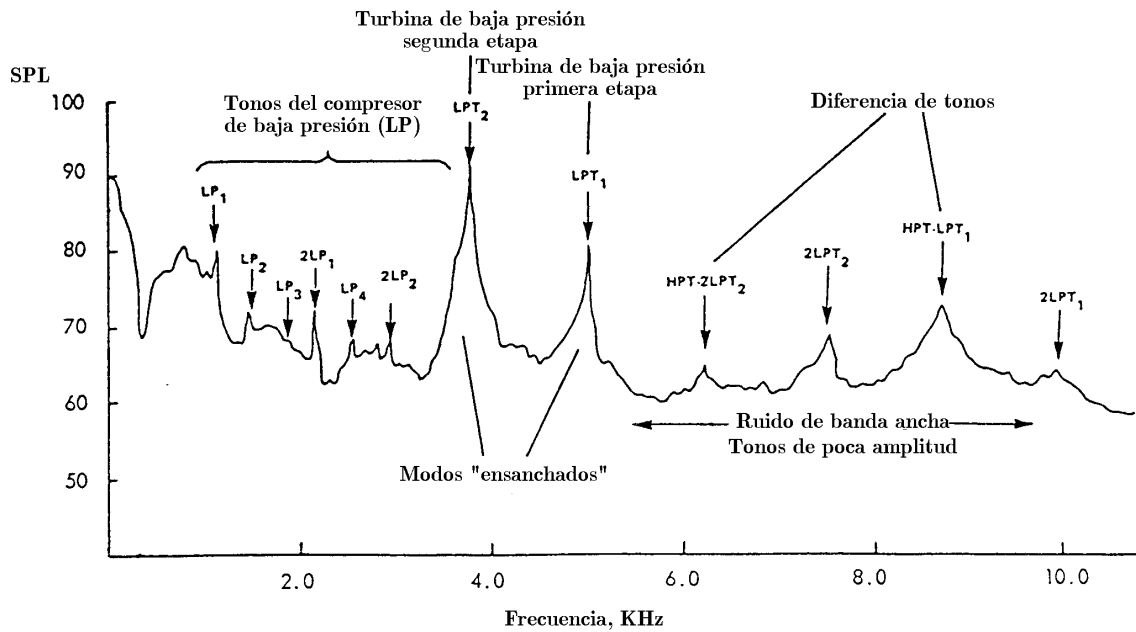


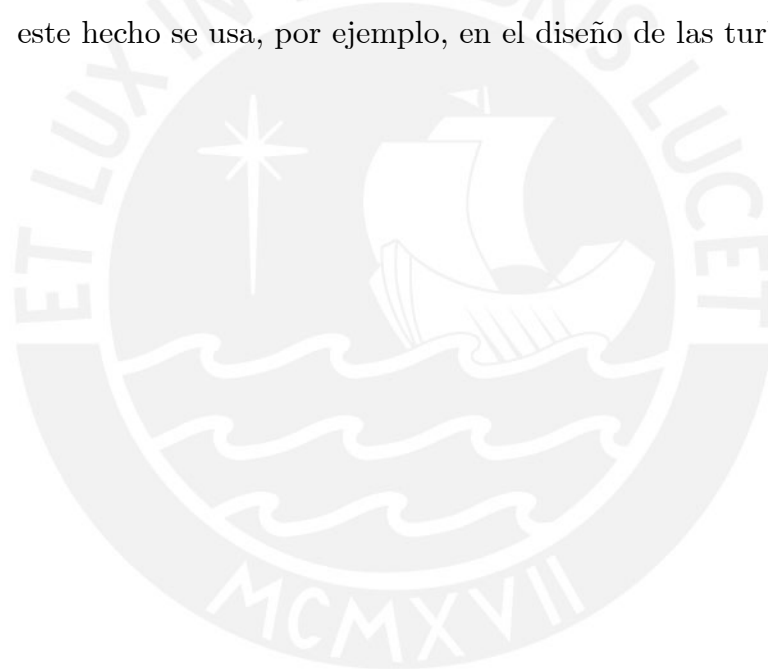
Figura 3.5.10 Espectro de frecuencia del ruido generado por la turbina. (Tomado de “Aircraft Noise”, M.J.T. Smith)

Las principales diferencias entre el ruido de turbinas y el de turbo ventiladores son las siguientes:

1. Desde que los estatores detrás de la cámara de combustión son estrangulados, no es posible para la señal acústica, dirigirse hacia la parte frontal, el sonido es únicamente dirigido hacia la tobera de salida.
2. En esta situación de propagación de ondas, éstas tienen que viajar en el medio turbulento que se genera a la salida de la turbina. Esta situación causa una refracción en el sonido emitido que alcanza de 50° a 70° desde el eje de la tobera de salida.
3. La propagación de sonido al salir a través de un flujo turbulento se convierte en un sonido más difuso y los tonos puros se ensanchan. Regularmente se confunden equivocadamente con picos de banda ancha.
4. El ancho de la capa de corte del jet comparado con la longitud de onda, determina si se tiene ensanchamiento de tonos puros. Por ejemplo, en modelo a escala el ensanchamiento es casi nulo, pero este efecto es notable en el modelo real.

5. La geometría de la salida tiene también un efecto en la agudeza de los tonos de la turbina, dependiendo de la combinación interna de los flujos del ventilador y del núcleo y de la manera en que es inducida.
6. Debido a la proximidad entre rotores y estatores se generan además sumas y diferencias de tonos como en la interfase del ventilador/compresor de presión intermedia, como se puede ver en la Figura 3.5.10.

Es posible beneficiarse del uso de frecuencias de corte en las turbinas como, en el caso de los compresores o ventiladores; y en general, es más sencillo que en éstos, debido a una combinación de velocidades de punta menores y una mayor velocidad del sonido en medios calientes. El corte se puede lograr con mucho menos que el doble de estatores que de rotores, este hecho se usa, por ejemplo, en el diseño de las turbinas modernas.



3.6 Ruido de Jets

Se denomina ruido de jet al producido por las fuentes asociadas con los procesos de mezcla del flujo de salida del motor con la atmósfera y aquellos componentes asociados con los sistemas de choque al producirse expansiones bruscas a velocidades supercríticas. Los patrones de decaimiento de la velocidad a la salida del jet, teóricamente tendría la forma mostrada en la figura.

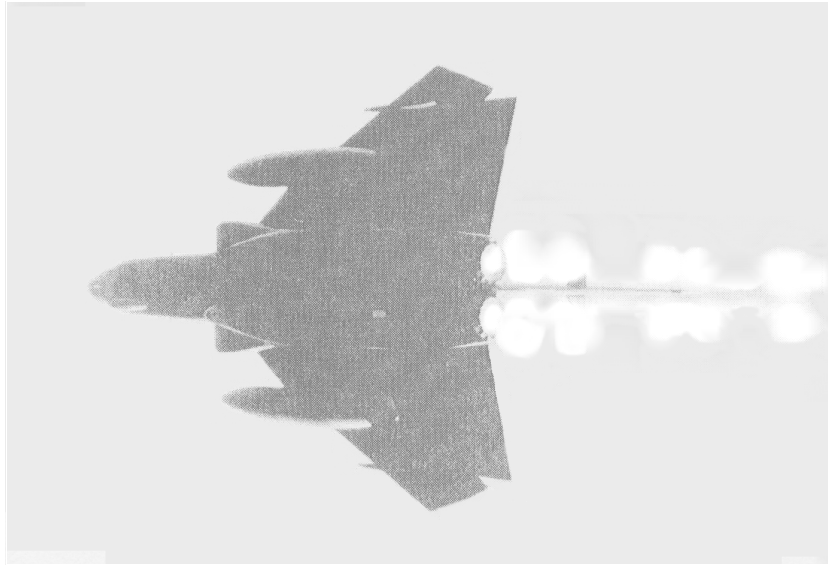


Figura 3.6.1 Fotografía de la formación de las expansiones bruscas a la salida del motor a velocidades supercríticas. (*Fuente: Aircraft Noise, M.J.T Smith*)

Sin embargo, las velocidades reales que se obtienen están afectadas por el efecto de las turbulencias. El origen y las características espectrales del ruido de jet se pueden ver en la Figura 3.6.2.

Para jets funcionando en un régimen subcrítico, el ruido de mezcla es el único que se produce. El ruido de choque es una consecuencia de las turbulencias del proceso de mezclas, varía de forma considerable, aumentando conforme nos alejamos de la salida de la tobera y decayendo su intensidad cuando la velocidad decae y la mezcla se hace completa, cuando se da el caso del jet supercrítico, un ruido asociado al shock de las turbulencias, de banda ancha, aparece superponiéndose como una fuente de ruido secundaria.

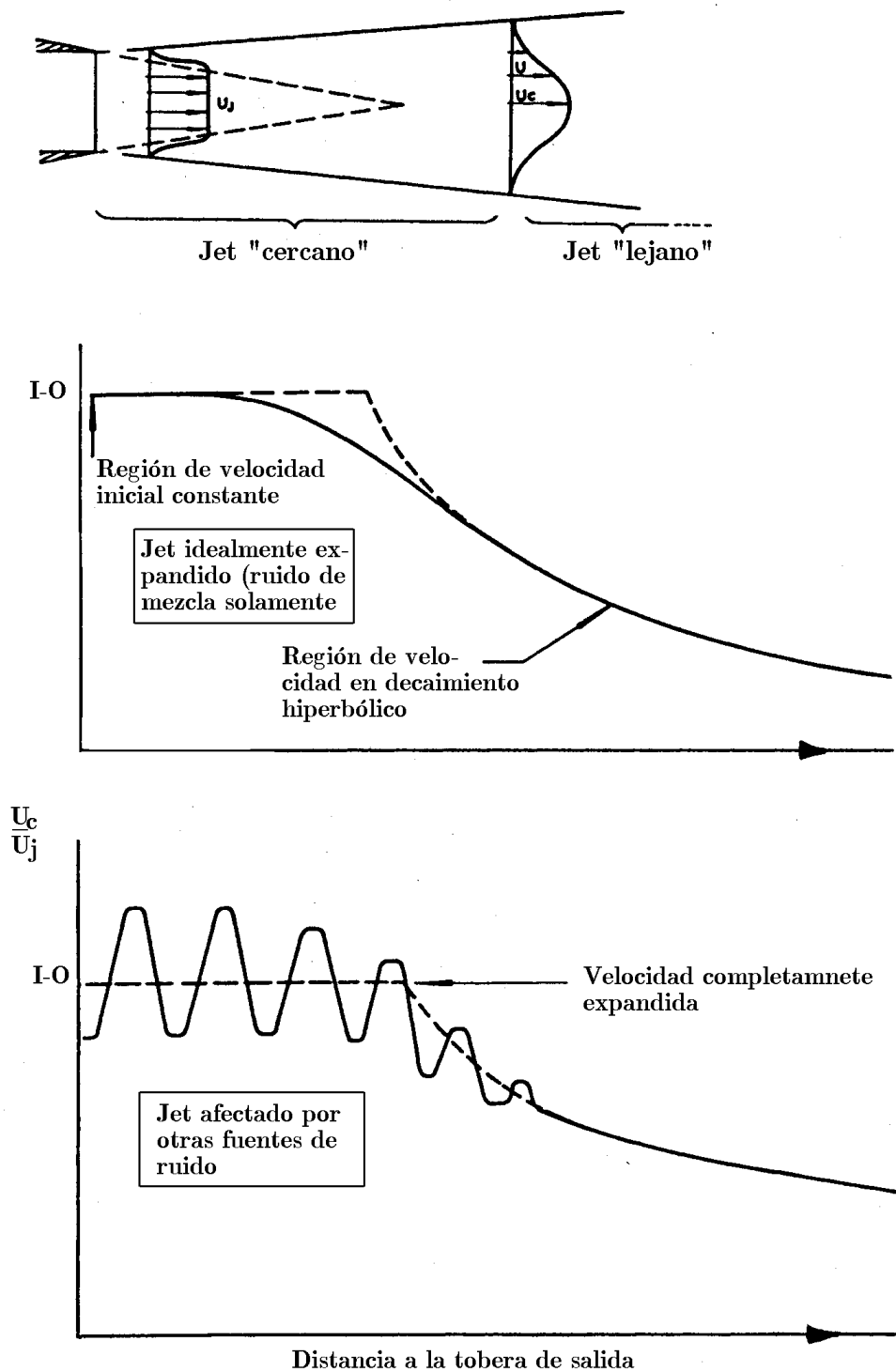


Figura 3.6.2 Decaimientos de la velocidad para jets idealmente expandidos y subexpandidos por el efecto de las turbulencias (Tomado de "Aircraft Noise", M.J.T. Smith)

3.6.1 Ruido Asociado al choque.

Las ondas de choque en expansión son las generadoras de los chirridos y los ruidos de banda ancha. Los tonos se originan por la retroalimentación entre las ondas de choque y los bordes de la tobera mientras que el de banda ancha son el resultado de las turbulencias parásitas que interactúan con la estructura. Aunque los mecanismos de generación de sonido son ya conocidos, resulta difícil definir los parámetros que controlan la potencia de las fuentes. Del punto de vista del ruido comunitario, el ruido de banda ancha es el que causa mayor preocupación, aunque se genera de forma más o menos omnidireccional, debido al nivel intenso de ruido de mezcla en la parte posterior del motor, el impacto de las ondas de choque son generalmente más marcados en la parte delantera de la aeronave durante el despegue. En el cuadrante delantero de la aeronave, el ruido de choque es aproximadamente 15 dB mayor que el ruido de mezcla.

Afortunadamente, como con los tonos puros, es posible disminuir los niveles de ruido con supresores o eliminando la expansión con toberas convergentes – divergentes. Estas toberas convergentes – divergentes se utilizan para expandir el jet a condiciones casi ideales en las razones más críticas de presión, en la envolvente operacional de la aeronave.

A diferencia de los componentes discretos, la intensidad de banda ancha asociada a las ondas de choque es razonablemente predecible. Se ha demostrado [3.11], que la intensidad varía como la razón de presiones, siendo independiente de la temperatura y la velocidad y es esencialmente independiente del ángulo de observación. La característica espectral mostrada en la Figura 3.6.3 dista de ser la banda ancha, pero tiende a poseer un pico espectral diferente, como resultado de los efectos de interferencia entre los patrones de radiación de las muchas células de ondas de choque (shocks) presentes en el jet.

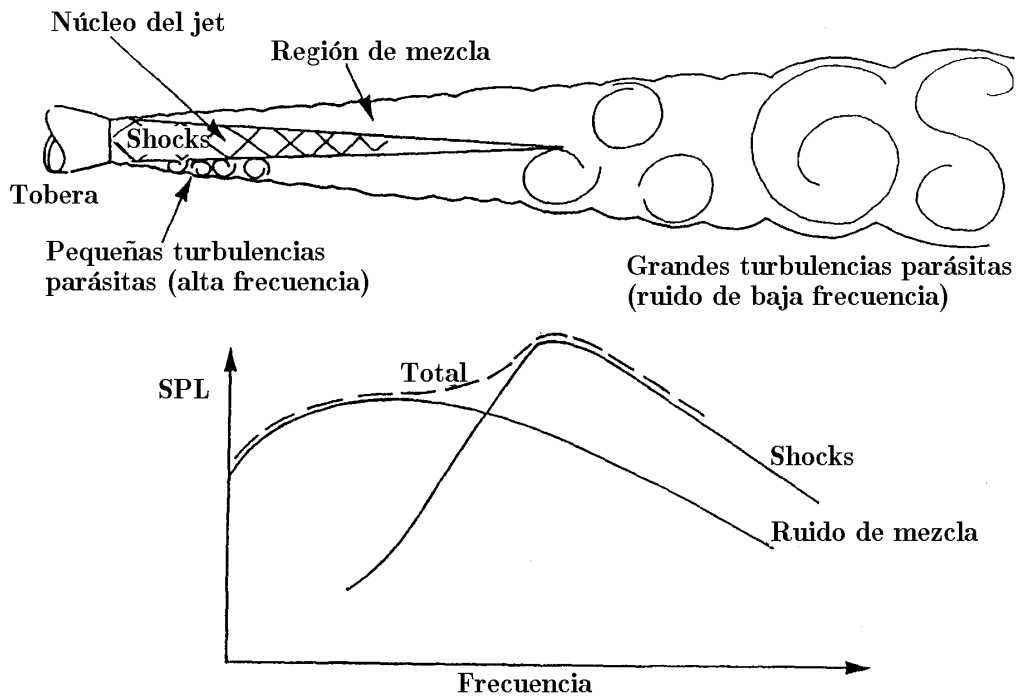


Figura 3.6.3 Origen del ruido de mezcla y de ondas de choque (shocks) y su espectro de frecuencias (*Fuente: Aircraft Noise, M.J.T Smith*)

3.6.2 Ruido de la Mezcla

M.J. Lighthill en 1954 en su paper “On Sound Generated Aerodynamically General theory (I) and Turbulence as a Source of Sound (II)” *proc. Roy. Soc. A221: 564-587*, presentó una teoría que explicaba el ruido generado por la mezcla que establecía una relación con la potencia octava de la velocidad de salida de los gases (U_j).

$$P_a = \frac{K \rho_j^2 A_t U_j^8}{\rho_\infty c_\infty^5} \quad [3.6.1]$$

Donde:

P_a = Potencia acústica radiada.

K = Constante de orden 10^{-5}

r_j = Valor de la densidad.

A_j = Área de la sección transversal del jet.

ρ_∞ = Densidad del aire en el campo lejano.

c_∞ = Velocidad del sonido en el campo lejano.

En la práctica se ha verificado que esta relación tiene desviaciones tanto en bajas como en altas velocidades, el ruido de cualquier despegue observado está en función de otras fuentes de ruido. Sin embargo, experimentos cuidadosos demuestran que la relación de la intensidad de ruido con la potencia octava de U_j se cumple. A altas velocidades, el despegue se explica en razón de la velocidad de convección de las fuentes parásitas, siendo iguales o mayores aún que la velocidad de propagación de las ondas de sonido en un campo lejano.

Si bien es cierto que se han realizado experimentos que demuestran que este ruido puede depender también de la temperatura, el principal parámetro que gobierna los niveles de ruido es la velocidad, la cual que domina las otras fuentes de ruido, aún la del compresor, en la fase de despegue y es igual a este en la fase de aterrizaje.

3.6.3 Efectos del vuelo

Debido a que la intensidad del ruido de mezcla depende de la velocidad a la cual el jet se mezcla con la atmósfera, se esperaría que los niveles de ruido se redujeran en todas las posiciones, desde el despegue hasta la etapa de sustentación aérea. Sin embargo, se observa que existe sólo una reducción en la parte trasera de los motores y en la parte de la delantera una amplificación del nivel estático.

Experimentos en túneles de viento usando jets aerodinámicamente limpios revelaron el efecto del vuelo y se llegó a la conclusión de que la no disminución de la intensidad de sonido se debía a un efecto Doppler convectivo pero que era amplificado por otras fuentes de ruido que no estaban asociados directamente a la velocidad, como las ondas de choque, ruido de combustión y otras fuentes internas de ruido.

3.6.4 Escape de dos flujos

Debido a que la velocidad de salida de los gases es difícil de controlar cuando el diseño está acabado y además este afecta el rendimiento para el impulso que necesita la aeronave, los diseños iniciales de turbinas tuvieron medidas modestas del control del ruido.

Sin embargo, los modernos turboventiladores de un gran índice de derivación, proveen una reducción del 50% en la velocidad media del jet, lo que produce un cambio de 24 dB respecto de los niveles iniciales aún con el mismo flujo de masa. No obstante, es necesario aumentar el flujo de masa para mantener el empuje constante, lo cual significa, en términos de ruido, deteriorar la reducción en un par de decibeles. En la práctica, se obtienen disminuciones netas de 21 dB. Por esto, actualmente se tienen cada vez más demanda de uso de turboventiladores de alto índice de derivación, para atenuar los problemas de ruido aéreo; aunque esta sola reducción no es suficiente. Es por eso que se continúa haciendo investigaciones al respecto.

En el caso de las naves subsónicas de alto índice de derivación, los patrones de mezcla en el escape son más complejos que en el jet puro a menos que los flujos calientes del núcleo se vean forzados a mezclarse con los flujos fríos del ventilador por medios mecánicos que den la misma presión y temperatura la salida de la tobera. Los dos flujos que están normalmente separados por dos toberas concéntricas, con la complicación de que uno de los flujos, es tres veces más caliente que el otro y que es expedido a un 50% de velocidad mayor, frecuentemente son también expedidos en porciones axiales diferentes. Estas

combinaciones originan diferentes interfases entre flujos fríos y calientes de diferentes velocidades; y por lo tanto, una variedad de posibles fuentes de sonido.

Teóricamente es posible modelar las razones de mezcla en regiones-fuente.

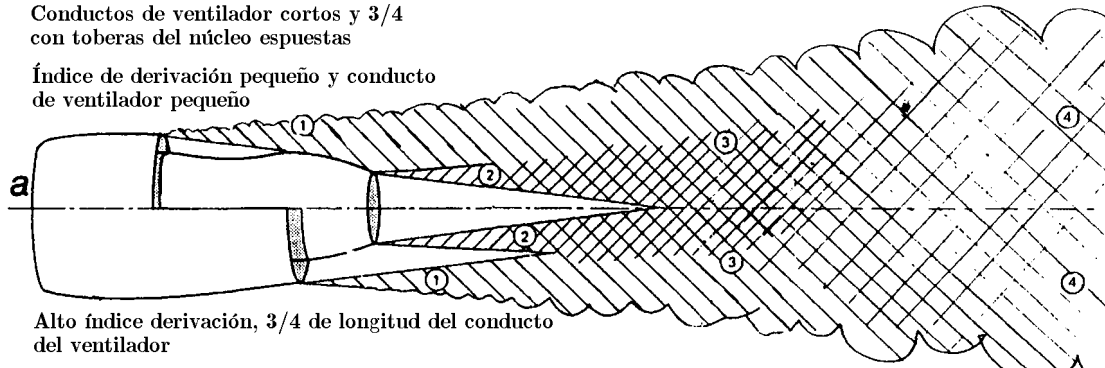
- 1) El chorro del ventilador se mezcla siempre con la atmósfera sin importar el índice de derivación o la posición de la tobera, y la velocidad de mezcla será la diferencia entre la velocidad del avión y la velocidad de salida del flujo del ventilador.
- 2) Los dos chorros se entremezclarán a la diferencia entre las velocidades del chorro del núcleo y del ventilador.
- 3) En el caso particular de conductos cortos del ventilador comparativamente con los motores de razón bajo índice de derivación, el chorro del ventilador se mezclará rápidamente y casi por completo con la atmósfera y posteriormente el chorro del núcleo caliente se mezclará virtualmente con el ambiente libre de flujo. Esta región de mezcla tendrá la velocidad relativa de más alta en todo el proceso, aproximadamente la diferencia entre la velocidad del núcleo y la velocidad del vuelo del avión. Para mayores razones de índice de derivación, con un flujo de los ventiladores más grueso, el flujo del núcleo tenderá a mezclarse de la forma propuesta en (2).
- 4) En la región “corriente abajo” el flujo medio del chorro (es decir la combinación del núcleo, el flujo del ventilador y algo del chorro entremezclado) se mezclará con la atmósfera a gran escala, pero a una velocidad baja.

Se puede entender la importancia del proceso de mezcla al analizar diferentes modelos de turboventiladores. El turboventilador original, el PW-JT3D (con un índice de derivación modesto), que traía el DC8 y el Boeing 707 apareció en dos modelos; uno con un conducto de ventilador pequeño donde el flujo del ventilador era expedido “corriente abajo” del chorro del núcleo y otro, con un conducto de ventilador más grande. Hoy en día el Boeing 747 tiene tres motores turboventiladores de un gran índice de derivación, todos con una configuración ventilador/núcleo - salida de flujo - conducto.

Motor sin mezcla, doble tobera

Conductos de ventilador cortos y 3/4 con toberas del núcleo espuestas

Índice de derivación pequeño y conducto de ventilador pequeño



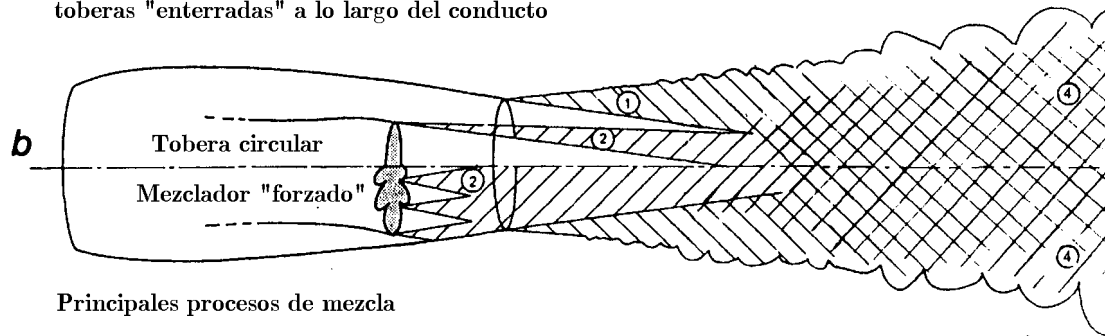
Alto índice derivación, 3/4 de longitud del conducto del ventilador

Datos Velocidad de vuelo =100m/s
Velocidad del jet del ventilador=300m/s
Velocidad del jet del núcleo =450m/s

Entonces los principales procesos de mezcla son:
(1) Jet del ventilador con la atmósfera a 200m/s
(2) Jets del núcleo y ventilador a 150m/s
(3) Jets del núcleo con el residuo de (1) a 250m/s a 350m/s
(4) Flujo medio corriente abajo con la atmósfera debajo de los 250m/s

Motor con mezcla, tobera única

Núcleo circular convolucionado toberas "enterradas" a lo largo del conducto



Principales procesos de mezcla

Para la tobera "enterrada"

- (1) a 200m/s
- (2) a 150m/s
- (3) no ocurre si no en conductos externos muy pequeños
- (4) a menos de 250m/s

Para el mezclador "forzado"

- (1) no ocurre
- (2) a 150m/s
- (3) no ocurre
- (4) a menos de 250m/s

Figura 3.6.4 Ruido generado por el jet de la mezcla detrás de varias configuraciones de sistemas de escape (Fuente "Transportation Noise Reference Book", P.M. Nelson, 1987)

Los primeros aeroplanos con el PW-JT8D tenían motores con conductos cortos. Las versiones posteriores con el GE-CFG y el RR-RB211 tienen conductos mayores como el de 3/4 de cuello de la Figura 3.6.5.a. La última versión del 747, el -400 tiene un motor RR-RB211 con un entremezclado entre los dos flujos, un solo conducto y una tobera de escape única, Figura 3.6.5.b. El twin-jet de Boeing, el 757, se presenta en tres configuraciones, de conducto corto PW-2037 y el RB211-535 en sus dos versiones de conducto largo y corto. En la versión de conducto largo (ver Figura 3.6.5.b) la tobera

del núcleo es “enterrada” corriente debajo de la tobera final y no se añade mezclas parciales por algún otro dispositivo mecánico.

Es necesario señalar una característica importante de las toberas “enterradas”; como se puede apreciar de la composición de las figuras 3.6.4.a y 3.6.4.b el flujo marcado como (3) no aparece en la tobera “enterrada”, la cual es la más alta velocidad en el proceso de mezcla, debido al alto grado de entremezclado entre los flujos del núcleo y del ventilador. Este resultado, de aplicar un mezclador, tiende a reducir los niveles de ruido en este tipo de configuración de motor, respecto de las de tobera doble, además de que facilita la adición de forros acústicos que podrían incrementar la atenuación del sonido corriente abajo del flujo reduciendo por tanto los niveles de ruido.

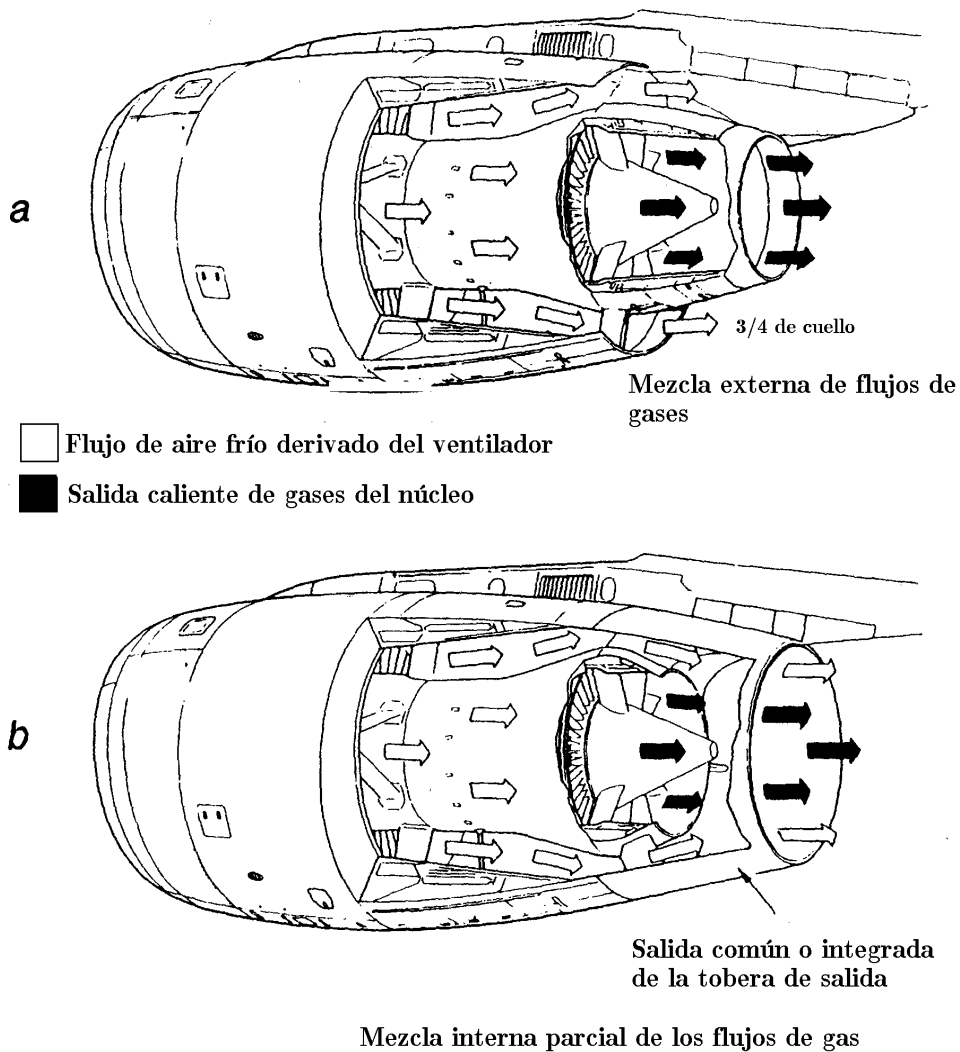


Figura 3.6.5 Mezcla parcial interna de los flujos de gas en el escape (“Aircraft Noise”, M.J.T. Smith)

En conclusión; debido a la gran variedad de posibilidades geométricas de los sistemas de escape, se puede tener una amplia gama de intensidades de sonido así como características especiales, sin embargo los sistemas de alto índice de derivación tienden a generar menos ruido.

Referencias

- [3.1] Harding, Jay C.; Fratello David J.; Hayden, Richard E.; Kadman, Yoran; y Africk Steven: "Prediction of airframe noise". NASA TN D-7821, 1975.
- [3.2] Putnam, Terrill W.; Lasagna, Paul L.; y White, Kenneth C.; "Measurements and Analisis of Aircraft Airframe Noise, Aeroacoustics: STOL Noise"; Airframe and Airfoil Noise, Ira Schwartz ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, c.1976, pp 363-378.
- [3.3] Shearing, John G.; Fratello, David J.; Bohn A. J.; y Burggarf, W. D.; "Model and Full-Scale Large Transport Airframe Noise". AAIA Paper 76-550, Julio 1976.
- [3.4] Paterson, R. W.; Vogt, P.; Fink, M. R. y Munch, C. L.; "Vortex noise of Isolated Airfoils". Journal of Aircraft 10:296-302, 1973
- [3.5] Harding, Jay C.; "Airframe Self-noise, four years of Reaserch". NASA TMX 73908, 1976.
- [3.6] Heller, H. H.;Dobryznski, W. M.; "A Comprehensive Review of Airframe Noise Research", ICAS Paper N° GL 03, 1978
- [3.7] Revel, James D.; Healy, Gerald J.; y Gibson, John S.; "Method for the Prediction of Airframe Aerodynamic Noise"; Aeroacoustics: Acoustics Wave Propagation; Aircraft Noise Prediction; Aeroacoustics Instrumentation, Ira R. Schwartz, ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp 139-154, 1976
- [3.8] Milne-Thompson M.L. "Theoretical Aerodynamics". Fourth Ed. Dover Pubs. Página 233
- [3.9] Bragg S.L. y Bridge R.; "Noise from Turbojet Compresors". RaeS Journal 68:1-10 (1964)
- [3.10] Hubbard H.H. et al; "Aeroacoustics of Fligth Vehicles". ASA(1995)

[3.11] Tanna H.K.; “An experimental study of Jet Noise, Part. Shock Associated Noise”(1977) J.S.V. 51: 429-444



4 Propagación atmosférica

4.1 Introducción

En el problema de la propagación de ruido, los tres elementos fundamentales son: la fuente, el medio y el receptor. En el capítulo 3 hemos tratado con cierto detalle las fuentes de sonido para el caso de ruido aéreo; toca en este capítulo, tratar la propagación del sonido en la atmósfera, la cual es el medio transmisor del sonido.

La ecuación básica para el nivel de presión sonora recibido a una distancia d de la fuente puntual de potencia L_p : nivel de presión sonora en el receptor

$$L_p = L_w - 20 \log \frac{r}{1\text{m}} + DI_{\text{rcvr}} - 10 \log \frac{\Omega}{4\pi} - 11 - A_{\text{comb,rcrv}} \quad [4.1.1]$$

Donde:

DI_{rcvr} = índice directividad de la fuente en la dirección del receptor.

Ω = ángulo sólido en la fuente disponible para la propagación del sonido.

$A_{\text{comb,rcrv}}$ = atenuación combinada de todos los mecanismos de propagación entre la fuente y el receptor.

Para medir L_w de la fuente se usa una medida de L_p en una ubicación de referencia cercana a la fuente $[L_p]_{\text{ref}}$ mediante la relación:

$$L_w = [L_p]_{\text{ref}} + 20 \log \frac{r_{\text{ref}}}{1\text{m}} - DI_{\text{ref}} + 10 \log \frac{\Omega}{4\pi} + 11 + A_{\text{comb.ref}} \quad [4.1.2]$$

Donde:

r_{ref} = distancia de la fuente a la posición de referencia.

DI_{ref} = índice de directividad de la fuente en la dirección de referencia.

Ω = ángulo sólido en el cual el sonido de la fuente puede propagarse.

$A_{comb,ref}$ = atenuación combinada de todos los mecanismos de absorción entre la fuente y la posición de referencia.

Estas ecuaciones son válidas en el campo lejano y con posibles modificaciones de esta fórmula, para dar cuenta de velocidades en la fuente.



4.2 Propagación del sonido

De las ecuaciones [4.1.1] y [4.1.2] se puede deducir lo siguiente:

1. Al duplicar la distancia, el nivel disminuye en el receptor en 6dB, lo que significa $-6 \text{ dB}/dd$ y 20 dB al hacer la distancia 10 veces la original.
2. En el caso de ruido de aeronaves, es importante tomar en cuenta el patrón de directividad, en lo referente al ruido en el receptor, sobre todo en el cuadrante posterior del avión.
3. Para el caso de aviones, en sobrevuelo, el ángulo permitido sería $4\pi \text{ sr}$ (todo el espacio) mientras que en operaciones en tierra el piso formaría una barrera duplicando la presión en la parte superior del piso (en este caso el ángulo W se reduciría a $2\pi \text{ sr}$).

4.2.1 Niveles de ruido de fuentes en movimiento

Una fuente de sonido puntual moviéndose en el espacio debe ser aproximada como una serie de fuentes puntuales cuyas ecuaciones de propagación están dadas por [4.1.1] y [4.1.2]. Decimos que una fuente es puntual cuando: (1) todas sus dimensiones son menores a la mitad de la distancia entre la fuente y el receptor (2) aproximadamente las mismas condiciones de propagación existen desde todas partes de la fuente al receptor. De no cumplirse dichas características, sería necesario dividir la fuente en fuentes más pequeñas que cumplan con las condiciones y luego sumar todas estas fuentes logaritmicamente mediante la ecuación.

$$[L_p]_{\text{comb}} = 10 \log \left[\sum_{\text{todas las fuentes}} 10^{[L_{p(r)}]_s / 10} \right] \quad [4.2.1]$$

Suponga ahora que se quiere tener una medida acumulativa de la exposición al ruido, con el propósito de cuantificar una fuente variante en el tiempo (debido al movimiento). El índice comúnmente utilizado para este propósito es el L_{AeqT} , el nivel equivalente con ponderación A en un tiempo T. Por definición tenemos que:

$$L_{Aeq,T} = L_{eq} = 10 \log \left(\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} 10^{L_A(t)/10} dt \right) \quad [4.2.2]$$

Donde:

$L_A(t)$ = Nivel de presión sonora instantánea con ponderación A.

$T = t_2 - t_1$ = Lapso de tiempo.

En este caso es necesario modificar la ecuación [4.1.1] para que esté en función del tiempo.

$$L_A(t) = L_{w_A}(t) - 20 \log \frac{\sqrt{t}}{1m} + DI_{revr}(t) - 10 \log \frac{\Omega(t)}{4\pi} - 11 - A(t)_{comb,revr} \quad [4.2.3]$$

En este caso para reemplazar la ecuación [4.2.2] en [4.2.3] surgen las dificultades de evaluar \sqrt{t} , $DI(t)$, $\Omega(t)$ y $A(t)_{comb,revr}$. Sin embargo, se puede simplificar la solución del problema si asumimos que la fuente se mueve en línea recta a velocidad constante, de manera que esta línea se divide en segmentos que cumplen las condiciones de fuente puntual, como se observa en la Figura 4.2.1, a mayores distancias se pueden permitir mayores “segmentos de ruta”.

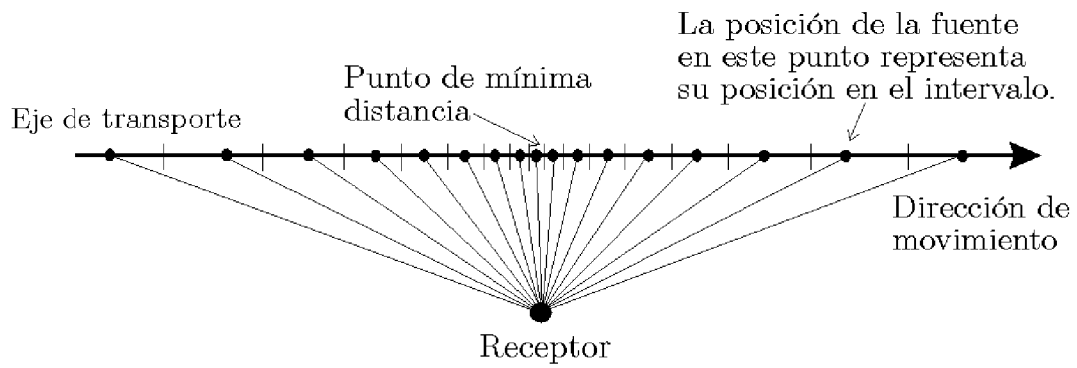


Figura 4.2.1

En estos segmentos de ruta se asume que la fuente es aproximadamente constante a medida que se viaja en este elemento. Después de algunas manipulaciones algebraicas se llega a la siguiente ecuación:

$$L_{At,mov} = L_{eq,mov} \approx 10 \log \left(\sum_{\text{cada elemento } n} 10^{\frac{[L_{A,n} + 10 \log(\Delta t_n / 1s)]}{10}} \right) - 10 \log \frac{t_2 - t_1}{1s} \quad [4.2.4]$$

Demostración

Se supone que en la línea de movimiento, cada segmento dado tiene una duración y un nivel mas o menos constante. El promedio ponderado en el tiempo vendría a ser:.

$$Pot_{prom} = \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} \frac{10^{\frac{L_{A,n}}{10}} t_n}{t_2 - t_1}$$

Siendo $(t_2 - t_1)$ el tiempo total del movimiento y Δt_n la duración en el n-ésimo segmento.

Entonces:

$$L_{eq_{mov}} \cong 10 \log \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} \frac{10^{\frac{L_{A,n}}{10}} t_n}{t_2 - t_1} = 10 \log \frac{1s}{t_2 - t_1} \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} 10^{\frac{L_{A,n}}{10}} \frac{t_n}{1s}$$

$$L_{eq_{mov}} \cong 10 \log \frac{1s}{t_2 - t_1} + 10 \log \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} 10^{\frac{L_{A,n}}{10}} \frac{t_n}{1s}$$

$$L_{eq_{mov}} \cong -10 \log \frac{(t_2 - t_1)}{1s} + 10 \log \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} 10^{\frac{L_{A,n}}{10}} \diamond 10^{\log \frac{t_n}{1s}}$$

$$L_{eq_{mov}} \cong 10 \log \sum_{\text{cada una de las fuentes } n} 10^{\left(\frac{L_{A,n} + 10 \log \frac{t_n}{1s}}{10} \right)} - 10 \log \frac{(t_2 - t_1)}{1s}$$

L.q.q.d.

Comparando las ecuaciones [4.1.3] y [4.1.6] se puede llegar a la conclusión de que el caso de la fuente en movimiento es equivalente al caso de fuentes estáticas puestas en cada uno de los segmentos ajustados por su duración.

Es posible también hacer los mismos cálculos para demostrar que el SEL (ver capítulo 5) está dado por:

$$L_{A, t, mov} = SEL_{mov} \cong 10 \log \left(\sum_{\text{cada una de las fuentes } n} 10^{[L_{A,n} + 10 \log(t_n/1s)]/10} \right)$$

y

$$L_{dn, mov} = 10 \log \left[\frac{1}{24} \left(\sum_{\text{cada hora del día, } h} 10^{(L_{A,1h})_h/10} + \sum_{\text{cada hora de la noche } h} 10^{[(L_{A,1h})_h + 10]/10} \right) \right]$$

Donde $L_{A, t, mov}$ es el SEL con ponderación A y $L_{dn, mov}$ es el nivel “día-noche” con una corrección de 10dB para el periodo nocturno de 10 pm- 7 am de la mañana siguiente.

Nótese que para diferentes geometrías (trayectos a curvos, por ejemplo) habrían que hacerse modificaciones a la fórmula para tomar en cuenta las distancias al receptor. Aunque los ángulos dibujados en la figura son iguales, no necesariamente tiene que ser así.

En el caso de ángulos iguales, al aumentar la distancia a la fuente, la longitud del segmento aumenta, compensando la disminución de intensidad por el efecto de la distancia. Una compensación exacta ocurre cuando se trata de fuentes no directivas y sin atenuadores del sonido (por ejemplo arbustos y otros) entre la fuente y el receptor.

Como cuestión final, al duplicar la distancia de la fuente (el trayecto) al receptor ya no se produce una disminución del 6dB, como en el caso de la fuente puntual estática. En este caso, como se puede apreciar de la gráfica, que un aumento al doble de la distancia de la ruta representa un incremento menor en los segmentos más alejados; por lo tanto, es de esperar una menor disminución en los niveles de sonido. Se puede realizar un cálculo con una línea infinita y verificar que se tiene -3 dB/dd, es decir una disminución de 3 dB, cada vez que se duplica la distancia perpendicular a la línea, o 10 dB cada vez que se hace una distancia 10 veces mayor (ver Leo L. Beranek *Noise and Vibration Control Engineering : Principles and Applications*. John Willey and Sons 1992).

4.3 Absorción atmosférica.

La absorción atmosférica se refiere a la atenuación del sonido en la atmósfera, debido principalmente a la relajación de las moléculas de oxígeno y nitrógeno, y la conducción térmica y viscosidad del aire, que dependen de muchos factores tales como humedad, temperatura, gradientes de viento, etc. Es por ello complicado hacer predicciones precisas en cuanto a la atenuación del sonido en la atmósfera. Además, por factores de tiempo y de variaciones atmosféricas es difícil mantener en un mismo punto las mismas condiciones. No obstante estas dificultades, es posible en ciertos casos, despreciar su presencia debido a su bajo valor de atenuación.

En la Figura 4.3.1 se observa el espectro típico para la absorción atmosférica en dBA, a diferentes distancias de la fuente al receptor. Es importante notar que las caídas más bruscas se encuentran en las distancias más cercanas a la fuente y luego progresivamente la atenuación se hace cada vez menor. Este efecto se debe a que las altas frecuencias son más rápidamente absorbidas por el aire, que dando luego a más grandes distancias, las ondas de bajas frecuencias, que no son casi atenuadas por la atmósfera.

Este es un problema serio en el ruido aéreo, sobre todo en zonas alejadas del avión, puesto que son las componentes de baja frecuencia las que llegan a las zonas más sensibles y producen molestia. Un factor que añade complejidad al problema es que precisamente las ondas de baja frecuencia, son las más difíciles de controlar por medio de la ingeniería del control de ruido.

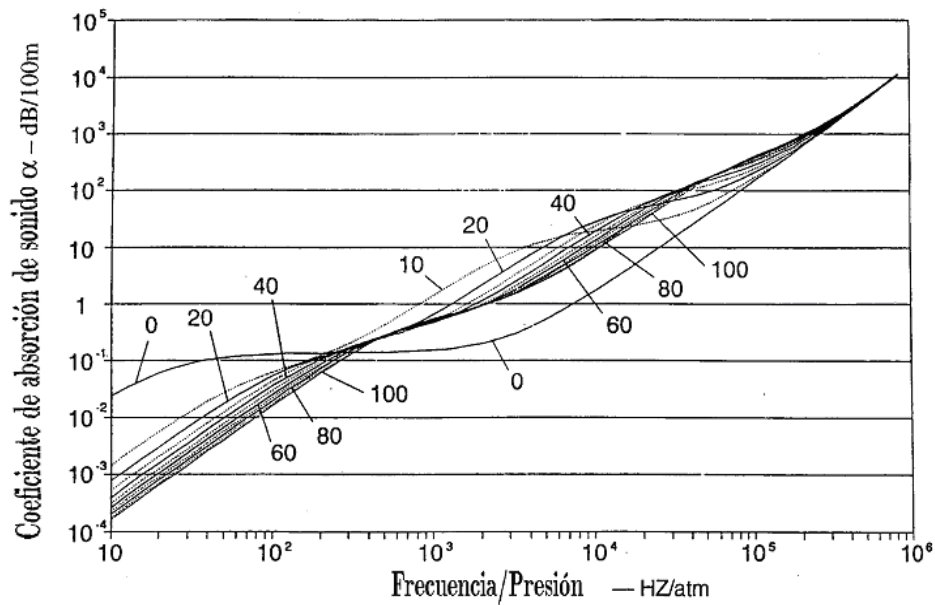


Figura 3.4.1 Absorción atmosférica del sonido (Fuente "Atmospheric absorption of sound" H.E. Bass, L.C. Sutherland y A.J. Sukerwar. J. Acoust. Soc. Am 88, 2019-2021 (1990))

Según el American National Standards Institute, en su publicación "Method for the calculation of the absorption of sound by the atmosphere" American National Standard ANSI 26-1978, es posible calcular la atenuación atmosférica de tonos puros mediante.

$$A_{atm,f} = \frac{r}{1000m} \left[0.6 + 1.6 \left(\frac{f}{1kHz} \right) + 1.4 \left(\frac{f}{1kHz} \right)^2 \right] \quad [4.3.1]$$

Donde:

$A_{atm,f}$ = Atenuación en la atmósfera de la fuente de frecuencia f .

r = Distancia fuente receptor.

f = Frecuencia del tono.

Se supone además una presión de una atmósfera, temperatura de 10°C y 70% de humedad relativa.

En el caso de cálculo de la atenuación atmosférica por bandas de tercio de octava se puede calcular mediante la fórmula:

$$A_{atm,f_{band}} = \frac{r}{1000m} \left[0.2 + 3.6 \left(\frac{f_{band}}{1kHz} \right) + 0.36 \left(\frac{f_{band}}{1kHz} \right)^2 \right] \quad [4.3.2]$$

Donde:

$A_{atm, f_{band}}$ = Absorción atmosférica en la banda de octava f_{band} .

f_{band} = Frecuencia central de tercio de octava

En el caso del presente estudio (condiciones imperantes en Lima) con humedades relativas superiores al 90%, se concluye que los efectos de atenuación atmosféricas es pequeña, sobre todo a bajas frecuencias.



4.4 Efectos de superficie.

Supongamos una fuente de sonido en cercanía a una superficie (ver Figura 4.4.1); por reflexión en esta superficie se produce una interferencia entre el rayo directo y el rayo reflejado.

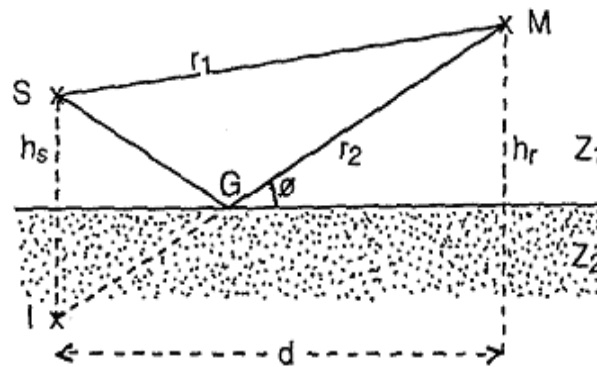


Figura 4.4.1

En este caso pueden suceder dos situaciones. Puede existir una interferencia destructiva, lo que traería como consecuencia una disminución del sonido de entre 20-30 dB; o una interferencia constructiva, cuyo resultado sería un aumento de 6 dB, este resultado dependería de la frecuencia de la onda emitida y de las características del suelo.

El coeficiente de reflexión en el plano del piso viene dado por [4.1]:

$$r_p = \frac{\text{sen}\varphi - \frac{Z_1}{Z_2}}{\text{sen}\varphi + \frac{Z_1}{Z_2}} \quad [4.4.1]$$

Donde:

r_p = Coeficiente de reflexión.

Z_1 y Z_2 = Impedancias de los medios 1 y 2.

φ = Ángulo de reflexión

Como casos límite se pueden considerar:

$Z_1/Z_2=0$	en este caso se tiene una superficie infinitamente rígida, lo que da lugar a un $r_p \rightarrow +1$
$Z_1/Z_2 = \infty$	en este caso se tiene una superficie infinitamente suave, lo que da lugar a un $r_p \rightarrow -1$

Lo que ocurre realmente está entre estos dos casos ideales.

En el caso de una superficie sólida (como por ejemplo una pista de asfalto o concreto) y tomando en consideración que en un sonido cualquiera tiene una serie de frecuencias en general para una superficie rígida se tiene un aumento de 3 dB. Para superficies más suaves (como el gras o arena), éstas inducen una fase invertida en la reflexión, excepto a muy bajas frecuencias, lo que añade una atenuación de banda ancha

4.5 Refracción y gradientes de viento y temperatura.

Los gradientes verticales de viento y temperatura producen cambios en la dirección de movimiento del sonido, como se puede apreciar en la Figura 4.5.1, en donde se aprecian diferentes configuraciones.

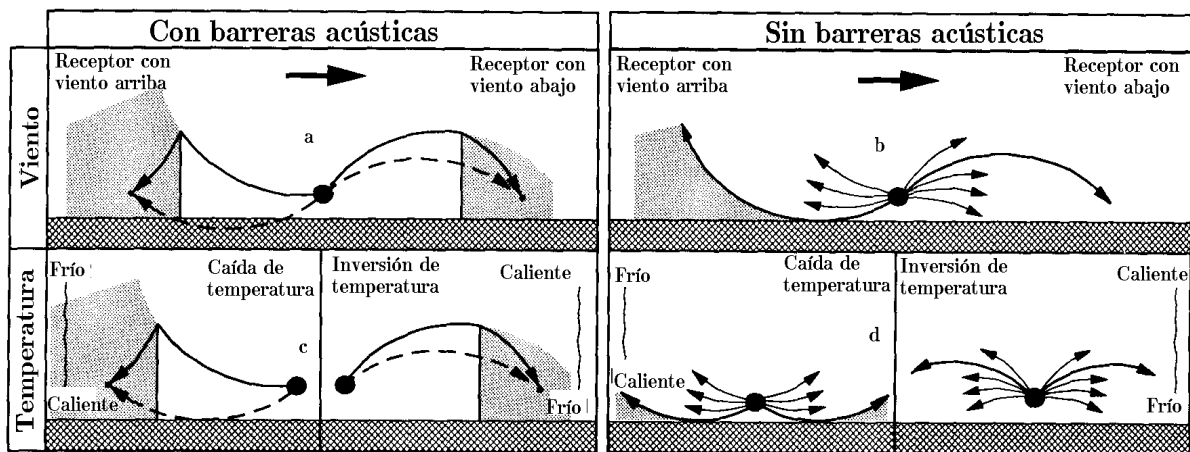


Figura 4.5.1 Efecto de los gradientes de viento y temperatura en la propagación del sonido en la atmósfera (las líneas continuas representan la dirección de propagación con la barrera y las punteadas sin la barrera en el suelo. Tomado de "Noise and Vibration Control Engineering". L.L. Beranek, A Willey Interscience Publication 1992).

En la Figura 4.5.1 a y b, se aprecia el efecto del viento en la propagación del sonido. En este caso se forma una zona de "sombra" acústica, cuando el receptor se encuentra en favor al viento.

De la misma manera, en la Figura 4.5.1 d, al haber un gradiente de temperatura (siendo la temperatura más alta la situada en la parte baja) los rayos de sonido son refractados hacia arriba, lo que previene al receptor de recibir estos rayos. Por lo tanto, una refracción hacia arriba disminuye los efectos sobre el receptor. En el caso contrario, Figura 4.5.1 c, los rayos refractados hacia abajo aumentan los problemas de ruido a los receptores y reducen la atenuación por efectos de superficie, barreras o áreas verdes.

Estas condiciones climáticas son muy complejas de analizar, debido a sus cambios de momento a momento por las turbulencias atmosféricas. Si bien existen procedimientos

legales en algunos países que de alguna manera sirven para estimar la forma en que se ha de propagar el ruido [4.2] tener una certeza razonable a largo plazo es casi nula.



4.6. *Turbulencia atmosférica.*

Las turbulencias atmosféricas tienden a disminuir el efecto de atenuación de superficies, pues varían las fases relativas de los rayos directos y rebotados, haciendo el campo sonoro más caótico o aleatorio. Esta aleatoriedad contribuye en un aumento del campo sonoro al destruir su coherencia.

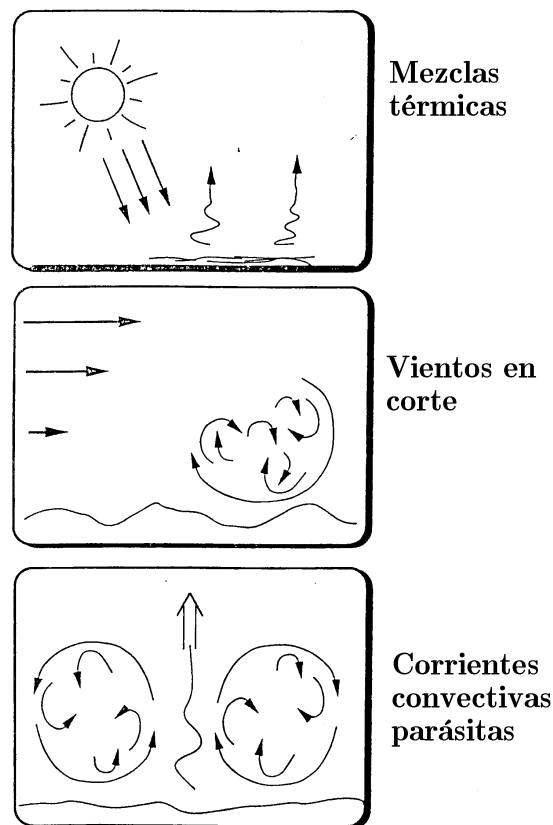


Figura 4.6.1 Principales causas naturales de turbulencias atmosféricas (Embleton Op. cit)

Por otro lado, el efecto aleatorio de las turbulencias atmosféricas provoca una disminución de la directividad de la fuente, haciendo que los picos de intensidad disminuyan, haciendo que las gráficas polares de intensidad de sonido se vean más redondeadas. El efecto de la turbulencia con fuentes poco directivas es por lo tanto menor.

4.7 El Número de Mach y los diferentes regímenes de velocidad.

Al moverse un cuerpo, genera una serie de efectos en las moléculas de aire que lo rodean. Cuando las velocidades son bajas (por debajo de los 200 m/s) la situación es relativamente simple, puesto que el aire no sufre variaciones en su densidad, y el sonido es generado por las fluctuaciones de presión. Se dice, en estos, casos que el aire se comporta de manera incompresible.

Sin embargo, a mayores velocidades los cambios en la densidad del aire ya no son despreciables y la dificultad del análisis se eleva puesto que esta compresibilidad depende de la velocidad relativa del fluido respecto del cuerpo en movimiento.

Matemáticamente, la compresibilidad de un fluido, se puede definir como el inverso del módulo de elasticidad E .

$$E = \frac{-dp}{dv \div v} \Rightarrow C = E^{-1} \quad [4.7.1]$$

Siendo:

p = La presión del fluido

E = Módulo de elasticidad

dp = Una variación diferencial del fluido

C = Módulo de compresibilidad

v = Volumen de fluido y

dv = Variación diferencial y el signo - se interpreta de manera que un aumento de presión implica una disminución de volumen.

E (módulo de elasticidad) para un gas dependerá del tipo de proceso termodinámico que se tenga. Por ejemplo si es un proceso isotérmico ($pv = cte$) entonces $E=p$. Si se trata de un proceso adiabático ($pv^\gamma = cte$) entonces $E=\gamma p$, es decir el módulo de elasticidad es 1.41 veces mayor en una transformación isotérmica que en una adiabática y por tanto la compresibilidad es menor.

De la física elemental se sabe que

$$c = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{\frac{E}{\rho}} = \sqrt{\frac{1}{C\rho}} \quad [4.7.2]$$

Donde:

- c = Velocidad del sonido
- p = Presión
- ρ = Densidad del aire
- E = Módulo de elasticidad
- C = Módulo de compresibilidad.

De esta ecuación notamos entonces que la velocidad del sonido es inversamente proporcional a la raíz cuadrada del modulo de compresibilidad.

4.7.1 El Número de Mach.

La ecuación del Bernoulli establece que la entalpía de un fluido puede calcularse como:

$$h = \frac{1}{2} v^2 + \frac{c^2}{\gamma - 1} \quad [4.7.3]$$

Donde:

- h = Entalpía del fluido
- v = Velocidad del fluido
- γ = C_p/C_v
- C_p = Capacidad calorífica a presión constante
- C_v = Capacidad calorífica a volumen constante
- c = Velocidad del sonido.

En esta ecuación, el término $\frac{1}{2} v^2$ representa la energía del movimiento ordenado de partículas a velocidad v y $\frac{c^2}{\gamma - 1}$ representa el movimiento desordenado de estas. Si efectuamos el cociente de ambas energías tendremos.

$$\frac{\frac{1}{2}v^2}{c^2} = \frac{\gamma - 1}{2} \left(\frac{v^2}{c^2} \right) = \frac{(\gamma - 1)}{2} \left(\frac{v}{c} \right)^2 = \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 \quad [4.7.4]$$

Donde:

$$M = \left(\frac{v}{c} \right)$$

Entonces podemos concluir que el número de Mach M es el cociente entre la velocidad v de un fluido y la velocidad c del sonido en el seno de este. El nombre Mach es en honor al físico alemán Ernest Mach (1838 - 1916).

4.7.2 Diferentes regímenes de velocidad.

Atendiendo a los diferentes valores del número de Mach es posible dar la siguiente tabla:

Regímenes de Velocidad	Número de Mach
Subsónico	$M = 0.75$
Transónico	$0.75 < M = 1.20$
Supersónico	$1.20 < M = 5.00$
Hipersónico	$5.00 < M = 10.00$
Hiperveloz	$M > 10$

Subsónico: Un objeto en régimen subsónico, hace que las moléculas de aire delante de él se muevan más rápidamente que el objeto, haciendo que las ondas sonoras lo rodeen.

El gas se comporta como un gas perfecto.

Transónico: En este caso las moléculas, al ser empujadas se desplazan a la misma velocidad que las ondas perturbadoras de presión y se comprimen. Esta compresión tiene

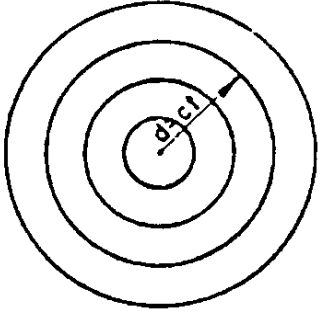
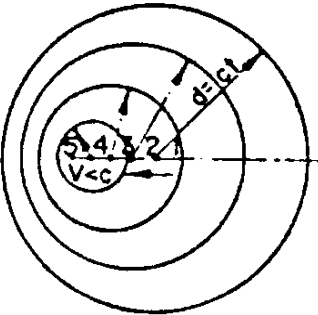
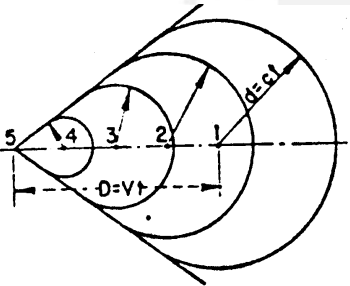
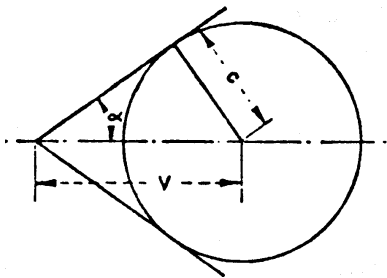
un cambio en la corriente de aire; apareciendo, delante del objeto, una superficie de discontinuidad de presiones llamada onda de choque. Aún el aire se comporta como un gas ideal.

Supersónico: La velocidad del objeto es mayor a la de las ondas de choque, formado estas últimas lo que se llama el cono de Mach, formado por las partículas del fluido impulsadas a moverse a velocidad supersónica. El aire se comporta aún como un gas ideal. En este régimen también se aprecia un aumento en la temperatura del gas, debido a un aumento de la energía suministrada por el cuerpo en movimiento.

Hipersónico: En este régimen ocurre lo mismo que en el régimen supersónico, con la diferencia que el cono de Mach se hace más agudo y por lo tanto su efecto se siente en una zona mas larga. En cuanto al aire, al aumentar la energía comunicada a sus moléculas se empiezan a tener comportamientos diferentes. En este momento la energía suministrada hace que las moléculas choquen entre sí y vibren. La energía calorífica es absorbida por dichas vibraciones, es por este motivo que las temperaturas no son tan elevadas como se hubiera pensado al extrapolar el régimen supersónico. En éste régimen hipersónico las modificaciones en el comportamiento del aire hacen que éste ya no se comporte como un gas ideal.

Hiperveloz: Cuando se alcanzan velocidades por encima de Mach-10, la temperatura del aire puede llegar a 2500°C; a esta temperatura las moléculas de oxígeno comienzan a disociarse formado oxígeno monoatómico. Este efecto no se nota con todos los gases del aire simultáneamente. En el caso del nitrógeno se requiere una temperatura de 5000°C lo que implicaría un número de Mach 16. A partir de Mach 16 el gas comienza a ionizarse haciendo que el comportamiento del fluido sea muy diferente.

Formación del cono de Mach en un flujo supersónico

	<p>Propagación en esferas concentradas de las ondas sonoras en el seno de un fluido en reposo, a partir del punto de origen de la perturbación.</p>
	<p>Si el punto de origen de la perturbación se traslada en el sentido 1,2,3,4,5 con una velocidad transónica $v < c$, las ondas sonoras esféricas al avanzar más rápidamente que el origen de la perturbación hacen que estas se queden siempre dentro de la envolvente esférica sonora. Esta figura corresponde a un movimiento subsónico.</p>
	<p>Si el origen de la perturbación se traslada en el sentido 1,2,3,4,5 con una velocidad de $v > c$ las ondas sonoras esféricas se cortan unas detrás de las otras y la envolvente de éstas es una superficie cónica cuyas generatrices se llaman líneas de Mach.</p>
	<p>El ángulo que forman las generatrices cortadas por el plano que pasa por el eje del cono de Mach se llama ángulo de Mach., de modo que:</p> $\text{sen } \delta = \left(\frac{c}{v} \right) = \frac{1}{v/c} = \frac{1}{M} \Rightarrow \delta = \text{sen}^{-1} \left(\frac{1}{M} \right)$

Cuadro 4.7.1 Efecto de las velocidades de la fuente relativas a la velocidad del sonido.
(Tomado de "Ruido y Estampido Sónico", Martin Cuesta Alvarez, Paraninfo 1982)

Referencias

- [4.1] T.F.W Embleton "Noise Propagation and Prediction Outdoors" Acoust. Soc. Am. Fort Lauderdale meeting, Diciembre de 2001.
- [4.2] Verem Deutscher Ingéniense " Schallausbreitung in Frien" (Outdoor Sound Propagation) Report N^a VDI 2714, VDI-Verlag Gmb4, Dúscldorf, 1988



5 Métricas usadas para la evaluación del ruido aéreo.

Una métrica de sonido es un método o procedimiento matemático desarrollado para evaluar la sonoridad, ruidosidad o molestia causada por el ruido.

En este capítulo se tratarán las principales métricas desarrolladas en el ruido aéreo, clasificándolos en métricas de eventos discretos y de múltiples eventos¹. En este sentido diferenciamos dos términos que pueden confundirse: a) Una **escala** de ruido de aviones incluye los efectos de la presión sonora, los espectros de frecuencia (incluyendo tonos puros), la duración y distribución espacial de la fuente. b) Un **índice**, además de lo anterior, incluye el número de eventos y el momento del día.

Tanto en las escalas (niveles) o índices debería tomarse en cuenta la respuesta subjetiva de la personas y su efecto en el comportamiento de las mismas.

5.1 Generalidades

5.1.1 Sonoridad

Como se ha mencionado previamente en la presente tesis, el ruido es por definición un sonido molesto o no deseado. Esta molestia generada por el ruido de aviones en particular, es afectada por la historia previa de cada una de las personas, su dependencia o no del aeropuerto y sus temores o ideas preconcebidas. Es en este sentido que se deben buscar formas de correlacionar el ruido con la molestia que este genera.

Para empezar, la perspectiva más simple consiste en averiguar la “sonoridad” de un sonido, es decir, la reacción subjetiva del “volumen” o intensidad del sonido. Para

1. Se recomienda leer los anexos A1, A2 y A3 si no se cuenta con conocimientos previos de acústica.

lograr esto se realizan experimentos con muchas personas que nos ayudan a conocer exactamente cual es la forma en que el sistema auditivo humano responde al ruido.

El experimento básicamente es el siguiente, se somete a las personas a un tono de 1000Hz a 40dB re 20 μ Pa y se va variando la frecuencia del tono subiendo o bajando el volumen de la fuente (potencia física) y se le pregunta en que nivel la nueva frecuencia se escucha igualmente sonora. Esto se puede llevar a una gráfica con diferentes líneas de igual sonoridad (ver Figura 5.1.1). Aquí se aprecia claramente que el oído humano no capta de la misma manera todas las frecuencias; por ejemplo, como se puede observar, a bajas frecuencias, es necesario elevar la potencia del equipo de sonido par que las personas perciban el sonido igualmente “sonoro”.

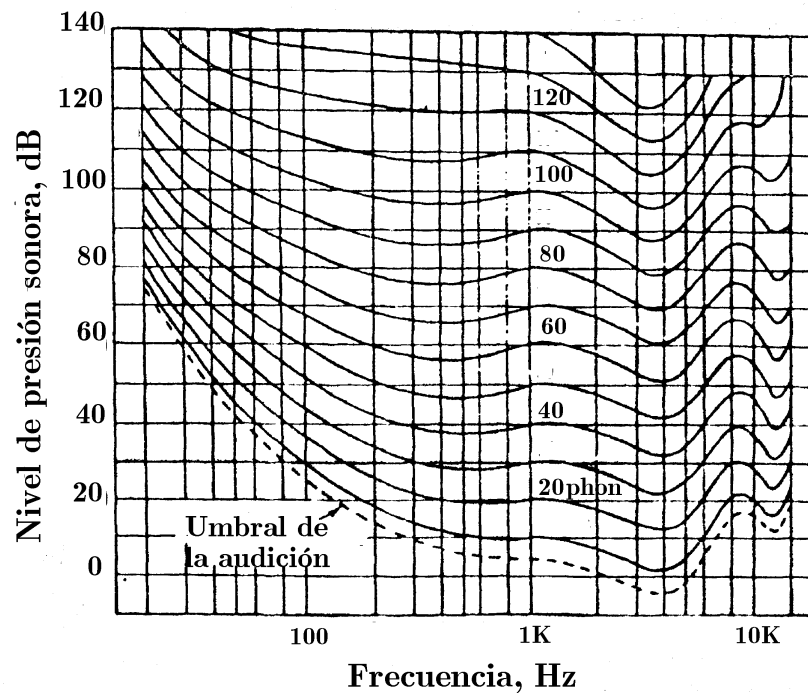


Figura 5.1.1 Curvas de igual sonoridad. (Tomado de ISO 226)

Las unidades de estas curvas de igual sonoridad se denominan “phon”. La escala phon se escoge de manera que a 1KHz el número de phons es igual al nivel de presión sonora a esa frecuencia. Por ejemplo, si observamos la de 60phon a 1KHz y la seguimos hacia la zona de bajas frecuencias, veremos que a 31.5Hz 60phons requiere de un SPL de 90dB re 20Pa, es decir que el oído humano es casi 30dB más sordo a 31.5Hz que a métricas de eventos discretos.

5.1.2 Ponderación A: Nivel de presión sonora con ponderación “A” dBA.

La medida más fácil del sonido sería la que capta el nivel tal como físicamente se emite, y de hecho algunos sonómetros cuentan con la llamada “ponderación lineal” la cual hace precisamente esto, medir el sonido casi sin distorsión en todas sus frecuencias. Sin embargo, como hemos visto, la forma en que el sistema auditivo humano responde al ruido no es lineal. La métrica más común usada en los sonómetros, para simular la respuesta no-lineal del oído humano, es a través de una ponderación en frecuencias que proviene de las curvas de igual sonoridad. En principio la ponderación A, fue ideada para seguir la respuesta humana al ruido a niveles de baja potencia (máx. 55dB) como se puede apreciar de la figura, la curva de ponderación A es aproximadamente la inversa de una curva de igual sonoridad de una isófona de 40 phon.

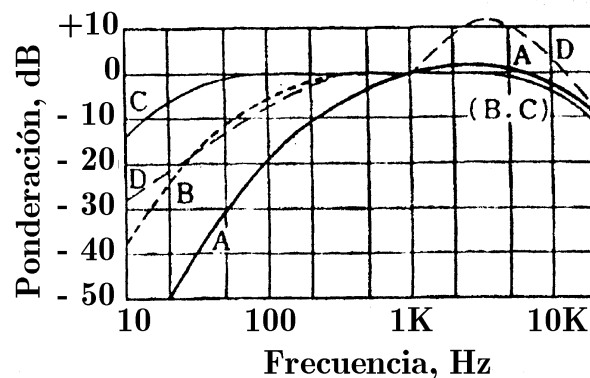


Figura 5.1.2 Curvas de ponderación (Tomado de Maekawa “Environmental and Architectural Acoustics”)

Si bien es cierto que esta ponderación fue desarrollada para sonidos de baja potencia, en la actualidad se le usa indistintamente del nivel medido, lo que ha originado múltiples cuestionamientos acerca de su real validez como una métrica que correlacione bien con la respuesta humana al ruido.

Por otro lado, la bibliografía consultada [5.1], hace referencia al hecho que para una misma lectura en dBA los ruidos causados por aviones son más molestos que otros

causados por diferentes medios de transporte; además, que no correlaciona bien con la molestia causada por el ruido.

5.1.3 Otras ponderaciones

Inicialmente se plantearon tres ponderaciones para la medición de ruido de manera que simulara la respuesta fisiológica del oído humano, como se aprecia de la Figura 5.4.1 la familia de curvas de igual sonoridad, si bien mantiene el mismo patrón, se va haciendo menos empinada conforme el nivel de presión sonora crece, esto quiere decir que el oído humano es más sensible a las bajas frecuencias de los sonidos de alta energía. La forma de simular este comportamiento es usar curvas de igual sonoridad a potencias intermedias y altas para poder “castigar” menos a las bajas frecuencias. Las ponderaciones B y C como se observa de la Figura 5.1.2 muestra que en bajas frecuencias estas ponderaciones restan menos decibeles a las bajas frecuencias, razón por la cual al medir un sonido con una fuerte componente de bajas frecuencias, las medidas con ponderación A, dan lecturas menores que con la ponderación C. Ahora bien en todos los sonómetros modernos las únicas ponderaciones que siempre se incluyen son la A y la C. La B ha caído en desuso desde hace bastante tiempo. En la década de 1970 Kryter propuso una nueva ponderación, la D, especialmente diseñada para la medición de ruido causado por aviones y tomaba en consideración la molestia del ruido o ruidosidad, pero, al parecer nunca tuvo mucha aceptación y hoy en día no viene incluida en ningún sonómetro.

El tema de las ponderaciones sigue teniendo hoy en día bastante vigencia, en un artículo del Journal of the Acoustical Society of America [5.2], se plantea la necesidad de usar un sonómetro multidimensional, en el que no sólo se tome el cuenta la dimensión frecuencia sino también el factor nivel de sonido de manera que en base a los cálculos sonoridad correspondientes al ISO 532b, este sonómetro calcularía el nivel y establezca en tiempo real cual ponderación corresponde para el nivel medido y de esta forma establecer la medida más adecuada del sonido. De esta forma, según estas investigaciones, se logra una mejor correlación de la molestia causada en las personas con las diferentes fuentes de ruido.

5.1.4 Teoría de Stevens: Sones

En 1961, Stevens define el concepto de ruidosidad medida en sones, teniendo en cuenta la sonoridad de ruido en phons.

El sone es la ruidosidad producida por un nivel de presión sonora de 40dB a 1000Hz; y, por tanto, corresponde a un nivel de ruidosidad de 40 phons. La relación entre la ruidosidad (sones) con el nivel de ruidosidad viene dada por:

$$S=2^{\frac{F-40}{10}} \quad [5.1.1]$$

Ejemplo:

$$40 \text{ phon} \Rightarrow S=2^{\frac{40-40}{10}} = 1 \text{ sone}$$

$$80 \text{ phon} \Rightarrow S=2^{\frac{80-40}{10}} = 16 \text{ sone}$$

De existir una cantidad mayor de fuentes de ruido, el mismo Stevens propone la fórmula:

$$S=S_M+K(\sum S-S_M) \quad [5.1.2]$$

S_M = número máximo de tonos en cualquier frecuencia (ancho de banda de octava o 1/3 de octava)

$\sum S$ = suma del número de tonos de cualquier frecuencia (ancho de banda de octava o 1/3 de octava)

K = factor multiplicador constante ($K=0.30$ para bandas de octava; $K=0.15$ para bandas de 1/3 octava.).

5.1.5 Teoría de Kryter : Noys

Otra manera de cuantificar la respuesta subjetiva del ser humano al ruido fue propuesta por Kryter en 1970. Esta cuantificación tomaba en cuenta las complejidades del sistema auditivo humano como el ensanchamiento de las “bandas críticas” a baja frecuencia, el “enmascaramiento remoto” y las diferentes sensibilidades a diferentes campos de sonido. Aunque en un inicio este método fue planteado para fuentes estacionarias y variantes en el tiempo, con el advenimiento de las computadoras, se desarrollaron algoritmos para fuentes en movimiento.

Un Noy es el ruido percibido con igual respuesta subjetiva al correspondiente a un L_p de 40dB a una frecuencia de 1000Hz (al igual que Stevens) de modo que 2Noys corresponden al doble de ruido que 1Noy y 8Noy es 8 veces más ruidoso que 1Noy.

Para determinar la ruidosidad percibida en Noys, se recurre a una tabla en la que se establece el valor en Noys por cada banda de frecuencia (en octavas) en cada nivel L_p de modo que se determinan los Noys de cada frecuencia obteniéndose la ruidosidad total por la fórmula:

$$N = N_m + K(\sum N_i - N_m) \quad [5.1.3]$$

N_m = número mayor de Noys en alguna frecuencia de bandas de octava.

$\sum N_i$ = suma del número de Noys para todas las frecuencias de bandas de octava.

$K = 0.30$

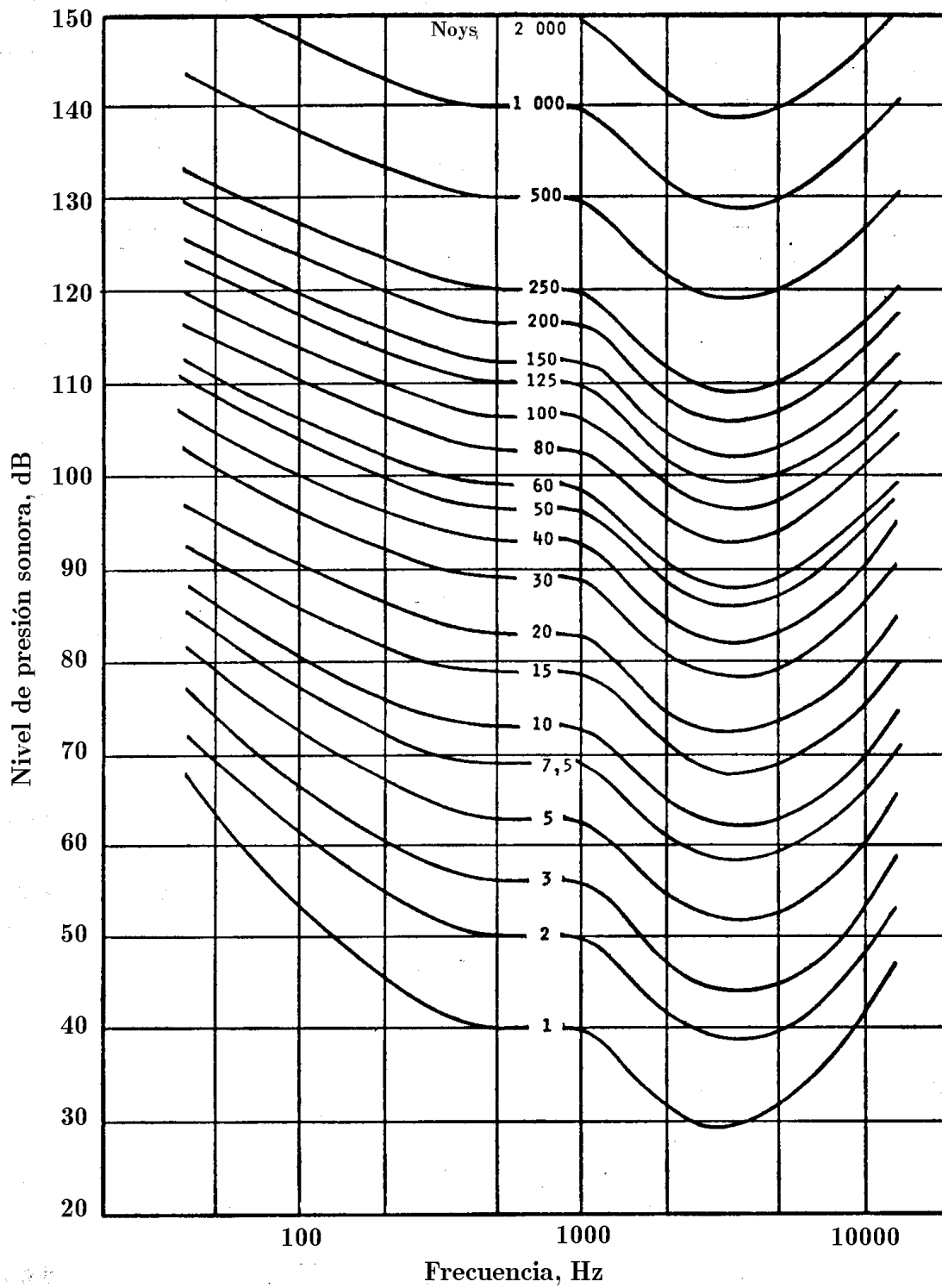


Figura 5.1.3 Curvas de igual ruidosidad (según Kryter)

0.10	0.14	0.21	0.30	0.38	0.45	0.45	0.45	0.45	0.53	0.69	0.84	1.00	1.07	1.07	1.00	0.9
0.11	0.16	0.24	0.33	0.41	0.49	0.49	0.49	0.49	0.57	0.76	0.93	1.07	1.15	1.15	1.07	1.0
0.13	0.18	0.27	0.36	0.45	0.53	0.53	0.53	0.53	0.62	0.83	1.00	1.15	1.23	1.23	1.15	1.0
0.14	0.21	0.30	0.39	0.49	0.57	0.57	0.57	0.57	0.67	0.91	1.07	1.23	1.32	1.32	1.23	1.1
0.10	0.16	0.24	0.33	0.42	0.53	0.62	0.62	0.62	0.73	1.00	1.15	1.32	1.41	1.41	1.32	1.2
0.11	0.18	0.27	0.36	0.46	0.57	0.67	0.67	0.67	0.79	1.07	1.23	1.41	1.51	1.51	1.41	1.3
0.13	0.21	0.30	0.40	0.50	0.62	0.73	0.73	0.73	0.85	1.15	1.32	1.51	1.62	1.62	1.51	1.4
0.15	0.24	0.33	0.43	0.55	0.67	0.79	0.79	0.79	0.92	1.23	1.41	1.62	1.74	1.74	1.62	1.5
0.17	0.27	0.37	0.48	0.60	0.73	0.85	0.85	0.85	1.00	1.32	1.51	1.74	1.86	1.86	1.74	1.6
0.10	0.20	0.30	0.41	0.52	0.65	0.79	0.92	0.92	1.07	1.41	1.62	1.86	1.99	1.99	1.86	1.7
0.12	0.23	0.33	0.45	0.57	0.71	0.85	1.00	1.00	1.15	1.51	1.74	1.99	2.14	2.14	1.99	1.8
0.14	0.26	0.37	0.50	0.63	0.77	0.92	1.07	1.07	1.23	1.62	1.86	2.14	2.29	2.29	2.14	1.9
0.16	0.30	0.41	0.55	0.69	0.84	1.00	1.15	1.15	1.32	1.74	1.99	2.29	2.45	2.45	2.29	2.1
0.19	0.33	0.45	0.61	0.76	0.92	1.07	1.23	1.23	1.41	1.86	2.14	2.45	2.63	2.63	2.45	2.2
0.10	0.22	0.37	0.50	0.67	0.83	1.00	1.15	1.32	1.52	1.99	2.29	2.63	2.81	2.81	2.63	2.4
0.12	0.26	0.42	0.55	0.74	0.91	1.08	1.24	1.41	1.62	2.14	2.45	2.81	3.02	3.02	2.81	2.6
0.14	0.30	0.46	0.61	0.82	1.00	1.16	1.33	1.52	1.74	2.29	2.63	3.02	3.23	3.23	3.02	2.8
0.16	0.34	0.52	0.67	0.90	1.08	1.25	1.42	1.62	1.87	2.45	2.81	3.23	3.46	3.46	3.23	3.0
0.19	0.38	0.58	0.74	1.00	1.17	1.34	1.53	1.74	2.00	2.63	3.02	3.46	3.71	3.71	3.46	3.2
0.10	0.22	0.43	0.65	0.82	1.08	1.26	1.45	1.64	1.87	2.45	2.81	3.23	3.71	3.97	3.71	3.4
10	0.26	0.49	0.72	0.90	1.17	1.36	1.56	1.76	2.00	2.00	2.00	3.02	3.97	4.26	3.97	3.7
14	0.30	0.55	0.80	1.00	1.26	1.47	1.68	1.89	2.14	2.14	2.14	3.23	4.26	4.56	4.26	3.9
17	0.34	0.62	0.90	1.08	1.36	1.58	1.80	2.03	2.30	2.30	2.30	3.46	4.56	4.89	4.56	4.2
21	0.39	0.70	1.00	1.18	1.47	1.71	1.94	2.17	2.46	2.46	2.46	3.71	4.89	5.24	4.89	4.5
25	0.45	0.79	1.09	1.28	1.58	1.85	2.09	2.33	2.64	2.64	2.64	3.97	5.24	5.61	5.24	4.8
30	0.51	0.89	1.15	1.35	1.71	2.00	2.25	2.50	2.83	2.83	2.83	4.26	5.61	6.01	5.61	5.2
34	0.59	1.00	1.29	1.50	1.85	2.15	2.42	2.69	3.03	3.03	3.03	4.56	6.01	6.44	6.01	5.6
39	0.67	1.09	1.40	1.63	2.00	2.33	2.61	2.88	3.25	3.25	3.25	4.89	6.44	6.90	6.44	6.0
45	0.77	1.18	1.53	1.77	2.15	2.51	2.81	3.10	3.48	3.48	3.48	5.24	6.90	7.39	6.90	6.4
51	0.87	1.29	1.66	1.92	2.33	2.71	3.03	3.32	3.73	3.73	3.73	4.26	6.44	7.92	7.92	6.9

	50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300	
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	4.00	4.59	6.01	6.90	7.92	8.49	8.49	8.49	7.92	7.31
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	4.29	4.92	6.44	7.39	8.49	9.09	9.09	9.09	8.49	7.91
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	4.59	5.28	6.90	7.92	9.09	9.74	9.74	9.74	9.09	8.41
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	4.92	5.66	7.39	8.49	9.74	10.4	10.4	10.4	9.74	9.01
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	5.28	6.06	7.92	9.09	10.4	11.2	11.2	10.4	9.71	
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	5.66	6.50	8.49	9.74	11.2	12.0	12.0	11.2	10.4	
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	6.06	6.96	9.09	10.4	12.0	12.8	12.8	12.0	11.2	
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	6.50	7.46	9.74	11.2	12.8	13.8	13.8	12.8	12.1	
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	6.96	8.00	10.4	12.0	13.8	14.7	14.7	13.8	12.1	
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	7.46	8.57	11.2	12.8	14.7	15.8	15.8	14.7	13.1	
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	8.00	9.19	12.0	13.8	15.8	16.9	16.9	15.8	14.1	
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	8.57	9.85	12.8	14.7	16.9	18.1	18.1	16.9	15.1	
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	9.19	10.6	13.8	15.8	18.1	19.4	19.4	18.1	16.1	
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	9.85	11.3	14.7	16.9	19.4	20.8	20.8	19.4	18.1	
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	10.6	12.1	15.8	18.1	20.8	22.3	22.3	20.8	19.1	
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	11.3	13.0	16.9	19.4	22.3	23.9	23.9	22.3	20.1	
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	12.1	13.9	18.1	20.8	23.9	25.6	25.6	23.9	22.1	
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	13.0	14.9	19.4	22.3	25.6	27.4	27.4	25.6	23.1	
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	13.9	16.0	20.8	23.9	27.4	29.4	29.4	27.4	25.1	
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	14.9	17.1	22.3	25.6	29.4	31.5	31.5	29.4	27.1	
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	16.0	16.4	23.9	27.4	31.5	33.7	33.7	31.5	29.1	
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	17.1	19.7	25.6	29.4	33.7	36.1	36.1	33.7	31.1	
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	18.4	21.1	27.4	31.5	36.1	38.7	38.7	36.1	33.1	
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	19.7	22.6	29.4	33.7	38.7	41.5	41.5	38.7	36.1	
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	21.1	24.3	31.5	36.1	41.5	44.4	44.4	41.5	38.1	
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	22.6	26.0	33.7	38.7	44.4	47.6	47.6	44.4	41.1	
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	24.3	27.9	36.1	41.5	47.6	51.0	51.0	47.6	44.1	
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	26.0	29.9	38.7	44.4	51.0	54.7	54.7	51.0	47.1	
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	27.9	32.0	41.5	47.6	54.7	58.6	58.6	54.7	51.1	
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	29.9	34.3	44.4	51.0	58.6	62.7	62.7	58.6	54.1	

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	62.7	€
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	72.0	72.0	€
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	72.0	€
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	77.2	€
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	88.6	82.7	€
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	94.9	88.6	€
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	102	94.9	€
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	109	102	€
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	117	109	€
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	125	117	€
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	134	125	€
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	144	134	€
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	154	144	€
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	165	154	€
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	177	165	€
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	189	177	€
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	203	189	€
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	217	203	€
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	233	217	€
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	249	233	€
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	267	249	€
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	286	267	€
54.0	68.6	78.8	90.5	97.0	104	119	128	137	147	147	147	147	147	169	217	249	286	307	307	307	286	€
58.6	73.5	84.4	97.0	104	111	128	137	147	158	158	158	158	158	181	233	267	307	329	329	329	307	€
73.5	78.8	90.5	104	111	119	137	147	158	169	169	169	169	169	194	249	286	329	352	352	352	329	€
78.8	84.4	97.0	111	119	128	147	158	169	181	181	181	181	181	208	267	307	352	377	377	377	352	€
34.4	90.5	104	119	128	137	158	169	181	194	194	194	194	194	223	286	329	377	404	404	404	377	€
90.5	97.0	111	128	137	147	169	181	194	208	208	208	208	208	239	307	352	404	433	433	433	404	€
97.0	104	119	137	147	158	181	194	208	223	223	223	223	223	256	329	377	433	464	464	464	433	€
104	111	128	147	158	169	194	208	223	239	239	239	239	239	274	352	404	464	497	497	497	464	€

50	63	80	100	125	160	200	250	315	400	500	630	800	1000	1250	1600	2000	2500	3150	4000	5000	6300
111	119	137	158	169	181	208	223	239	256	256	256	256	256	294	377	433	497	533	533	497	464
119	128	147	169	181	194	223	239	256	274	274	274	274	274	315	404	464	533	571	571	533	497
128	137	158	181	194	208	239	256	274	294	294	294	294	294	338	433	497	571	611	611	571	533
137	147	169	194	208	223	256	274	294	315	315	315	315	315	362	464	533	611	655	655	611	571
147	158	181	208	223	239	274	294	315	338	338	338	338	338	388	497	571	655	702	702	655	611
158	169	194	223	239	256	294	315	338	362	362	362	362	362	416	533	611	702	752	752	702	655
169	181	208	239	256	274	315	338	362	388	388	388	388	388	446	571	655	752	806	806	752	702
181	194	223	256	274	294	338	362	388	416	416	416	416	416	478	611	702	806	863	863	806	752
194	208	239	274	294	315	362	388	416	446	446	446	446	446	512	655	752	863	925	925	863	806
208	223	256	294	315	338	388	416	446	478	478	478	478	478	549	702	806	925	991	991	925	863
223	239	274	315	338	362	416	446	478	512	512	512	512	512	588	752	863	991	1062	1062	991	925
239	256	294	338	362	388	446	478	512	549	549	549	549	549	630	806	925	1062	1137	1137	1062	991
256	274	315	362	388	416	478	512	549	588	588	588	588	588	676	863	991	1137	1219	1219	1137	1062
274	294	338	388	416	446	512	549	588	630	630	630	630	630	724	925	1062	1219	1306	1306	1219	1137
294	315	362	416	446	478	549	588	630	676	676	676	676	676	776	991	1137	1306	1399	1399	1306	1219
315	338	388	446	478	512	588	630	676	724	724	724	724	724	832	1062	1219	1399	1499	1499	1399	1306
338	362	416	478	512	549	630	676	724	776	776	776	776	776	891	1137	1306	1499	1606	1606	1499	1399
362	388	446	512	549	588	676	724	776	832	832	832	832	832	955	1219	1399	1606	1721	1721	1606	1499
388	416	478	549	588	630	724	776	832	891	891	891	891	891	1024	1306	1499	1721	1844	1844	1721	1606
416	446	512	588	630	676	776	832	891	955	955	955	955	955	1098	1399	1606	1844	1975	1975	1844	1721
446	478	549	630	676	724	832	891	955	1024	1024	1024	1024	1024	1176	1499	1721	1975				
478	512	588	676	724	776	891	955	1024	1098	1098	1098	1098	1098	1261	1606	1844					
512	549	630	724	776	832	955	1024	1098	1176	1176	1176	1176	1176	1351	1721	1975					
549	588	676	776	832	891	1024	1098	1176	1261	1261	1261	1261	1261	1448	1844						
588	630	724	832	891	955	1098	1176	1261	1351	1351	1351	1351	1351	1552	1975						
630	676	776	891	955	1024	1176	1261	1351	1448	1448	1488	1488	1488	1664							
676	724	832	955	1024	1098	1261	1351	1448	1552	1552	1552	1552	1552	1783							
724	776	891	1024	1098	1176	1351	1448	1552	1664	1664	1664	1664	1664	1911							
776	832	955	1098	1176	1261	1448	1552	1664	1783	1783	1783	1783	1783	2040							
832	891	1024	1176	1261	1351	1552	1664	1783	1911	1911	1911	1911	1911								
891	955	1098	1261	1351	1448	1664	1783	1911	2048	2048	2048	2048	2048	2048							

5.2 Métricas de eventos discretos

5.2.1 Nivel equivalente continuo para un evento discreto

En el transcurso de un evento de sonido, los niveles instantáneos varían continuamente de manera que las lecturas instantáneas de los niveles de ruido no son de mucha utilidad para tener un único valor que describa al evento.

En este sentido el L_{Aeq} (Nivel Equivalente Continuo con ponderación A) se define como el nivel constante de presión sonora que tiene el mismo contenido energético que el sonido variable considerado en el mismo intervalo de tiempo.

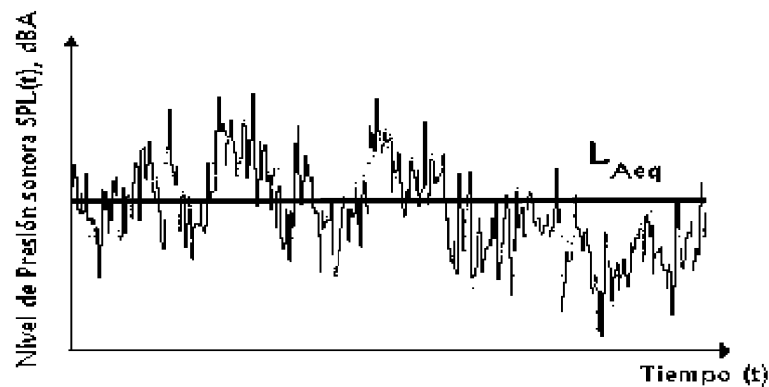


Figura 5.2.1

Matemáticamente:

$$L_{Aeq} = 10 \log \left[\frac{1}{T} \int_0^T 10^{\frac{L_p(t)}{10}} dt \right] \quad [5.2.1]$$

Donde:

L_{Aeq} = Nivel equivalente de sonido con ponderación A.

T = Tiempo de duración de la medida.

$L_p(t)$ = Nivel de presión sonora con ponderación A en el tiempo t ($t \in [0, T]$)

5.2.2 Nivel de ruido percibido PNdB o L_{PN}.

Es un nivel expresado en decibeles del ruido subjetivamente percibido. Se planteó originalmente para evaluar el ruido del paso de un avión, toma en cuenta la relación entre el ruido, molestia y las características físicas del ruido del avión.

De hecho el PNdB implica un procedimiento de cálculo extenso y complicado¹ e inclusive ha sido aplicado a usos diferentes para los que fue diseñado.

El cálculo está basado en un análisis de frecuencia por tercios de octava, medidos por lo menos cada 0.5s, el cual es ponderado y sumado para obtener un valor en unidades de ruidosidad (Noys) para cada intervalo de tiempo.

A través de tablas o cálculos matemáticos, se convierte este valor para obtener el nivel de ruido percibido PNdB (Perceived Noise Level), con posterioridad es posible realizar correcciones debidas a tonos puros de ruido y la duración del evento para obtener una unidad más refinada que es el Nivel Efectivo de Ruido Percibido (Effective Perceived Noise Level) cuya unidad es el EPNdB o L_{EPN} dB.

5.2.3 Nivel de exposición sonora, SEL o L_{AE} (Sound Exposure Level).

Se define como el nivel constante de sonido que actuando en 1 segundo, contiene la misma carga de energía acústica en ponderación A, que un sonido original en un tiempo determinado. En otras palabras, esta medida es un L_{Aeq} (Equivalent Continuous Sound Level) Sonido Continuo Equivalente, normalizado a la duración de un segundo.

1. Ver sección 5.3 para una descripción detallada.

Generalmente se utiliza para medir la molestia de la carga energética de un evento individual (por ejemplo el paso de un avión) para luego poder compararlos con diferentes eventos en diferentes tiempos.

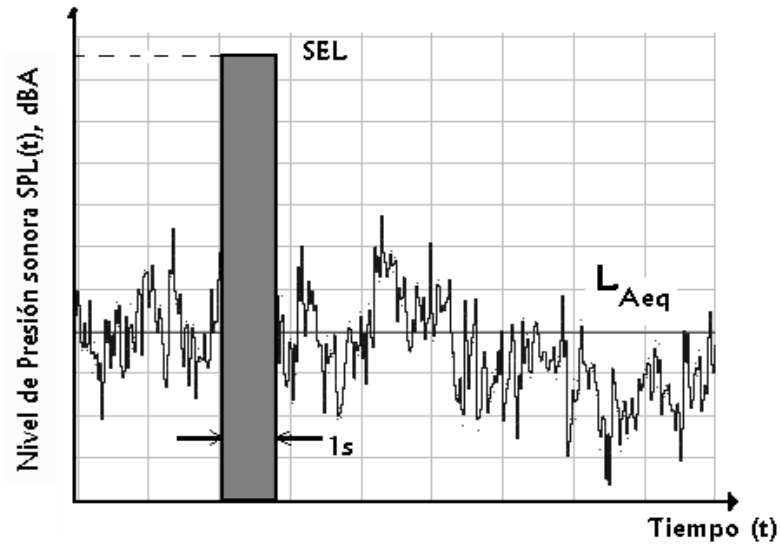


Figura 5.2.2

5.3 Métricas acumulativas.

En muchas ocasiones para medir el impacto sonoro de un aeropuerto, se requieren de mediciones que puedan extenderse por periodos largos de tiempo con el fin de identificar el tipo de ambiente acústico en el que habitan las personas afectadas por el ruido. En este sentido es que se plantean métricas de sonido que tomen en consideración múltiples eventos de sonido a lo largo de horas, días, meses e incluso años. Existiendo tipos principales de métricas acumulativas, aquellas basadas en la ponderación A y otras basadas en la molestia o ruidosidad percibida.

5.3.1 Índices basados en la ponderación A.

5.3.1.1 Nivel equivalente continuo L_{eq}

Es un nivel que es aplicable a múltiples eventos medidos con ponderación A, a través de una sumación o integración de dichos niveles individuales a lo largo de un tiempo especificado que puede ser 1 hora, 8 horas, 24 horas.

De modo que se puede calcular por:

$$L_{eq} = 10 \log \frac{1}{n} \left[\sum_{i=1}^n 10^{\frac{L_A(i)}{10}} \right] \quad [5.3.1]$$

Donde:

n = número de eventos.

$L_A(i)$ = nivel de i-ésimo evento.

Además de su amplio uso para medir la reacción de la gente al ruido, el L_{eq} se usa para predecir la pérdida de la audición por exposición al ruido en periodos largos de tiempo.

5.3.1.2 Nivel de ruido día-noche (L_{dn})

El nivel de ruido día-noche L_{dn} es un índice de ruido basado en el L_{eq} a 24 h. pero con una penalidad de 10dBA para el periodo nocturno, que va desde las, 10pm hasta las 7pm, es decir a los niveles equivalentes medidos en lapsos de 1 hora, en este horario sufren un aumento de 10dBA, esto se hace así puesto que los niveles de ruido se vuelven más notorios en este horario (cuando la gente está durmiendo o trata de dormir).

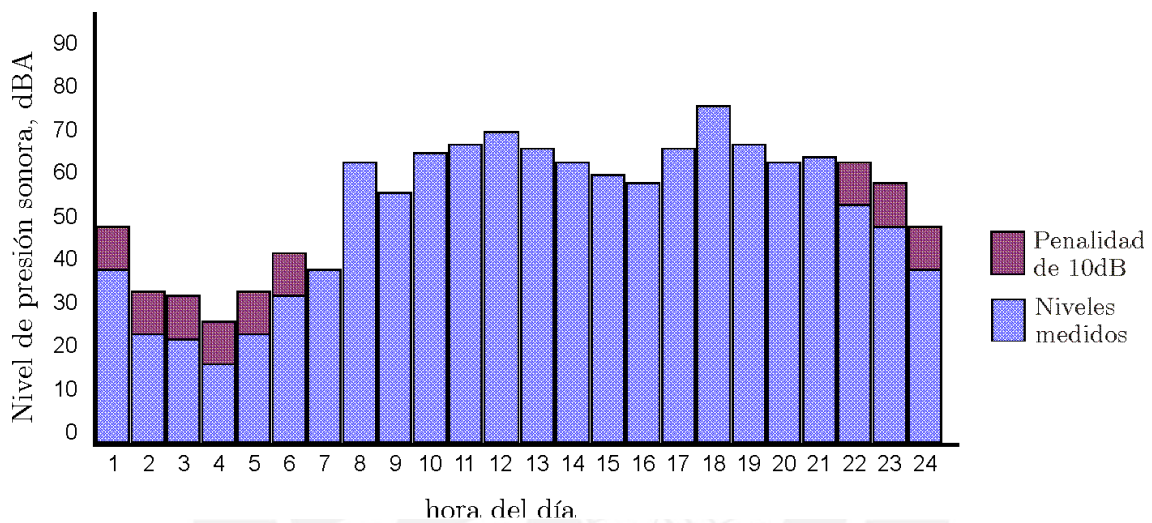


Figura 5.3.1 Niveles equivalentes por cada hora del día con una penalización de 10dB para el periodo nocturno

Como se aprecia de la figura para el cálculo del L_{dn} , se añaden los diez dBA en el periodo de 10pm, de forma que:

$$L_{dn} = 10 \log \left\{ \frac{1}{24} \left[15 \left(10^{L_d/10} \right) + 9 \left(10^{L_n/10} \right) \right] \right\} \quad [5.3.2]$$

Donde:

$L_d = L_{eq}$ para el periodo diurno y

$L_n = L_{eq}$ para el periodo nocturno (añadiendo los 10dBA).

5.3.1.3 Nivel de ruido día – tarde – noche L_{den}

Este índice es una variación del anterior en la que el día se divide en diurno, tarde y noche. En este caso en el periodo de la tarde (de 7:00 pm a 10:00 pm), se añade una penalización de 5dB de modo que ahora se tendría:

L_d = sin penalización (de 7am a 7pm)

L_e = + 5dB de penalización (de 7mp a 10pm)

L_n = +10dB de penalización (de 10pm a 7am)

$$L_{den} = 10 \log \left\{ \frac{1}{24} \left[12 \left(10^{L_d/10} \right) + 3 \left(10^{L_e/10} \right) + 9 \left(10^{L_n/10} \right) \right] \right\} \quad [5.3.3]$$

5.3.2 Índices basados en el PNL.

5.3.2.1 Noise Exposure Forecast (NEF o L_{NEF})

Es un parámetro que fue ampliamente usado antes que el L_{dn} se introdujera y fuese tomado como estándar para los estudios de impacto ambiental. Este índice está basado en el EPNL, usado para evaluar el impacto de cada paso del avión, tomando en cuenta ajustes para el número de eventos durante un tiempo de 24h. Se hace un ajuste de 10dB si el promedio de operaciones por hora durante el día y la noche son las mismas. Si el EPNLdB para cada evento se conoce ($L_{EPN}(i)$) el NEF viene dado por:

$$L_{NEF} = 10 \log \left[\sum_{i=1}^n 10^{L_{EPN}(i)/10} + 16.67 \sum_{i=1}^m 10^{L_{EPN}(i)/10} \right] - 88 \quad [5.3.4]$$

Donde:

n = número de eventos ocurridos durante el día (7am – 10pm)

m = número de eventos ocurridos durante la noche (10pm – 7am)

16.67 = factor de corrección para una penalización de 12.2dB para cada evento durante el periodo nocturno.

5.3.2.2 Índice numérico de ruido (Noise and Number Index) NNI

Es un índice especializado para ruido de aviones. Fue desarrollado durante la época del Comité Wilson de ruidos en el aeropuerto de Heathrow en Inglaterra. Toma en cuenta el nivel promedio de los picos de ruido, medido en PNdB durante el día (sin ninguna corrección de tonos puros o duración) y el número de vuelos ocurridos durante el periodo de medida.

Se calcula por:

$$\text{NNI} = L_{\text{apn}} + 15 \log N - 80 \quad [5.3.5]$$

Donde:

$$L_{\text{apn}} = 10 \log \left[\left(\frac{1}{N} \right) \sum_{i=1}^N 10^{\frac{L_{\text{PK}}}{10}} \right]$$

N = número de vuelos durante el tiempo de las mediciones

80 = es el valor que hay que restar debido a que 80PNdB es el umbral en que se empieza a sentir molestia debido al ruido de las aeronaves.

L_{PK} = valor pico en PNdB.

Valores positivos del NNI indican ruidosidad excesiva y una posible reacción de queja por parte de la población afectada. Los resultados fueron usados para los procedimientos de planificación del aeropuerto de Londres (Heathrow) y sirvió como instrumento para determinar cuales zonas cercanas al aeropuerto recibirían los beneficios para el aislamiento auditivo de sus viviendas. En la presente tesis se realizaron las estimaciones del NNI para los puntos de medición haciendo predicciones acerca del número de vuelos y las medidas tomadas en dichos puntos.

5.4 Nivel de ruido efectivo percibido (L_{EPNdB} o $EPNdB$) y su cálculo.

La presente tesis se basa en un estudio [5.3], solicitado por el Ministerio de Transportes y Comunicaciones a través de la Corporación Peruana de Aeropuertos, los cuales requerían saber la situación en ese momento del problema de ruido causado por las operaciones del aeropuerto.

Debido a que, hasta ese entonces, un estudio de tal naturaleza no se había realizado en nuestro medio, se hizo una investigación preliminar encontrándose que la métrica por excelencia utilizada para los estudios de Ruido en Aeropuertos era el $EPNLdB$, tanto desde el punto de vista técnico y legal. Por otro lado, los procesos de certificación de aeronaves regulados por OACI (Organización de Aviación Civil Internacional) utilizan este nivel para la verificación de la etapa a la que pertenece el avión (ver 6.2 Certificación de aeronaves).

En las conclusiones de esta tesis, tomamos como una fuente importante de información los $EPNLdB$ y los NNI para las recomendaciones finales hechas al aeropuerto Internacional Jorge Chávez y las autoridades correspondientes.

5.4.1 Cálculo del nivel de ruido percibido.

El procedimiento dado a continuación se basa en el documento “Normas y Métodos Recomendados Internacionales. Protección del Medio Ambiente. Anexo 16 al Convenio sobre Aviación Civil Internacional. Volumen I. Ruido de las Aeronaves. Tercera Edición – Julio de 1993”.

Paso 1 Cálculo del nivel de ruido percibido.

Se hace una medición en el tiempo del nivel de presión sonora con ponderación lineal del ruido generado por el paso del avión. Una vez hecho esto; se realiza un análisis de 1/3 de octava en el nivel de presión sonora instantánea para cada incremento de 500ms. De 50Hz a 10000Hz, durante el tiempo de sobrevuelo, es decir se toma como instante inicial el tiempo en el que el ruido del avión comienza a sobrepasar el nivel de ruido de fondo. Se determina, a continuación, el número de elementos de tiempo de 0.5s durante los cuales se supera el ruido ambiental (el índice K ver figura.)

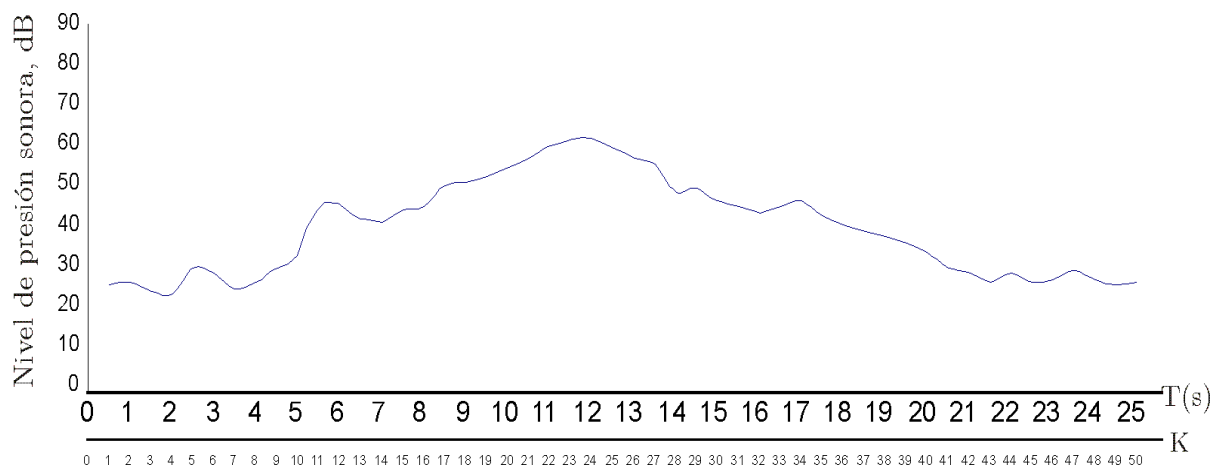


Figura 5.4.1 Gráfica del nivel de ruido del avión durante el sobrevuelo. El eje k indica los elementos de 500ms.

Como ya se explicó, se hace el análisis de 1/3 de octava para cada segmento de 500ms de duración de sonido continuo en 24 bandas desde 50Hz hasta 10000Hz. A modo de ejemplo, supongamos que para $k=6$, se tengan los datos de la tabla 5.4.1.

Paso 2 Se calcula la ruidosidad en Noys.

Para hacer esto se utiliza o bien tablas o la formulación matemática del cálculo de Noys. Para la presente tesis, se prefiere la formulación matemática debido a su mejor implementación computacional. Para empezar se ilustra la relación que existe entre el logaritmo de la ruidosidad y el nivel de presión sonora.

i	Frecuencia central de 1/3 de octava	$SPL_{(i,k)}$ dB	Noys n_i
1	50	67	1.4
2	63	76	4.5
3	80	80	7.7
4	100	78	8.3
5	125	77	8.3
6	160	77	9.2
7	200	85	18.4
8	250	87	22.6
9	315	83	18.1
10	400	85	22.6
11	500	82	18.4
12	630	82	18.4
13	800	83	19.7
14	1000	82	18.4
15	1250	82	21.1
16	1600	80	23.9
17	2000	77	22.3
18	2500	74	20.8
19	3150	70	16.9
20	4000	62	9.7
21	5000	55	5.6
22	6300	45	2.6
23	8000	31	0.6
24	10000	30	0.3

$$n_T = 68.3 \text{ Noy}$$

$$L_{PN} = 100.9 \text{ dB}$$

Tabla 5.4.1 Niveles de presión sonora por tercios de octava para el caso de $k=6$ o $t=3.0s$ y su correspondiente ruidosidad en Noys

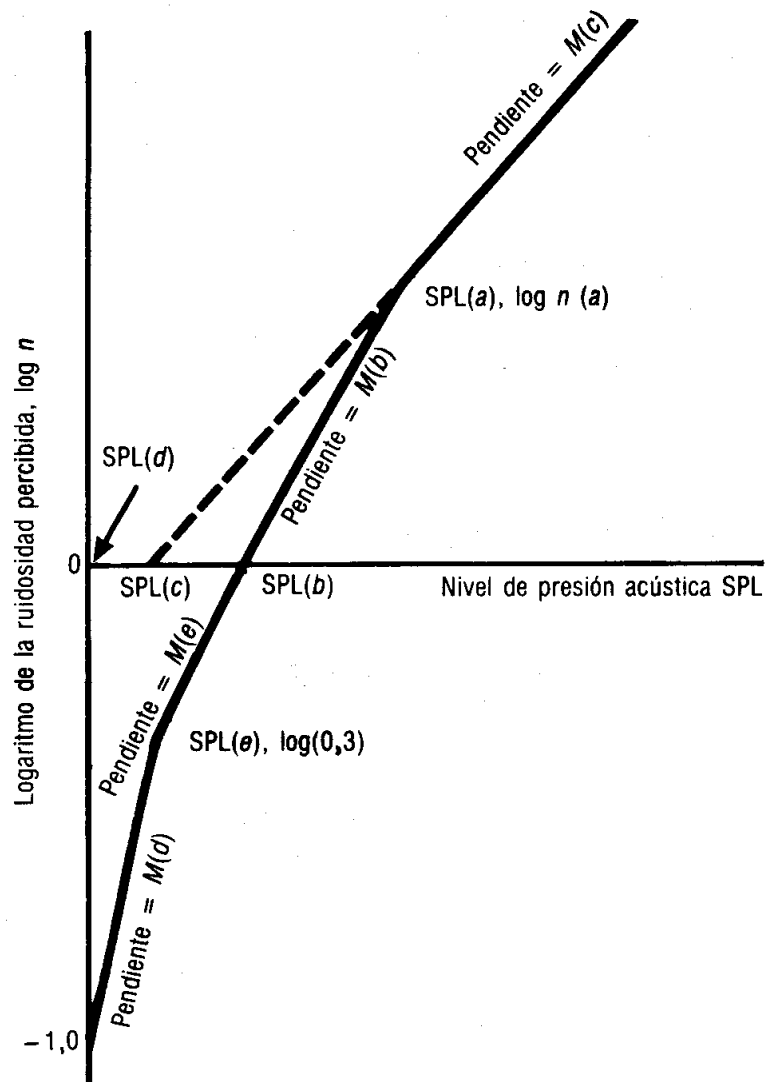


Figura 5.4.2 Ruidosidad Percibida en función del Nivel de presión acústica. (Tomado del Anexo 16 OACI)

Donde los aspectos determinantes de la curva son:

- 1.-Las pendientes de las rectas : $M(b)$, $M(c)$, $M(d)$, $M(e)$.
- 2.-Las interacciones con el eje SPL : $SPL(b)$, $SPL(c)$.
- 3.-Las coordenadas en los puntos de discontinuidad $(SPL(a), \log n(a))$, $(SPL(e), \log(0.3))$ y, $(SPL(d), -1.0)$

Las ecuaciones para encontrar la ruidosidad correspondiente, son las siguientes:

$$a) SPL_{(i,k)} \geq SPL(a) \Rightarrow n = anti \log \left\{ M(c) [SPL_{(i,k)} - SPL(c)] \right\} \quad [5.4.1]$$

$$b) SPL(b) \leq SPL_{(i,k)} < SPL(a) \Rightarrow n = anti \log \left\{ M(b) [SPL_{(i,k)} - SPL(b)] \right\} \quad [5.4.2]$$

$$c) SPL(e) \leq SPL_{(i,k)} < SPL(b) \Rightarrow n = 0.3 anti \log \left\{ M(e) [SPL_{(i,k)} - SPL(e)] \right\} \quad [5.4.3]$$

$$d) SPL(d) \leq SPL_{(i,k)} < SPL(e) \Rightarrow n = 0.1 anti \log \left\{ M(d) [SPL_{(i,k)} - SPL(d)] \right\} \quad [5.4.4]$$

En la Tabla 5.4.2 se dan las constantes para realizar los cálculos anteriores.

Como ejemplo, se calcula n en Noys para la banda de 50Hz ($i=1$), como se observa de la Tabla 5.4.1 el valor SPL para esta banda es de 67dB (i.e. $SPL_{(1,6)}=67$ dB).

De la Tabla de 5.4.2 y el dato anterior podemos concluir que:

$$(SPL(b) = 64) \leq (SPL_{(1,6)} = 67) \leq (SPL(a) = 91.0)$$

$$\Rightarrow n = anti \log \left\{ M(b) [SPL_{(1,6)} - SPL(b)] \right\}$$

$$n = anti \log \left\{ 0.043478 [67 - 64] \right\}$$

$$n = anti \log \left\{ 0.130434 \right\}$$

$$n = 1.35 \approx 1.4 noy$$

Tal como se aprecia en la Tabla 5.4.1.

Este mismo procedimiento se repite para cada una de las 24 bandas de 1/3 de octava para todos los k ($k=1$ hasta $k_{m\acute{a}x}$) de los lapsos de 500ms que dure el sobrevuelo. Suponiendo que el sobrevuelo del avión dure 30s es decir $k_{m\acute{a}x} = 60$, por lo que las operaciones precedentes se tendrían que repetir $60 \times 24 = 1440$ veces y esto es sólo en el cálculo de la ruidosidad en Noys.

Regresando al cálculo original para $k=6$, una vez que para cada banda de 1/3 de octava se han realizado sus correspondientes valores en Noys, se calcula la ruidosidad total en Noys, n_T

$$n_T = n_{\max} + 0.15 \left(\sum_{i=1}^{24} n_i - n_{\max} \right) \text{noy} \quad [5.4.5]$$

Donde:

n_{\max} = valor máximo en Noys.

$\sum_{i=1}^{24} n_i$ = suma de valores en noys de todas las bandas.

Una forma más compacta sería:

$$n_T = 0.85n_{\max} + 0.15 \sum_{i=1}^{24} n_i \quad [5.4.6]$$



Tabla 5.4.2 Constantes para los valores de ruidosidad en las fórmulas matemáticas

BANDA (i)	f HZ	SPL (a)	SPL (b)	SPL (c)	SPL (d)	SPL (e)	M(b)	M(c)	M(d)	M(e)
1	50	91,0	64	52	49	55	0,043478	0,030103	0,079520	0,058098
2	63	85,9	60	51	44	51	0,040570		0,068160	"
3	80	87,3	56	49	39	46	0,036831		"	0,052288
4	100	79,9	53	47	34	42	"		0,059640	0,047534
5	125	79,8	51	46	30	39	0,033336		0,053013	0,043573
6	160	76,0	48	45	27	36	0,033333			"
7	200	74,0	46	43	24	33	"			0,040221
8	250	74,9	44	42	21	30	0,032051			0,037349
9	315	94,6	42	41	18	27	0,030675	0,030103		0,034859
10	400	∞	40	40	16	25	0,030103			
11	500		40	40	16	25				
12	630		40	40	16	25				
13	800		40	40	16	25				
14	1 000		40	40	16	25				
15	1 250		38	38	15	23	0,030103		0,053013	0,034859
16	1 600		34	34	12	21	0,029960		0,059640	0,040221
17	2 000		32	32	9	18			"	0,037349
18	2 500		30	30	5	15			0,047712	0,034859
19	3 150		29	29	4	14			"	
20	4 000		29	29	5	14			0,053013	0,034859
21	5 000		30	30	6	15			"	
22	6 300		31	31	10	17	0,029960		"	0,034859
23	8 000	44,3	37	34	17	23	0,042285	0,029960	0,068160	0,037349
24	10 000	50,7	41	37	21	29	"	"	0,079520	"

NO TIENE APLICACIÓN

Para el caso de la Tabla 5.4.1 después de aplicar la fórmula:

$$n_T = 68.3 \text{ Noys}$$

Este mismo procedimiento ha de repetirse para todos los k , $k=1$ hasta $k=k_{max}$

Paso 3 Se convierte la ruidosidad total al nivel de ruido percibido.

Para esto se ha de usar la siguiente fórmula:

$$L_{PN} = 40 + 33.22 \log n_T \quad [5.4.7]$$

Para el caso del ejemplo $k=6$, con el que se ha venido trabajando:

$$L_{PN} = 40 + 33.22 \log 68.3$$

$$L_{PN} = 40 + 33.22 \times 1.88442$$

$$L_{PN} = 100.9 \text{ dB}$$

Como se aprecia de la Tabla 5.4.1.

Nuevamente, este cálculo tiene que repetirse para todos los k desde $k=1$ hasta

$k = k_{max}$

Paso 4 Corrección por tonos puros.

En los inicios de los aviones a turbinas, éstos generaban frecuencias puras o tonos puros, los cuales producían una sensación de molestia adicional, por lo que fue necesario tomar en consideración dichos tonos. En la actualidad este efecto es menor debido a las mejoras en el diseño de las nuevas turbinas. En cualquier caso, la norma exige calcular una corrección debido a la presencia de tonos puros.

La norma exige un procedimiento laborioso que se describe a continuación.

Paso 4.1 Se empieza con la banda de octava de 80Hz (banda 3) calculándose las pendientes de presión acústica en las demás bandas como sigue:

$$m_{(3,k)} = \text{sin ningún valor}$$

$$m_{(4,k)} = SPL_{(4,k)} - SPL_{(3,k)}$$

-
-
-

$$m_{(i,k)} = SPL_{(i,k)} - SPL_{(i-1,k)}$$

-
-
-

$$m_{(24,k)} = SPL_{(24,k)} - SPL_{(23,k)}$$

donde $m_{(i, k)}$ es la pendiente o variación del SPL entre la banda j y $(j - 1)$ en el k -ésimo intervalo de 500ms.

Paso 4.2 Encerrar en un círculo el valor de la pendiente $m_{(i, k)}$ cuando el valor absoluto del cambio de pendiente sea mayor que cinco i.e.

$$|\Delta m_{(i,k)}| = |m_{(i,k)} - m_{(i-1,k)}| > 5 \quad [5.4.8]$$

Paso 4.3

Si el valor de la pendiente $m_{(i,k)}$ encerrado en el círculo es positivo y algebraicamente mayor que la pendiente $m_{(i-1, k)}$, inclúyese en un círculo $SPL_{(i, k)}$.

Si el valor de la pendiente $m_{(i, k)}$ encerrado en un círculo es cero o negativo y la pendiente $m_{(i-1, k)}$ es positiva, hacer un círculo en $SPL_{(i-1, k)}$.

En cualquier otro caso no se pondrá ningún círculo.

Paso 4.4 Calcular los niveles ajustados de presión sonora $SPL'_{(i, k)}$ 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) Para los niveles encerrados correspondientes a las bandas 1 a 23 inclusive, iguálense al nuevo nivel de presión sonora a la media aritmética de los niveles precedentes y subsiguientes.

$$SPL'_{(i,k)} = \frac{1}{2} [SPL_{(i-1,k)} + SPL_{(i+1,k)}] \quad [5.4.9]$$

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

$$SPL'_{(24, k)} = SPL_{(23, k)} + m_{(23, k)} \quad [5.4.10]$$

Paso 4.5 Se vuelven a calcular las nuevas pendientes $m'_{(i, k)}$ incluyendo una para la banda imaginaria $i=25$:

$$m'_{(3, k)} = m'_{(4, k)}$$

$$m'_{(4, k)} = SPL'_{(4, k)} - SPL'_{(3, k)}$$

•
•
•

$$m'_{(i, k)} = SPL'_{(i, k)} - SPL'_{(i-1, k)}$$

•
•
•

$$m'_{(24, k)} = SPL'_{(24, k)} - SPL'_{(23, k)}$$

$$m'_{(25, k)} = m'_{(24, k)}$$

Paso 4.6 Desde $i=3$ hasta 23 calcular la media aritmética de las pendientes contiguas.

$$\bar{m}_{(i,k)} = \frac{1}{3} [m'_{(i,k)} + m'_{(i+1,k)} + m'_{(i+2,k)}] \quad [5.4.11]$$

Paso 4.7 Calcular los niveles finales de presión sonora de banda de tercio de octava $SPL''_{(i, k)}$ comenzando con la banda número 3 y procediendo hasta la banda 24, de la siguiente manera:

$$SPL''_{(3,k)} = SPL_{(3,k)}$$

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

-
-
-

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

-
-
-

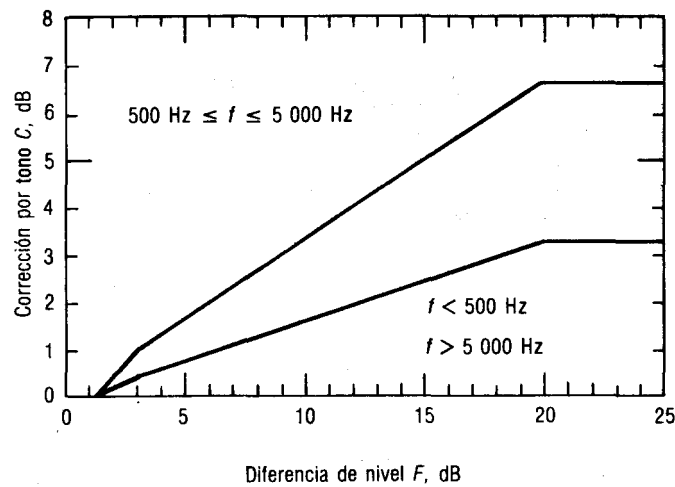
$$SPL''_{(24,k)} = SPL''_{(23,k)} + \bar{m}_{(23,k)}$$

Paso 4.8 Calcular las diferencias $F_{(i, k)}$ entre el nivel de presión sonora a original y el nivel final de presión sonora de fondo, así:

$$F_{(i,k)} = SPL_{(i,k)} - SPL''_{(i,k)} \quad [5.4.12]$$

Y se anota sólo los valores mayores o iguales a 1.5.

Paso 4.9 A partir de las diferencias $F_{(i, k)}$ y la tabla 5.4.3 se determina los factores por corrección por tono para cada una de las bandas (3 a 24) de tercios de octava.



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

Tabla 5.4.3 Factores de corrección por tono

Paso 4.10 Se designa como $C_{(k)}$ al mayor valor de los factores de corrección por tono determinados en el paso 4.9.

Los niveles de ruido percibido corregidos por tono $L_{PNT}(k)$ se determina por:

$$L_{PNT(k)} = L_{PN(k)} + C_{(k)} \quad [5.4.13]$$

Como ejemplo, para este paso se muestran todos los procedimientos para el cálculo de la corrección por tono con la tabla 5.4.4.

Banda	frec.	$SPL(i,6)$	$m(6)$	Δm	$ \Delta m $	$SPL'(6)$	$m'(i,6)$	$\bar{m}(i,6)$	$SPL''(i,6)$	$F(i,k)$	$C(k)$
1	50	67				67					
2	63	76				76					
3	80	80				80	-2.0	-1.667	80.000	0	0
4	100	78	-2.0			78	-2.0	-1.000	78.333	0	0
5	125	77	-1.0	1.0	1.0	77	-1.0	1.333	77.333	0	0
6	160	77	0.0	1.0	1.0	77	0.0	2.333	78.667	0	0
7	200	85	8.0	8.0	8.0	82	5.0	2.000	81.000	4	0.66667
8	250	87	2.0	-6.0	6.0	84	2.0	0.167	83.000	4	0.66667
9	315	83	-4.0	-6.0	6.0	83	-1.0	-0.667	83.167	0	0
10	400	85	2.0	6.0	6.0	82.5	-0.5	-0.333	82.500	2.5	0.33333
11	500	82	-3.0	-5.0	5.0	82	-0.5	0.167	82.167	0	0
12	630	82	0.0	3.0	3.0	82	0.0	0.000	82.333	0	0
13	800	83	1.0	1.0	1.0	83	1.0	0.000	82.333	0	0
14	1000	82	-1.0	-2.0	2.0	82	-1.0	-1.000	82.333	0	0
15	1250	82	0.0	1.0	1.0	82	0.0	-1.667	81.333	0	0
16	1600	80	-2.0	-2.0	2.0	80	-2.0	-2.667	79.667	0	0
17	2000	77	-3.0	-1.0	1.0	77	-3.0	-3.333	77.000	0	0
18	2500	74	-3.0	0.0	0.0	74	-3.0	-5.000	73.667	0	0
19	3150	70	-4.0	-1.0	1.0	70	-4.0	-6.333	68.667	0	0
20	4000	62	-8.0	-4.0	4.0	62	-8.0	-8.333	62.333	0	0
21	5000	55	-7.0	1.0	1.0	55	-7.0	-10.333	54.000	0	0
22	6300	45	-10.0	-3.0	3.0	45	-10.0	-8.333	43.667	0	0
23	8000	31	-14.0	-4.0	4.0	31	-14.0	-5.333	35.333	0	0
24	10000	30	-1.0	13.0	13.0	30	-1.0		30.000	0	0

Corrección por tono $C(k) = 0.66667$

$$L_{PNT} = L_{PN} + C(k) = 100.9 + 0.667 = 101.6 \text{ dB}$$

Tabla 5.4.4 Cálculo de la corrección por tono del nivel de ruido percibido para el caso del ejemplo desarrollado en este apartado

Paso 5. Se selecciona el nivel máximo de ruido percibido corregido por tono.

Para darse una mejor idea es posible hacer una gráfica de los L_{PNT} en función del tiempo como se muestra a continuación.

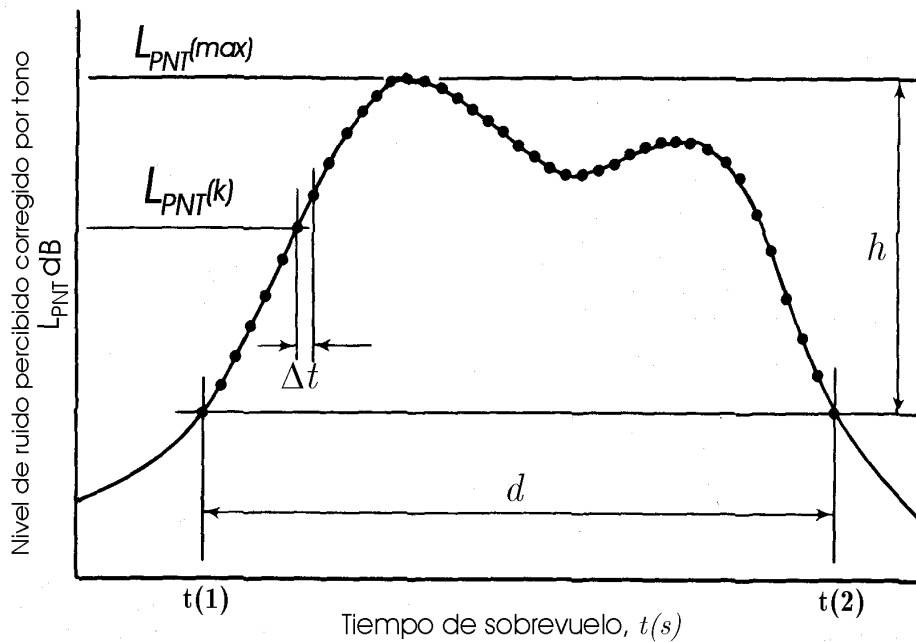


Figura 5.4.3 Gráfica de los niveles de ruido percibido, corregido por tonos en función del tiempo

Paso 6 Se calcula la corrección por duración.

Una vez que se tiene toda la historia del sobrevuelo en L_{PNT}^t y con el valor máximo $L_{PNT}(\text{máx})$, se calcula la corrección por duración así:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \int_{t(1)}^{t(2)} \text{anti log} \frac{L_{PNT}}{10} dt \right] - L_{PNT}(\text{max}) \quad [5.4.14]$$

Donde:

T = constante de tiempo normalizada.

$L_{PNT}(\text{max})$ = valor máximo de los L_{PNT} durante el sobrevuelo (Fig. 5.4.3)

$t(1)$ = el primer punto de tiempo donde el L_{PNT} es mayor que $(L_{PNT}(\text{max}) - 10)$

$t(2)$ = el punto de tiempo después del cual L_{PNT} es permanentemente inferior a $(L_{PNT}(\text{max}) - 10)$.

Como en condiciones reales se trabaja con intervalos de tiempo de 500ms, obteniéndose valores discretos para los L_{PNT} , no se puede usar la integral; por lo tanto se utiliza la fórmula discreta:

$$D = 10 \log \left[\left(\frac{1}{T} \right) \sum_{k=0}^{d/\Delta t} \Delta t \cdot \text{anti log} \frac{L_{PNT(k)}}{10} \right] - L_{PNT}(\text{max}) \quad [5.4.15]$$

Donde:

Δt = duración de los intervalos usados (500 ms) en los cuales se mide el L_{PNT} (k).

d = intervalos de tiempo redondeado el segundo mas próximo para el cual L_{PNT} (k) permanece superior o igual a $(L_{PNT}(\text{max}) - 10)$.

En el último caso, los valores que han de usarse son:

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

$$\Delta t = 500\text{ms.}$$

Por lo que la ecuación se reduce a:

$$D = 10 \log \left[\sum_{k=0}^{2d} \text{anti log} \frac{L_{PNT(k)}}{10} \right] - L_{PNT}(\text{max}) - 13 \quad [5.4.16]$$

Donde d es la duración definida por los puntos correspondientes a los valores $(L_{PNT}(\text{max}) - 10)$. Si se da el caso que en el procedimiento discreto los valores para establecer los tiempos $t(1)$ y $t(2)$ no corresponden exactamente a una medida L_{PNT} (k), se tomaran los valores más cercanos.

Paso 7 Se calcula el nivel de ruido percibido L_{EPN} o también denotado EPNLdB de acuerdo a la fórmula:

$$L_{EPN} = L_{PNT,\text{max}} + D \quad [5.4.17]$$

Una vez encontrado este valor, se tiene un nivel único que describe la molestia causada por el paso de un avión. Para el trabajo solicitado por CORPAC se realizaron más de un centenar de mediciones, consignándose únicamente 45 medidas; el resto, fueron desestimadas por contener errores en la medición producidos por ruidos adicionales a los de los aviones como los de automóviles, camiones etc. (ver 7.2 y 7.3).



5.5 ¿ *Existe una métrica ideal?*

La búsqueda de una métrica que correlacione perfectamente con la respuesta de molestia de las personas, ha llevado a definir un conjunto enorme de métricas, no solo adoptadas por diferentes países, si no también dentro de algunos países en diferentes regiones o estados se adoptan diferentes métricas para sus reglamentos y leyes.

Es por esta razón que en la última década se ha ido buscando unificar criterios respecto de la métrica que estandarice las mediciones de ruido. Por ejemplo, la comunidad Europea ha formado un grupo de trabajo que está proponiendo una forma de evaluar el ruido comunitario [5.3].

De manera análoga, y con el mismo fin, la International Organization for Standardization (ISO) 1996 (Abril 1997) y la American National Standards Institute (ANSI) (ANSI 1996) también han propuesto una metodología para la evaluación del ruido.

El método preferido por la mayoría de países consiste en usar métricas basadas en la ponderación A, ya sea el L_{Aeq} o el L_{dn} . Estas métricas tienen la ventaja de ser muy fáciles de implementar y la correlación con la respuesta al ruido de parte de la población no es mala.

Sin embargo, existen ciertos problemas con la ponderación A, el principal se refiere al hecho que la variación de la ponderación corresponde a la inversa (aproximadamente) de la curva de 40 phon de la fórmula de curvas de isosonoridad. Esto impone una limitación en cuanto al nivel del sonido que se puede medir con la ponderación A; puesto que, como se puede apreciar de la familia de curvas (Figura 5.1.1), la sonoridad del sonido cambia conforme aumentan los niveles de presión sonora, de forma que a niveles altos las curvas son casi planas, no teniendo una penalización tan alta para las bajas frecuencias como en las curvas de niveles bajos. Esto trae como consecuencia que la ponderación A no es una métrica confiable para niveles mayores a 60dB, que es precisamente los niveles que causan quejas de las personas afectadas; y, sin embargo, se usan sin ningún reparo.

Existen otros hechos que hacen de la ponderación A una métrica no tan deseable. Por ejemplo, si existiera un tono puro dentro del ruido lo que causa una molestia adicional, la ponderación A subestimaría este efecto al no tomarlo en cuenta. Otro problema relacionado con este mismo efecto, es que al tener ruidos de banda ancha con componentes de tonos puros, los cuales ocasionan una ruidosidad mayor, producen lecturas menores en dBA que otros ruidos menos molestos pero de niveles mayores en dBA. En [5.5] se demuestra que contrariamente a lo que se cree existen casos en que la sonoridad y la ponderación A están negativamente correlacionadas cuando se tienen sonidos de banda ancha y tonos puros. Este es un hecho de suma importancia para aquellas personas que se encargan de medir ruido comunitario, las cuales pueden informar niveles inferiores a los permitidos pero que siguen causando molestia a los afectados.

En 1978 Shultz [5.6] planteó que el L_{Aeq} y el L_{dn} deberían ser las métricas usadas para cualquier estudio de ruido comunitario. Sin embargo, posteriores investigaciones sugieren que existen diferencias en la percepción de la molestia dependiendo de la fuente de ruido, aún con iguales valores de L_{dn} . Por ejemplo, Fidell et. al. (1989) [5.7] y Finegold et al (1994)[5.8], han encontrado que el ruido causado por aviones es más molesto que el causado por tráfico vehicular aún cuando el L_{dn} del tráfico vehicular era mayor.

Posteriormente Miedema [5.9] en 1998, demostró que el ruido aéreo era de 5 a 10dB más molesto que el ruido vehicular con iguales L_{dn} , no existiendo diferencia entre el ruido de trenes y el vehicular aún al elevar los niveles de ruido.

De otro, lado los niveles e índices basados en el ruido percibido han ido perdiendo aceptación con el paso de los años; al principio, debido a la complejidad de su cálculo, hacían poco atractivo este índice para ser incluido dentro de la legislación de cada país o región. Aún cuando la OACI exige su uso para el proceso de certificación, el único país que usa métricas basadas en el ruido percibido es Japón.

Más recientemente Shoemer et al [5.10] (2001) han realizado un estudio en el que se propone reemplazar el filtro de la ponderación A por un filtro dinámico, que cambie

de acuerdo al nivel de presión sonora, obedeciendo las curvas de isosonoridad en phons de acuerdo al estándar ISO 226. Es decir, el sonómetro registra el nivel y automáticamente escoge la curva que le corresponde a esa frecuencia, de forma que el filtro ahora tiene una doble dimensionalidad: frecuencia y sonoridad, y no como con la ponderación A estática que sólo varía con la frecuencia.

En este sentido, tomando las curvas de isosonoridad dadas en bandas de tercios de octava desde 20 Hz a 12500 Hz, asigna un valor en phon para cada frecuencia y sonoridad. Debido a que el sistema auditivo humano capta con menor intensidad, sonidos de corta duración, es necesario tomar intervalos de tiempo que permitan percibir el sonido completamente; es decir, con un tiempo de muestreo mayor que el tiempo de integración del oído humano que se ha encontrado es de 25 ms a 250 ms. Al tomar una ponderación temporal fast de 125 ms, resulta adecuado tomar muestras de sonido cada 100 ms para su análisis espectral.

Estos espectros de las series de sonido de 100 ms, se utilizan para estimar el nivel total phon integrado en tiempo y frecuencia como sigue:

$$L_L = 10 \log \left(\sum_j \sum_i 10^{(L_{ij}/10)} \right)$$

Donde:

L_{ij} = nivel phon correspondiente a la i-esima banda tercio octava durante el j-esima muestra de tiempo.

Shoemer define el L_L como el nivel de exposición sonora ponderado en sonoridad. Este nivel es similar al SEL con la única diferencia que en el SEL la ponderación en frecuencia se hace con la ponderación A clásica estática, mientras el L_L se hace con un filtro dinámico. Existe también un nivel similar al L_{Aeq} y al L_{dn} usando este filtro dinámico.

Shoemer en este mismo “paper” presenta una serie de experimentos en los que demuestra que los niveles medidos con este método correlacionan mejor que los basados en el ruido percibido para una serie de fuentes de sonido, entre los que se encuentra el ruido de aviones.

En conclusión: ¿Existe una métrica ideal? Hasta el momento no existe un acuerdo al respecto; y, teniendo en consideración el número de publicaciones en las revistas científicas y el número de grupos de trabajo en diferentes partes del mundo, se requiere todavía de mucho tiempo de investigación, antes de tener la palabra final (si es que se llega a ésta algún día).

El autor de esta tesis considera que el enfoque de Shoemer es el más adecuado, puesto que combina los factores de frecuencia y sonoridad para determinar el nivel. Sin embargo, hasta que los filtros dinámicos se generalicen, el uso combinado de diferentes métricas de sonido pueden ser capaces de complementar informaciones tanto de sonoridad, ruidosidad y reacciones de los pobladores, para tener una imagen completa del impacto del ruido sobre la comunidad.

5.6 Efectos fisiológicos del ruido aéreo.

5.6.1 Daño al sistema auditivo

La disminución de la capacidad del sistema auditivo por el envejecimiento (presbiacusis) se mezcla con los efectos del ruido sobre el mismo, sobre todo en las ciudades donde los niveles de ruido son mayores (socioacusis). Es por esto que resulta difícil cuantificar de forma clara en qué medida estos dos procesos influyen en la disminución de la sensibilidad del sistema auditivo humano.

Entre los efectos del ruido, debido a su exposición, tenemos:

5.6.1.1 El corrimiento temporal del umbral de la audición.

El umbral de audición se define como el nivel mínimo de sonido necesario para que el individuo capte el mensaje sonoro o simplemente escuche. Cuando una persona se encuentra sometida a altas dosis de ruido, pierde sensibilidad en su sistema auditivo, haciendo que su umbral de audición se eleve, es decir una vez que salga del ambiente ruidoso y entre a otro más silencioso, requerirá de un mayor nivel de sonido para escuchar. Esta situación es reversible si no se le ha sometido por mucho tiempo al ruido elevado, aunque esta mejoría dependerá del corrimiento del umbral y la sensibilidad de la persona, de forma que puede durar entre unas horas hasta algunas semanas, si la persona tiene tiempo de recuperarse antes de la siguiente exposición al ruido, pasará por el mismo proceso; pero si no se ha recuperado totalmente y es sometida a otra dosis excesiva, es posible que le provoque un daño permanente.

5.6.1.2 Corrimiento permanente del umbral de audición

El corrimiento permanente del umbral de audición se presenta cuando hay un daño a nivel senso-neuronal del sistema auditivo. Esto se da generalmente alrededor de los 4000Hz.

Este daño se debe a la exposición permanente, durante meses o años, a fuentes de ruido y ocurre de forma gradual, aunque su rapidez también depende de la sensibilidad del oído.

Como se ha mencionado, es muy difícil separar claramente los efectos de la presbiacusis de los de la socioacusis. Un modelo propuesto por Corso (1992) [5.11], indica como la presbiacusis progresa continuamente de acuerdo a la edad, (Figura 5.6.1)

5.6.1.3 Efectos auditivos

El ruido, dentro del rango audible, a niveles elevados (por encima de los 120dB) produce situaciones inconfortables y que limitan con el dolor. A 140dB la sensación sonora se convierte en dolor. Se ha encontrado que a estos niveles se producen daños físicos permanente en el sistema auditivo, tales como la ruptura de la membrana auditiva (alrededor de los 160dB).

5.6.1.4 Efectos no auditivos

Cuando las personas son afectadas por niveles de ruido de 150dB en frecuencias de 700 Hz a 1500 Hz se producen vibraciones resonantes en los huesos de la cabeza y cavidades, así como visión borrosa.

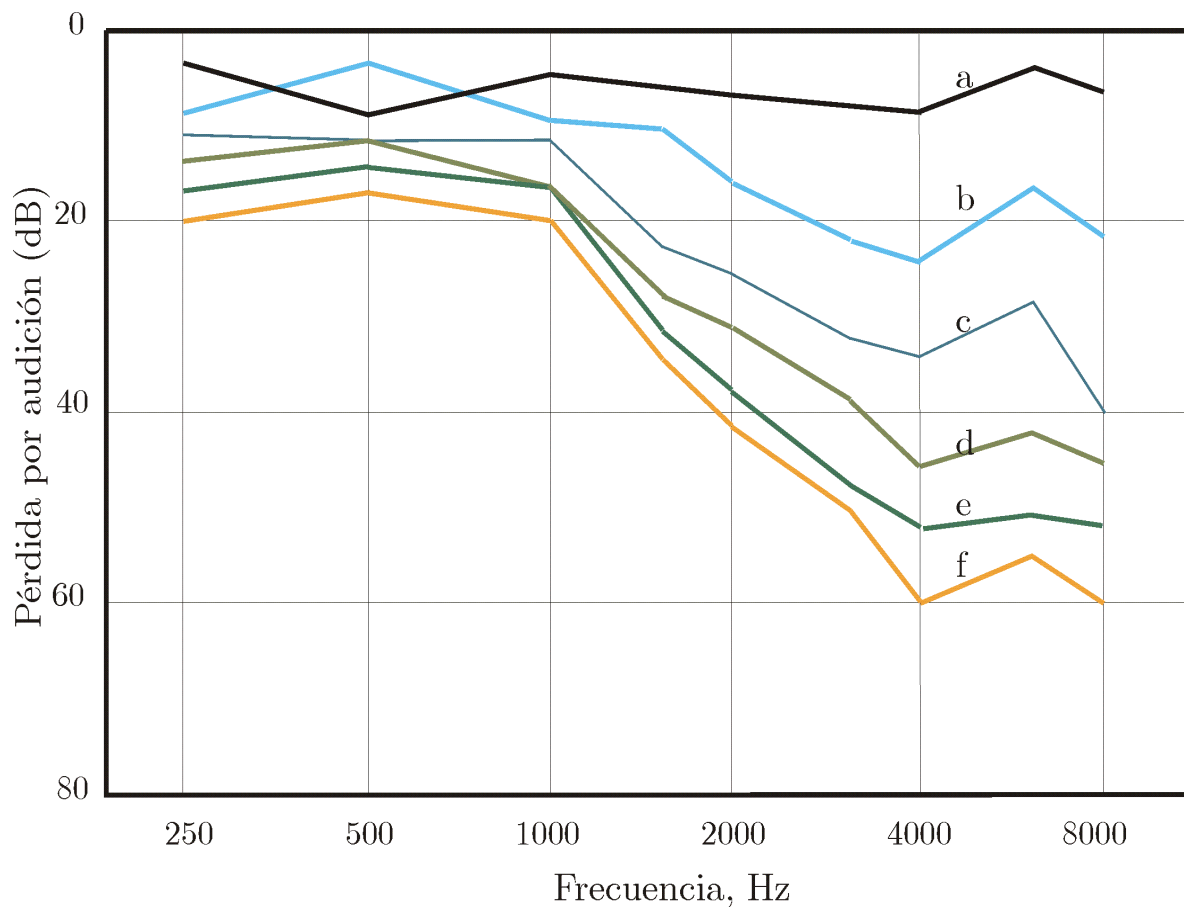


Figura 5.6.1 Pérdida de la audición en función de la duración de la exposición (en años) de un grupo de mineros a < 1 año ; b = 1-5 años; c = 6-10 años; d = 11-20 años; e = 20-30 años; f > 30 años. Estas medidas fueron realizadas usando audiogramas (Johanson 1952)

Debajo de los 700Hz se producen similares efectos en los órganos internos como el corazón, el hígado, el estómago y la región del pecho, además de afectar varios grupos musculares. En la región del infrasonido Panuszka [5.11] et al (2001) reporta el efecto del infrasonido en el rango de 7 – 10Hz en la molestia causada por este sonido además de su efecto en la presión sanguínea, pulso y potenciales eléctricos en el cerebro. Otros efectos reportados con niveles altos de sonido son la falta de balance, mareos, fatiga, irritabilidad, náuseas, dolor de cabeza, reducción de la potencia sexual, pérdida de apetito, somnolencia, problemas gastrointestinales etc.

5.7 Efectos psicológicos del ruido aéreo

5.7.1 Efectos psicoendocrinos.

Cavatorta et al (1987) [5.12] en un estudio de laboratorio encuentra que los niveles catecolamina y cortisona son altos después de un breve periodo de exposición al ruido. Se cree que la catecolamina tiene importantes efectos cardiovasculares como el aumento de pulsaciones cardíacas, arritmias, aumento de la presión sanguínea y de mantenerse su presencia, provoca daño a las vías arteriales, conglomeración de plaquetas y un aumento en el metabolismo de lípidos (grasas). La cortisona está asociada con la supresión del funcionamiento del sistema inmunológico.

En cuanto al efecto endocrino del ruido sobre las personas que realizan un trabajo mental [5.13], se ha encontrado que la producción de catecolamina se incrementa como un subproducto (o efecto colateral) del esfuerzo por mantener la atención en lo que se está haciendo. Al reducirse el esfuerzo, el nivel de esta hormona se reduce.

Aunque no existen pruebas concluyentes al respecto, Bly et al (1993) [5.14] hacen una revisión de las publicaciones respecto del efecto del ruido en el sistema inmunológico de animales y personas, encontrando apoyo en las hipótesis de una modulación del sistema inmunológico debido al ruido. Sin embargo al existir todavía investigaciones con resultados contradictorios, no es posible dar aún un juicio concluyente.

5.7.2 Efecto del ruido sobre desordenes mentales.

La exposición de ruidos a niveles elevados según reporta Evans [5.15] 1982, causan enfermedades mentales pero en personas con una predisposición al desarrollo de neurosis.

Un estudio [5.16] realizado sobre un conjunto amplio de personas (más de 100 mil) alrededor del aeropuerto de Heathrow, Londres, sugiere que existe un mayor número

de personas que ingresan a hospitales de salud mental, cuando viven en las cercanías del aeropuerto que el número de otras que viven en sitios más silenciosos.

Si bien los resultados no son concluyentes, constituyen un indicio para determinar que cuando existe una predisposición a este tipo de enfermedades el estado de estrés en el que se viva puede disparar estas enfermedades o empeorarlas.

Los resultados de un estudio [5.17], indican que no existe en realidad una correlación entre los niveles de ruido y los desordenes mentales, si no más bien existe una correlación entre la sensibilidad al ruido y la ocurrencia de cuadros de crisis mentales. Sin embargo, Kryter [5.18] (1990) reevaluando los resultados de un trabajo de investigación hecho por Jenkins et al [5.19] (1981), encontró una correlación entre los niveles de ruido y el número de ingresos a hospitales.

Existe una serie de hechos que pueden mostrar una predisposición a tener enfermedades mentales como el consumo de drogas y píldoras para dormir.

En todo caso Berglund et al. [5.20] 1990, recomiendan discreción al momento de afirmar algo respecto de la relación entre las enfermedades mentales y los niveles de ruido puesto que existen todavía algunas cosas por resolver en el campo psiquiátrico como:

- Una falta de claridad en los conceptos psiquiátricos.
- Falta tomar en consideración otros aspectos socioeconómicos.
- No existe consenso con el significado de “sensibilidad al ruido”.
- Confiabilidad de la pruebas, entre otras.

En conclusión, no existen hasta el presente pruebas que confirmen de forma concluyente, la relación entre el ruido y los desordenes mentales.

5.7.3 Efectos del ruido sobre la productividad.

Aún cuando en este punto las pruebas no son concluyentes, existen estudios [5.20] que muestran que individuos que realizan trabajos con un fuerte componente de atención y procesos mentales, son afectados en mayor medida que aquellos que deben realizar tareas monótonas.

La memoria también se ve afectada cuando se somete a las personas a altas dosis de ruido. Por ejemplo, Hockey [5.22] 1979, reporta que personas sometidas a ruido podían recordar palabras puestas en un pizarrón pero no la ubicación de los mismos; además, la memoria a corto plazo, también es afectada. El mismo Hockey reporta que personas a las que se les pedía recordar una serie de letras, recordaban rápidamente las últimas, pero a medida que regresaban se les hacía cada vez más difícil.

También se ha reportado que las personas más sensibles al ruido sufren un mayor deterioro en su productividad en procesos mentales (operaciones formales) comparados con otros sujetos menos sensibles al ruido [5.23].

5.7.4 Efecto del ruido sobre los procesos cognitivos.

Existe un gran número de estudios que indican un efecto negativo en los procesos de aprendizaje sobre niños en escuelas cercanas a aeropuertos, demostrando que existe un retraso en el aprendizaje de la lectura comparados con otros no sometidos a ambientes ruidosos [5.24].

Una posible explicación de estos efectos podría ser que el sistema auditivo de estos niños sometidos a altas dosis de ruido se puede ver afectado, provocando una falla en la discriminación auditiva de los mensajes cognitivos.

5.7.5 Efecto de molestia debido al ruido.

Uno de los efectos más comunes respecto del ruido es la ruidosidad o molestia al ruido¹⁾. Este efecto puede causar una serie de trastornos en el comportamiento de las personas, como la irritabilidad, agresividad, consumo de drogas, incidencia en accidentes, depresión, etc.

En cuanto a los estudios del ruido sobre la comunidad, se revela que este tema es sumamente complejo, pues la serie de factores mencionados en el párrafo anterior no pueden atribuirse únicamente al ruido, existiendo una serie de factores personales que pueden variar significativamente el comportamiento de las personas aún siendo sometidas a las mismas condiciones de ruido.

Según Lindwall (Radford, (1973) [5.25]) la molestia se define como “La sensación de incomodidad asociada con cualquier agente o condición conocida o impuesta por un individuo o un grupo de individuos que los afecta adversamente”.

En la mayoría de los estudios realizados se comprueba que la molestia está relacionada en algún grado con la sonoridad del sonido [5.26], de modo que la molestia aumenta con los niveles de ruido, a bajos niveles de sonido prácticamente no existe molestia.

Sin embargo de manera individual, las reacciones de individuo a individuo son sumamente variables, teniendo estas diferencias diversas razones, como la historia previa de las personas, la actitud frente a la fuente de ruido, los temores que puedan causar etc. Como ejemplo, podemos dar el hecho del sobrevuelo de aviones sobre la ciudad de Londres, durante la segunda guerra mundial [5.27]; durante los bombardeos alemanes al oír los motores de los aviones, la gente tenía una sensación de pánico extremo, lo que producía una serie de emociones negativas muy justificadas; por otro lado, cuando los aviones que sobrevolaban Londres eran aliados, la gente se llenaba de júbilo y tranquilidad. Los niveles de ruido en ambos casos eran muy parecidos; sin embargo, la percepción del ruido era totalmente diferente.

1. En inglés annoyance o como hemos mencionado previamente ruidosidad.

Otro hecho importante de señalar, respecto a la actitud de las personas hacia el ruido, es la comparación de los niveles de ruido de automóviles comparado con el ruido de aviones. La gente reconoce como más importante y extendido el problema de ruido de autos que el de aviones; sin embargo, el número de quejas respecto al ruido vehicular es mucho menor que el de ruido de aviones; lo cual tiene varias posibles explicaciones. La principal es que a diferencia del ruido de aviones donde existe un claro e inmovible ente responsable (el aeropuerto), en el tráfico vehicular no existe un sólo ente organizado que represente a los vehículos, los autos simplemente pasan y son reemplazados rápidamente por otros. Por otro lado, está el hecho de que mucha gente posee un vehículo o se sirve de él por lo que su actitud se hace un poco más complaciente.

En todo caso, como ya se ha mencionado antes, varios estudios demuestran una relación más o menos lineal entre el porcentaje de gente altamente mortificada respecto del nivel de ruido en L_{dn} como se muestra en la Figura 5.7.1.

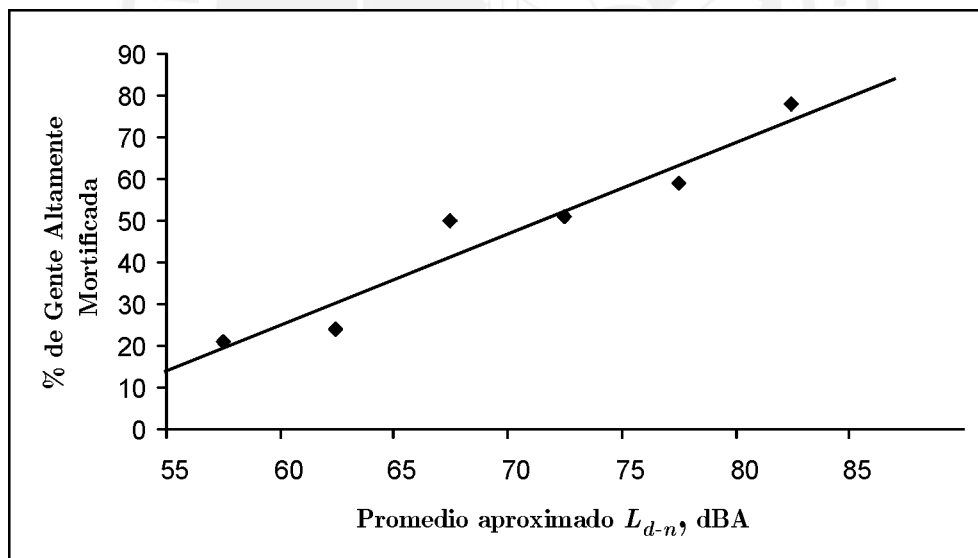


Figura 5.7.1 Porcentaje de gente altamente mortificada (%GAM) versus el promedio aproximado L_{dn} (Tomada de “Handbook of Noise Assessment” D. N. May)

Esta recta obedece aproximadamente la siguiente relación:

$$\%GAM=2(L_{dn} - 50)$$

Donde:

$\%GAM$ = Porcentaje de Gente Altamente Mortificada.

L_{dn} = Nivel de ruido día-noche

Para una mayor información acerca de las escalas de medición de molestia del ruido ver 5.1 y 5.2.

Referencias

- [5.1] James D. Chalupnik et. al “Transportation Noises”, 1977, Ann Arbor Science.
- [5.2] Paul D. Shoemer, Yoiti Zusuki, Fumitaka Saito “Evaluation of the loudness-level weightings for assessing the annoyance of environmental noise” J. Acoust. Soc. Am. 110 (5) Pt 1 Nov. 2001
- [5.3] Estudio Preliminar de Ruidos en el Aeropuerto Internacional Jorge Chavez y alrededores; Mario Segami y Jorge Moy UPC. 2000.
- [5.4] C.E. (1996) “Future Noise Policy”, European Comisión Green Paper, European Union 1996
- [5.5] Hellman R., Zwicker E. “Why a decrease in dB(A) produce an increase in loudness?”. J. Acoust. Soc. of Am. **82** (5) Noviembre de 1987
- [5.6] Shultz TJ (1978) “Síntesis of Social Surveys on Noise Annoyance” J.An Sec of Am 64, 377 – 405
- [5.7] Fidell J and Barbe J.D. and Shultz TJ (1989) Updating a Disage effect Aelationships for the prevalence of annoyance due to general transportation noise Technical Rep. HSD-TR-89-009 Human System Division, US.Air Force System Bonimand, broaks Air Force Base Tx.
- [5.8] Finegold L. S. , Harris S. C. and Von Gierke, HE. (1994) “Community Annoyance and Sleep disturbance; Updated criteria for assessing the impacts of general transportation noise on people”, Noise Control Eng. J. 42(1) 25-30
- [5.9] Miedema HME. (1998) “Exposure-response relationships for transportation noise” J. Acoust. Soc. of Am, 104, 3432-3445.

- [5.10] Shoemer P.D., Suzuki Y., Saito F. "Evaluation of loudness-level weightings for assessing the annoyance of environmental noise" *J.Acoust. Soc. Of Am* (2001) vol. 110, N° 5, 2390-2397.
- [5.11] Pyzard Panuszka y Zbegniewo Danuyan "Annoyance of infrasounds" 4PNSB4 paper presentado en 142 ad Meeting Acoustical Society of America, Fort Landudale FL. Dic. 2001.
- [5.12] Cavatorta A, Falzoi M., Romanetti A.; Cigala F. , Ricco M., Bruschi G., Fransfuni I., Borghetti A. "Adrenal responce in pathogeneus of arterial hipertensión in workers exposed to high noise levels" *Journal of Hipertensión*, 5: 463-466(1987)
- [5.13] Lundbey U. Y Frankenhaeuser M. "Psycho physiological reactions to noise as modified by personal control over noise intensity" *Biological Psychology* 6: 51-59 (1978)
- [5.14] Bly S., Goddard M. y Mclean J. "A review of the effects of noise on the immune system". En M. Vallet (Ed), *Noise as a Public Health Problem*. Acurelli Cedex, France : INRETS Vol.2 pp 609-512 (1993).
- [5.15] Evans G.W. (Ed) "Environmental Stress" New York, Cambridge University Press 1982.
- [5.16] Abey-Wicherania, I., A' Brook, M:F:, Gattoni F.E.G. and Her ridge CF. "Mental Hospital Admissions and aircraft noise " *Lancet*, 2: 1275 – 1277 (1969)
- [5.17] Stansfeld S.A., Gallagher J., Babyish W., Elwood P. Road traffic noise, noise sensibility and psychiatric disorder : Preliminary prospective fending from the caerphully study, Ir M. Valley (Bd), *Noise as a Public Health Problem*. Arencel Cedex France:
INRETS Vol.3 pp 263 – 273 (1993)
- [5.18] Kryter, K.D. Aircraft noise and social factors on psychiatric hospital admission rates: a re-examination of come data" *Psychological Medicine*, 20: 395 – 441 (1990)
- [5.19] Jenkins, L., Tarnopolshy , A., Hand, D, "Psychiatric admissions and aircraft noise from London airport: Four-year, three-hospital study" *Psychological Medicine* 11: 765 – 782 (1981)
- [5.20] Berglund, B. M Lundwall, t. y Nordin S. "Adverse effects of aircraft noise" *Environmental International*, 16: 315 – 338 (1990)
- [5.21] Smith A.W. " A review of the effects of Noise in human performance" *Scandii-navian Journal of Psychology* 340: 185 – 206 (1989)

- [5.22] Hockey R. “Stress and the cognitive component of skilled performance” En V. Hamilton & D.M. Warburton (eds) Human stress and cognition, New York NY Wiley pp 141 – 177 (1979)
- [5.23] Bilodeau G., Öhrstrom E., y Rylander, R., “Effects of noise on mental performance with regard to subjective noise sensitivity” *Archives of Occupational and Environmental Health*, 64: 293 – 301 (1992)
- [5.24] Green K.B., Pasternak, B.S. y Shore R.E. “Effects of aircraft noise on reading ability of school-age children” *Archives of Environmental Health* 37: 24 – 31 (1982)
- [5.25] Lindvall T., & Radford, E.P. , (eds) measurements of annoyance due to exposure to environmental factors” *Environmental Research* 6: 1 –36 (1973)
- [5.26] Fiddell S., Barber, D.S. Schuttz , T. J. , “Updating a dosage-effect relationship for the prevalence of annoyance due to general Transportation noise” *Journal of the Air Soc. Of Am*, 89: 221-233 (1991).
- [5.27] Smith M.J.T. “Aircraft Noise” Cambridge Aerospace Series, Cambridge university Press 1989.

6. Acciones Contra el Ruido Aéreo.

6 1 Historia.

Desde el momento mismo de la introducción de los aviones a fines del siglo XIX, la molestia causada por su ruido fue notoria pero, evidentemente, debido al escaso número de naves y el hecho que estuvieran localizadas en zonas rurales, hacía que sus efectos fuesen mínimos. Por supuesto, al paso de los años el número de aeronaves crecía y así el efecto de ruidos molestos; sin embargo, los intereses económicos prevalecieron frente a la queja de las personas afectadas.

Por ejemplo, en la década de 1920, Winston Churchill legisló por una ley que quitaba derechos a los habitantes para iniciar cualquier acción legal contra los dueños de aviones respecto al problema del ruido, en la creencia que de prosperar dichas demandas acabarían con el recién creado mercado de la aviación.

Es más, en 1947, esta prohibición se extendió al ruido escuchado en tierra para, en 1960, excluir el ruido de aeronaves del acta de reducción de ruidos. Claramente estas medidas protegían a los fabricantes de aviones y compañías aéreas, los cuales consideraban que no hacían ningún daño al ser “legal” el perjuicio que provocaban. Sorprendentemente, en la actualidad, en el Perú los infractores de ruido piensan exactamente de la misma manera al verificar que las medidas no sobrepasan los límites legales sin importar la molestia que estos ruidos pudieran causar.

Sin embargo, a fines de la década de 1960, la situación ya no podía continuar así, de modo que tanto en Estados Unidos como Inglaterra se fijaron límites de ruido para las aeronaves a producir, mas no a las que ya existían.

Es en este clima de presión política, de parte de la población que cada vez era más afectada por el ruido, ya sea porque el número y potencia de las aeronaves aumentaba, los aeropuertos mismos crecían, y la zonas aledañas a los aeropuertos eran habitadas, es que surge el sistema de certificación.

Para 1971 en Estados Unidos se dio la FAR parte 36, una nueva sección de la Federal Aviation Regulation que planteaba y regulaba el proceso de certificación. OACI tomó estos mismos esquemas para producir su propio esquema de certificación (Anexo 16 de la OACI).

En este sentido los aviones se clasifican en 3 etapas:

Aviones etapa 1

Primeros aviones a reacción, de los más ruidosos jamás construidos como el Comet. Para mayor información acerca del desarrollo de las aeronaves comerciales revisar el Capítulo .



Figura 6.1.1 Avión etapa 1 (Comet)

Aviones etapa 2

Luego de iniciarse en la década de 1970 el proceso de certificación, nuevos aviones se construyeron como el 727 que reducía los niveles de ruido respecto de los niveles iniciales.

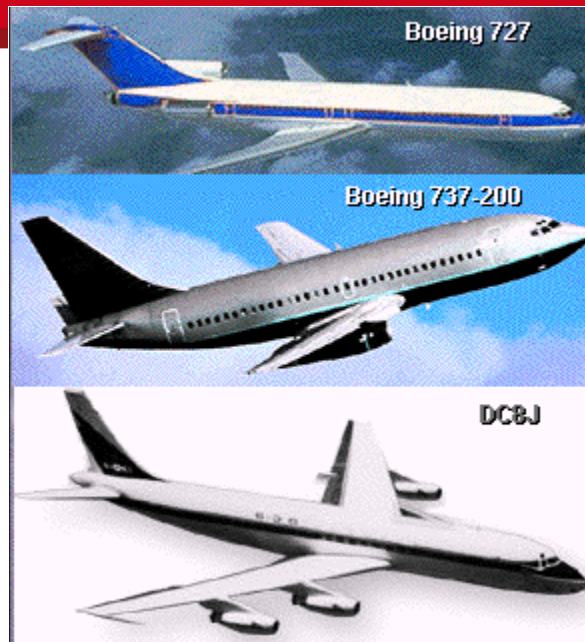


Figura 6.1.2 Aviones etapa 2

Aviones etapa 3

Aviones de última generación con las menores emisiones de ruido. Ejemplo Boeing 757.



Figura 6.1.3 Aviones etapa 3

A fines de la década de 1990 en Estados Unidos y en la mayoría de países desarrollados del mundo los únicos aviones que se permiten volar son los aviones etapa 3, lo que ha permitido en estos países reducir de forma significativa el número de personas afectadas por el ruido aéreo. La FAA reconoce que en 1974 cerca de 7'000,000 de personas eran afectadas por el ruido aéreo, para fines de la década de los 90's el número de personas se redujo a 600,000. Aún cuando el número de personas expuestas ha disminuido en esos países, se mantienen muy activos grupos de acción contra el ruido de Aeropuertos en la principales ciudades del mundo.

El Perú es un caso aparte. Como en la mayoría de países pobres, los legisladores y la población en general no ha tenido ninguna clase de iniciativa para controlar de manera efectiva el problema de ruido. Salvo esporádicas quejas de parte del municipio de San Miguel (orquestradas casi siempre con propósitos electorales) existe dentro de nuestra población una gran resignación respecto del ruido debido a la creencia, fundamentada casi siempre, de que es imposible encontrar una solución a este problema. Esto se debe en primer lugar a que no existe una política de control ambiental, no existen entidades con fuerza suficiente para hacer cumplir las precarias e inexactas ordenanzas municipales; y como parte más difícil, el poder económico de las líneas aéreas (traducido en interés político) impiden la dación de normas contra el ruido. Si unimos a todo esto la ignorancia respecto de la problemática de ruido de parte de los organismos involucrados y personas afectadas tenemos un problema casi sin solución posible.

Debido a que el Perú al ser miembro de la OACI, debe cumplir con los acuerdos internacionales que había suscrito, en 1999, la Subdirección de Operaciones del Ministerio de Transportes y Comunicaciones, Vivienda y Construcción solicitó a la Universidad Peruana de Ciencias Aplicadas (UPC) a través de la Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial un estudio para establecer el estado actual del ruido causado por aeronaves en el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez. Este trabajo “Estudio Preliminar de Ruidos en el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez y alrededores 1999-2000” y el posterior “Evaluación de Niveles de Ruido” 2000, constituyen los primeros estudios in situ de la problemática de ruido aéreo en la ciudad de Lima.

En base a estos estudios el Ministerio de Transporte dio una serie de normas para el cambio paulatino de las ruidosas aeronaves, etapa 2 para su paso a etapa 3.

De cumplirse con esta norma (cosa que no parece factible debido al alto costo que implicaría) para el año 2003 en el Perú solo volarían aviones etapa 3.

Nota

En efecto, el Ministerio de Transportes y Comunicaciones recientemente (Julio de 2002) ha extendido el plazo del cambio de aeronaves de etapa 2 a etapa 3 hasta el año 2005 en el que se iniciará el cambio de las aeronaves hasta su finalización el 2008.



6.2 Certificación de aeronaves.

A diferencia de la FAR parte 36 de Estados Unidos que posee el carácter de ley en dicho país, el anexo 16 de OACI constituye un documento recomendado a todos sus miembros para que se adapte a su legislación. Esto trae como consecuencia un proceso lento de adaptación. Por ejemplo para el caso del Perú, este acuerdo de certificación del año 1971 recién se vino a exigir en año 2000 (con la posibilidad de ser “letra muerta”). Como se muestra en la Figura 6.2.1 se especifican 3 puntos de medición para el proceso de certificación ya sea tanto al momento del despegue como al momento del aterrizaje.

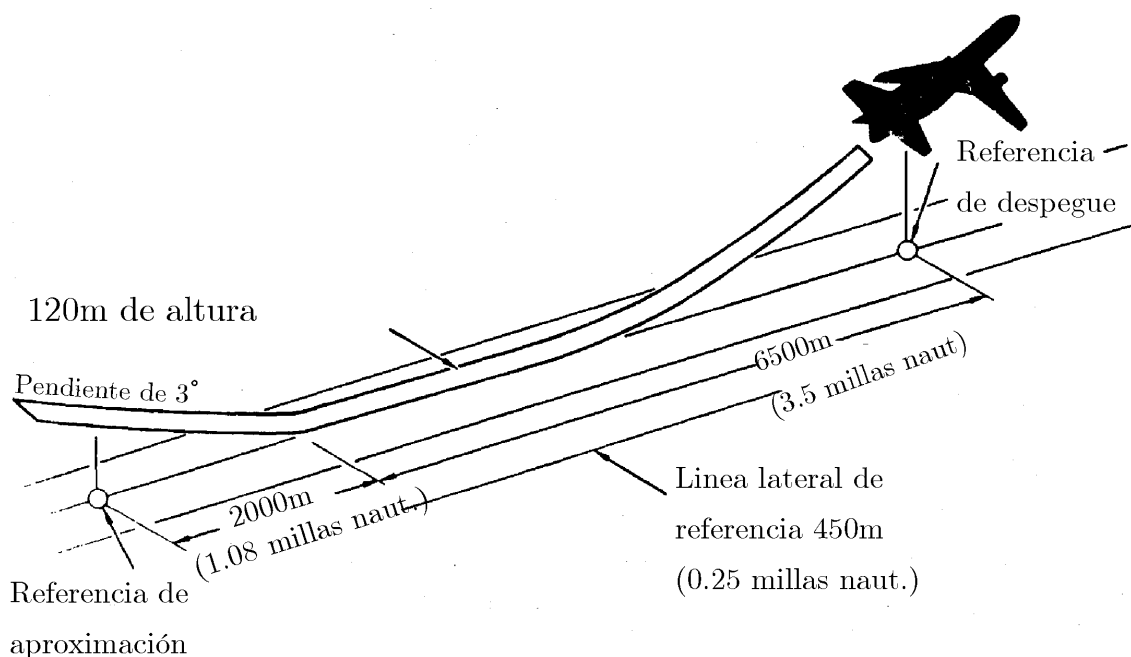


Figura 6.2.1 Los tres puntos de las posiciones de medición.

6 2 1 Límites de ruido para la certificación de aeronaves.

En cuanto al nivel de ruido que no debe excederse es:

Etapa 1. ^{1*)} Límite de ruido para cambios acústicos para aeroplanos sin importar el número de motores con aquellos niveles de ruido prescritos en el acápite 36.7(c) de esta parte. ²⁺⁾

1. * Apéndice C de parte 36 – Noise Levels for Transport Category and Turbojet Powered Airplanes Under & 36.201 FAA 6 de Febrero de 2002.

Etapa 2. El límite de ruido sin importar el número de motores es como sigue:

- (i) Para despegue. 108 EPNdB para un peso máximo de 600,000 libras o más, reduciendo 5 EPNdB al reducir a la mitad el peso de 600,000 libras de peso máximo hasta 93 EPNdB para pesos máximos de 75,000 libras o menos.
- (ii) Para aproximación y línea lateral. 108 EPNdB para pesos máximos de 600,000 libras o más, deduciendo 2 EPNdB por cada disminución a la mitad del peso de 600,000 libras de peso máximos reduciendo hasta 102 EPNdB para pesos máximos de 75,000 libras o menos.

Etapa 3. Los límites de sonido son los siguientes:

- (i) Para el despegue.
 - A) Para aeroplanos de más de tres motores. 106 EPNdB para pesos máximos de 850,000 libras o más disminuyendo 4 EPNdB por cada disminución a la mitad del peso máximo de 850,000 libras bajando hasta 89 EPNdB para pesos de 44,673 libras o menos.
 - B) Para aeroplanos de tres motores. 101 EPNdB para un peso máximo de 850,000 libras o más, reduciendo 4 EPNdB al disminuir a la mitad las 850,000 libras de peso máximo bajando hasta 89 EPNdB para pesos máximos de 63,177 libras; y
 - C) Para aeroplanos de menos de 3 motores. 101 EPNdB para un peso máximo de 850,000 libras o más reduciendo en 4 EPNdB por disminuir a la mitad el peso máximo de 850,000 libras bajando hasta 89 EPNdB para un peso máximo de 106,250 libras o menos.

2. ^{+)El} acápito 36.7 (C) del citado documento sin embargo no especifica ninguna limitación de ruido, no obstante establece que el nivel de potencia de los motores no debe ser reducida debajo del nivel que mantenga la nave en vuelo, o que mantenga un gradiente 4% durante el ascenso.

- (ii) Para línea lateral : sin importar el número de motores, 103 EPNdB para un peso máximo de 882,000 libras o mas, reduciendo en 2.56 EPNdB por disminuir a la mitad los 882,000 libras de peso máximo bajando hasta 94 EPNdB para un peso máximo de 77,200 libras o menos.
- (iii) Para la aproximación, sin importar el número de motores, 105 EPNdB para pesos máximos de 617,300 libras o más, reduciendo 2.33 EPNdB por cada disminución a la mitad del peso máximo de 617,300 libras disminuyendo hasta 98 EPNdB para un peso máximo de 77,200 libras o menos.

Existen además ciertas compensaciones que se pueden aplicar durante las medidas si se superan los límites establecidos en uno o dos puntos de medición si:

- 1) La suma de los excesos no es mayor de 3 EPNdB
- 2) Ningún exceso debe ser mayor de 2 EPNdB y
- 3) Estos excesos son completamente compensados en los otros puntos de medición.

6.2.2 Otras consideraciones

En el proceso de certificación de aeronaves se toman en cuenta otros detalles que se indican brevemente a continuación.^{1*)}

En primer lugar, la zona en la que se realizan las mediciones debe tener una superficie sin mucha absorción de sonido, es decir, no debe tener arbustos o maleza que tengan una absorción elevada de sonido; así mismo, no pueden haber obstáculos en un volumen cónico de eje vertical con vértice en el piso directamente debajo del micrófono, y un semi-ángulo de 80° respecto a ese eje. El micrófono debe situarse a 1,20 m de altura respecto del piso (ver Figura 6.2.2).

1. ^{*)}Para una mayor información sobre el tema se puede consultar el Anexo 16 de la OACI, volumen 1 Ruido de las Aeronaves.



Figura 6.2.2 Disposición del micrófono durante la medición en el proceso de certificación

El micrófono debe ser diseñado para tener una respuesta plana para medición tangencial (como en la figura anterior). Si bien es difícil eliminar la presencia del trípode, se debe eliminar en lo posible su interferencia.

Durante las mediciones debe de colocar un protector de viento al micrófono. Como en toda medición acústica, la calibración es imprescindible antes del inicio de la certificación. Tanto el micrófono como los sistemas de grabación y analizadores de sonido deberán cumplir con las especificaciones del Anexo 16 de la OACI.

En cuanto a las condiciones atmosféricas se exige que no existan precipitaciones, una temperatura entre -10 y 35° C, y una humedad relativa no mayor al 95%. La velocidad del viento no mayor a 22Km/h y una componente transversal del viento no superior a 13m/s a una altura de 10m.

6.2.3 Perfiles de vuelo.

Perfil de despegue:

En el punto A el avión inicia el recorrido en la pista, en el punto B empieza su ascenso con ángulo constante, en el punto C. En el punto D se aplica una disminución de la potencia hasta el punto E. En este punto el ángulo de ascenso disminuye y es constante hasta el punto F donde se termina la trayectoria para cuestiones de homologación.

En tierra en el punto K_1 , se encuentra la estación de medición ; la distancia AK_1 , es la distancia entre el inicio del recorrido hasta el punto de medición. El punto K_2 corresponde a la estación de medición de ruido lateral situada a una distancia del eje de la pista como ya se ha especificado en este mismo apartado.

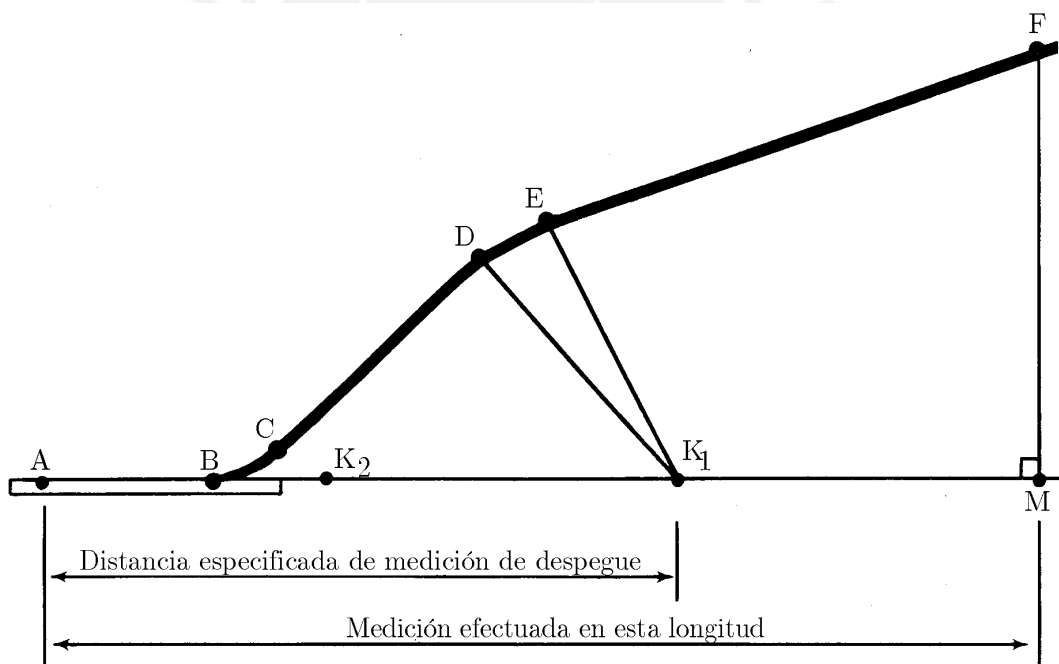


Figura 6.2.3 Perfil típico de despegue. Anexo 16 OACI.

Perfil de aproximación:

En el punto G el avión comienza su trayectoria de aproximación y toma contacto en el punto J a la distancia OJ del umbral, K_3 es el punto de medición de ruido, K_3O es la dis-

tancia del punto de medición de ruido de aproximación al umbral e la pista GI es la distancia a la cual se mide la posición del avión en sincronización con las medidas de ruido.

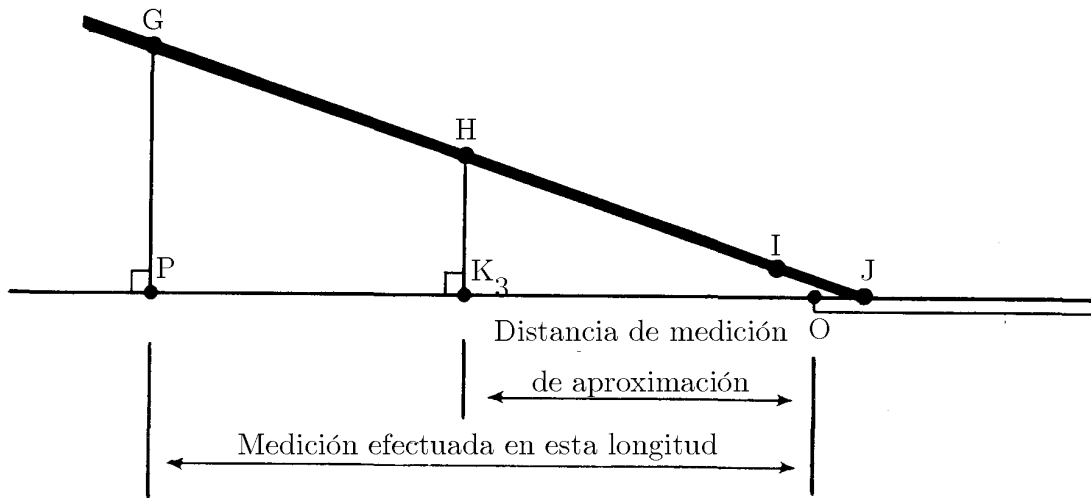
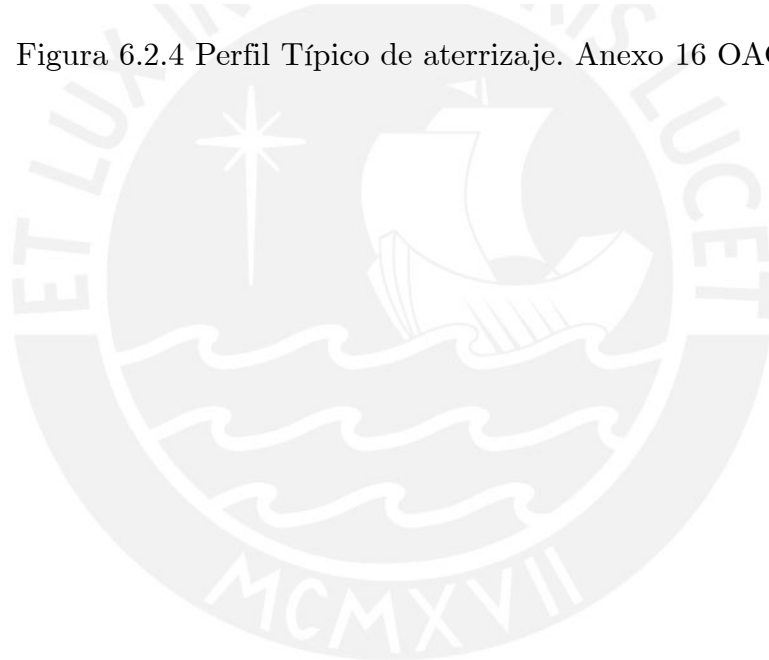


Figura 6.2.4 Perfil Típico de aterrizaje. Anexo 16 OACI.



6.3 Controles operacionales para la atenuación de ruido aéreo.

Una de las maneras más económicas y rápidas de atenuar el problema de ruido en las cercanías del aeropuerto es mediante la modificación de los perfiles de vuelo, tanto durante el despegue como durante el aterrizaje. Se ha encontrado [6.1], que la aplicación de un procedimiento “anti ruido” puede significar una reducción tan importante como 7EPNdB respecto de otro hecho normalmente (ver Figura 6.3.2)

Las dos situaciones de mayor problema de ruido son las de despegue y aterrizaje, debido principalmente a su cercanía a tierra, de estas dos la más grave es la de despegue, por un requerimiento extra de potencia para lograr el ascenso.

La OACI plantea dos posibilidades para la atenuación de ruido mediante procedimientos de despegue: El procedimiento A y el procedimiento B.

Estos procedimientos se encuentran detallados en el “Vertical Noise Abatement Procedures (VNAP)” en el documento “Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations Volume 1 Flight Procedures”. Para ambos tipos de despegue se especifican reducciones en la potencia de los motores para una disminución del ruido a altitudes pre-establecidas, para cumplir siempre con los requisitos de seguridad para la aeronave. En la Figura 6.3.3 se muestran los perfiles de vuelo con los puntos de aplicación de determinadas acciones. Notar que:

‘A’: Genera menor ruido para alturas superiores a los 3000 pies, pues gana altura separándose de tierra. Sin embargo hay un efecto negativo para distancias cercanas al aeropuerto por usar mayor potencia.

‘B’: Genera mayor ruido para alturas superiores a los 3000 pies pero disminuye la potencia en las cercanías del aeropuerto, generando menos ruido, pero al costo de tener un ascenso menos pronunciado.

En la figura 6.3.3 se tiene que:

V_2 = Velocidad de falla de un motor.

V_{ZF} = Velocidad mínima de maniobra a cero flaps.

Si bien es cierto que los niveles de ruido para el aterrizaje son algo menores, todavía estos niveles son molestos; más aún si se trata de naves antiguas. En la figura se muestran tres posibilidades para el aterrizaje.

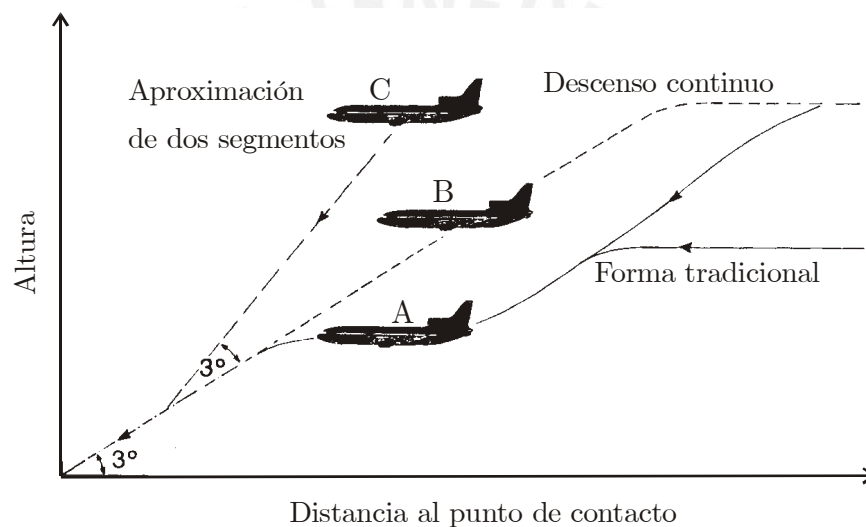


Figura 6.3.1 Distintas configuraciones de aterrizaje (adaptado de “Aircraft Noise”.
M.J.T. Smith)

En el descenso tradicional ‘A’ el avión efectúa un descenso previo para luego iniciar el descenso final con una pendiente de 3° . Durante el descenso los flaps se contraen en una configuración “sucia” (de máximo arrastre), el tren de aterrizaje se libera y la potencia de motores se mantiene en un punto cercano al máximo; todo eso crea una gran cantidad de ruido. En este descenso, la poca distancia del avión a tierra, crea una gran cantidad de ruido sobre la población. Una manera de alejar al avión de tierra, en las primeras etapas de la aproximación, consiste en un descenso continuo de 3° , esta forma además de favorecer las zonas un poco más alejadas del aeropuerto tiene la ventaja de ahorrar combustible, por lo que este método es preferido por las compañías aéreas.

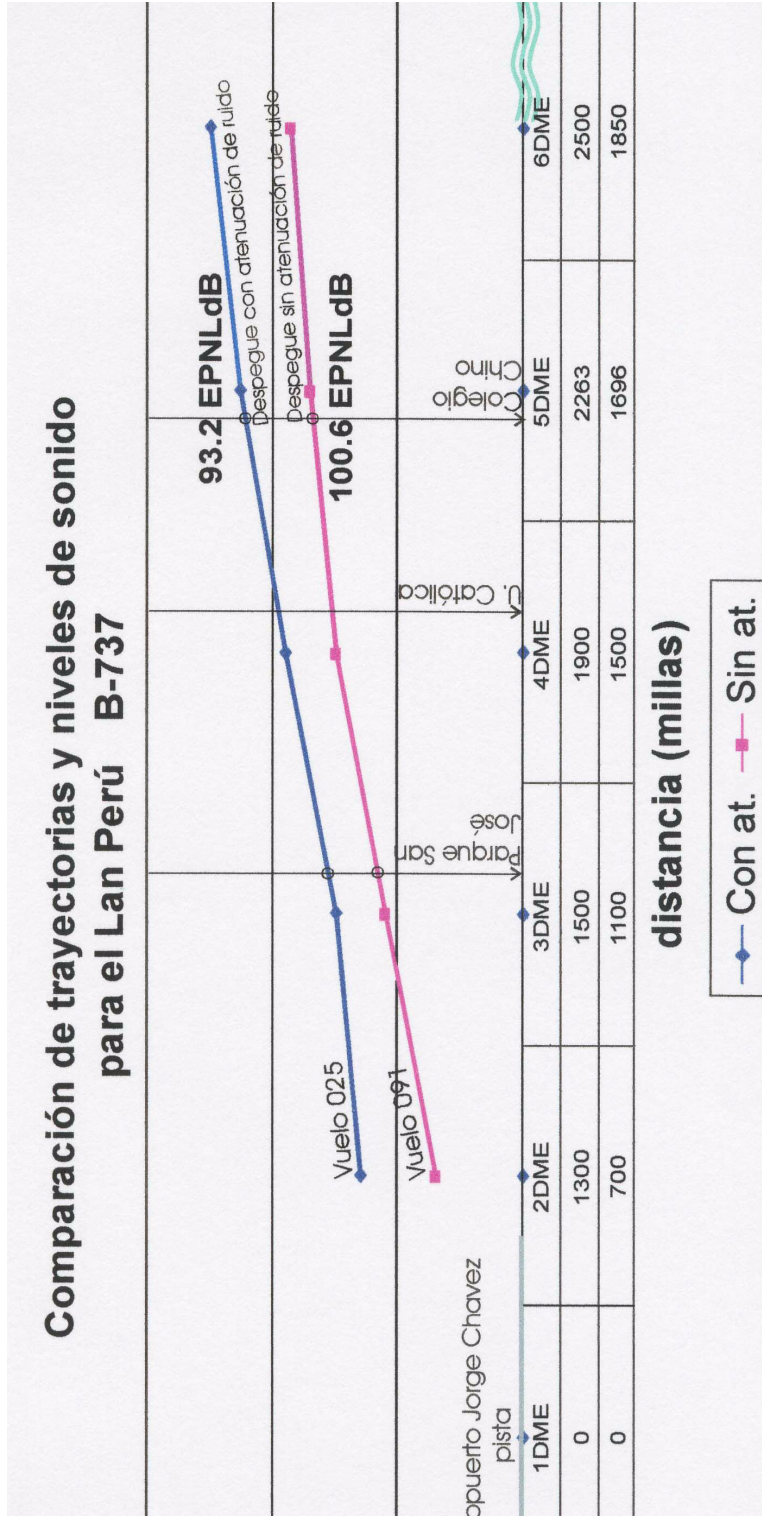


Figura 6.3.2 Comparación de trayectorias y niveles del ruido para el Lan Perú B737 (Fuente : “Evaluación de niveles de ruido :

Estudio de los niveles de ruido generados por despegues con procedimientos noise abatement de OACI” M.C. Segami, J. Moy, UPC

Diciembre 2000)

	Canadá	USA	Comunidad Europea	OACI
Aplicabilidad	Todos los jets subsónicos de mas de 34,000kg.	Todos los jets subsónicos de más de 75,000 libras.	Todos los jets subsónicos de más de 75,000 libras.	Todos los aviones jets subsónicos
Fecha de inicio	Primera fecha de conformidad: 1 de Enero 1996	Primera fecha de conformidad 1 de Enero de 1995	No después de : 1 de Abril de 1995	No después de: 1 de Abril 1995
Fecha límite etapa 3	1 de Abril de 2002	1 de Enero 2000	No después de: 1 de Abril de 2002	No después de: 1 de Abril de 2002
Fecha límite para las excepciones	31 de Diciembre de 2003 (Esta exoneración es aplicable a operadores canadienses)	31 de Diciembre de 2003(Esta exoneración es aplicable a operadores norteamericanos)	1 de Abril de 2005	No hay límite especificado
Mecanismo de pase al retiro	Los operadores deben ajustar su flota de aviones etapa 2 de conformidad a las fechas: %máximo de naves etapa 2 en su flota 6 Fines de 1995 (75%) 7 Fines de 1997 (50%) 8 Fines de 1999 (25%)	Los operadores deben ajustar su flota de aviones etapa 2 de conformidad a las fechas: Pase al retiro de naves etapa 2 (% de la flota de 1990) (i) 25% fines de 1994 (ii) 50% fines de 1996 (iii) 75% fines de 1998 Entrada de naves etapa 3 de la flota total - 55% fines de 1995 - 65% fines de 1998 - 75% fines de 1999	Las naves pueden operar hasta un máximo de 25 año, excepto las aeronaves de cuerpo ancho y alto índice de derivación que sólo deben seguir las fechas límite de la etapa 3. A ningún carguero aéreo se le exigirá retirar más del 10% de su flota etapa 2 en un año.	Las naves pueden operar hasta un máximo de 25 año, excepto las aeronaves de cuerpo ancho y alto índice de derivación que sólo deben seguir las fechas límite de la etapa 3. No más del 10% de la flota debe ser retirada en un año.
Límite de registro de naves etapa 2	Ninguna importación después de la fecha de entrada en rigor	5 de Noviembre de 1990, con la excepción de ordenes previas de contratistas y propietarios norteamericanos	1 Noviembre	No hay límite especificado

Tabla 6.3.1 Comparación de los reglamentos de pase al retiro de aeronaves jet etapa 2

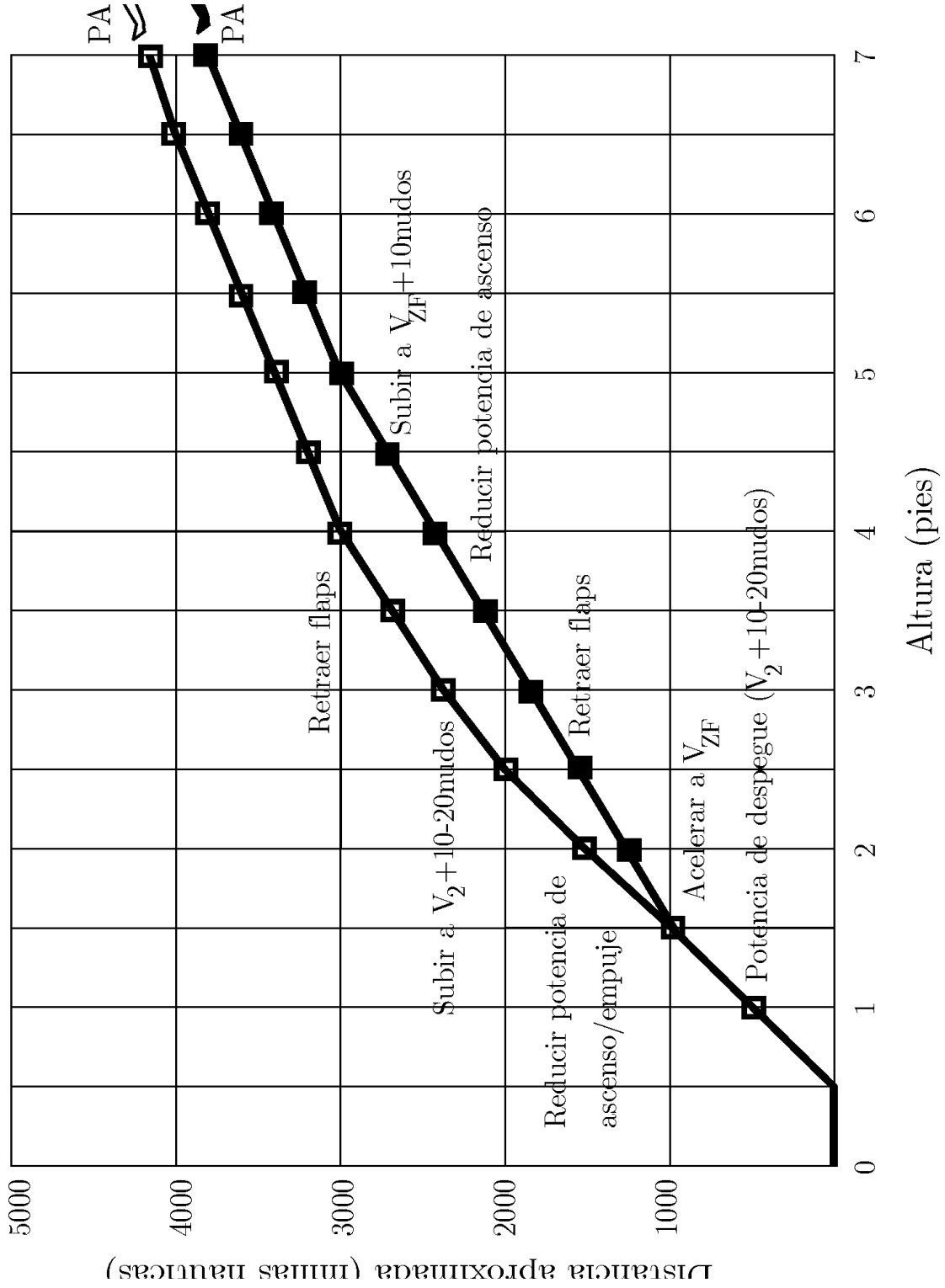


Figura 6.3.3 Procedimientos de Atenuación de Ruido (PAR) A y B de la OACI

Un tercer método C, de doble pendiente mejora aun más el efecto de disminución del ruido al tener inicialmente una pendiente de aproximación de 6° para luego empalmar con el ángulo de seguridad de aterrizaje de 3° . Si bien acústicamente es mas eficiente, este método, no es aceptado por los riesgos en la seguridad del vuelo debido a que el empalme entre los dos ángulos debe realizarse a una altura aproximada de 150m. Con la posible falta de espacio y tiempo para efectuar maniobras de seguridad.

Otra de las restricciones operacionales para prevenir los niveles excesivos de ruido sobre la población, es la restricción de vuelos de aviones antiguos (etapa 1 y etapa 2). Durante los últimos 30 años, desde la introducción del proceso de certificación, muchos aeropuertos de los países más desarrollados, han iniciado una serie de medidas con el fin de prevenir el vuelo de naves antiguas. La OACI después de muchos años de espera, presionado por países pobres cuya capacidad para comprar naves modernas es muy limitada, recién en la década del 90, tomó la decisión de establecer un programa de “pase al retiro” de las antiguas y ruidosas naves etapa 2 de manera que para el 1 de Abril del 2002, únicamente vuelen naves etapa 3.

Obviamente que al no tener fuerza de ley en los países signatarios de OACI cada país puede cambiar la programación especificada. Los EEUU es el país que más en serio ha tomado es esquema de pase al retiro y fue el que antes aún que OACI estableció un programa de modernización de su flota, poniendo como fecha límite de pase al retiro de sus naves etapa 2, una fecha tan temprana como el 1 de Enero del 2000. En la Tabla 6.3.1 tomada del “1999 Annual Report: Noise Management, Vancouver International Airport Authority”, se comparan los diferentes procedimientos adoptados por diferentes países, de los cuales EEUU tiene los planes más exigentes, siendo la OACI la que más flexibilidad da en cuanto a plazos, por ejemplo no hay fecha límite de nuevos registros para aviones etapa 2.

El Perú como país firmante de OACI debe cumplir con los acuerdos tomados, razón por la cual ya desde 1999 inicia con la UPC contactos para un estudio de ruido en el principal aeropuerto del país con el propósito de verificar el estado actual del problema del ruido aéreo con la finalidad (en base a los resultados obtenidos), evacuar una legislación y cronograma de pase al retiro de las naves etapa 1 y etapa 2 que aún operan en el Perú.

El 27 de Septiembre de 2000, el Ministerio de Transportes y Comunicaciones, dió un decreto publicado en el diario oficial “El Peruano” que establecía el cronograma de pase al retiro de las naves etapa 2 y su reemplazo por aviones etapa 3 para Diciembre del año 2002 [6.2] en cumplimiento con el acuerdo con la OACI. Sin embargo dicho decreto se ha convertido en “letra muerta” puesto que la fecha límite de pase al retiro ha sido cambiada para el 2008.

Otra forma de disminuir el ruido de los motores en las aeronaves, consiste en el uso de silenciadores o “hushkits”; por este método, las turbinas de los aviones son desensambladas y sometidas a un rediseño de su cubierta, en algunos casos cambio de partes y hasta el cambio de motores.

La eficiencia de los hushkits no es mucha, en la mayoría de los casos se logran reducciones de 1 a 2 EPNdB y en raras ocasiones no más de 4 EPNdB. Aun así estas pequeñas reducciones hacen que la aeronave certifique pero con el nivel justo. Desde el punto de vista económico las compañías aéreas se enfrentan al dilema de usar hushkits o comprar nuevas aeronaves (más eficientes y silenciosa pero mucho más caras). Por ejemplo la implantación de hushkits puede costar entre 2 a 3 millones de dólares por aeronave. Por otro lado la compra de un avión de tecnología moderna, puede costar 40 millones de dólares. La decisión es fácilmente presumible.

Actualmente los Estados Unidos es el país con cerca de un 80% de aviones “re-certificados” como etapa 3 después de la aplicación de Hushkits, estando un 10% en Europa y el otro 10% en el resto del mundo. Esto ha traído en los últimos años una querrela ante la OACI entre los Estados Unidos y la Comunidad Europea. La comunidad Europea ha prohibido el vuelo de aviones modificados con hushkits afirmando que los aviones silenciados y re-certificados no son realmente aviones etapa 3 por ser más ruidosos que los verdaderos etapa 3. Por su parte, Estados Unidos alega que los aviones re-certificados cumplen con los requisitos de la OACI y que esta es una acción de la Comunidad Europea para beneficiar a su propia industria aeronáutica. El origen de este problema parece ser que la Comunidad Europea presionada por las personas que viven cerca de los aeropuertos quieren acelerar la introducción de una nueva etapa para la certificación de aeronaves, la etapa 4. Si bien es cierto, tanto la CE como los EEUU tienen un acuerdo para el desarrollo de esta nueva tecnología, al parecer la CE quiere acelerar la adopción de esta nueva etapa, por su lado, dado que las Compañías Americanas han invertido una

considerable cantidad de dinero en la aplicación de Hushkits a sus naves, es evidente que quieren extender lo más posible el periodo de vida útil de sus naves. Otro factor a considerar es el costo de reventa de los aviones re-certificados, puesto que al prohibirse su uso en Europa sus precios caerían considerablemente. Este problema entre la CE y EEUU al parecer se viene solucionando, después de varios años, por intermedio de la OACI [6.3].

Finalmente, otro control operacional que puede ser usado, es el de cambios de ruta de vuelos a zonas menos densamente pobladas o restricciones en el horarios y uso de pistas. En la Figura 6.3.3 tomado de [6.1] se puede apreciar claramente que el cambio de la ruta de vuelo cambia la zona expuesta al ruido.

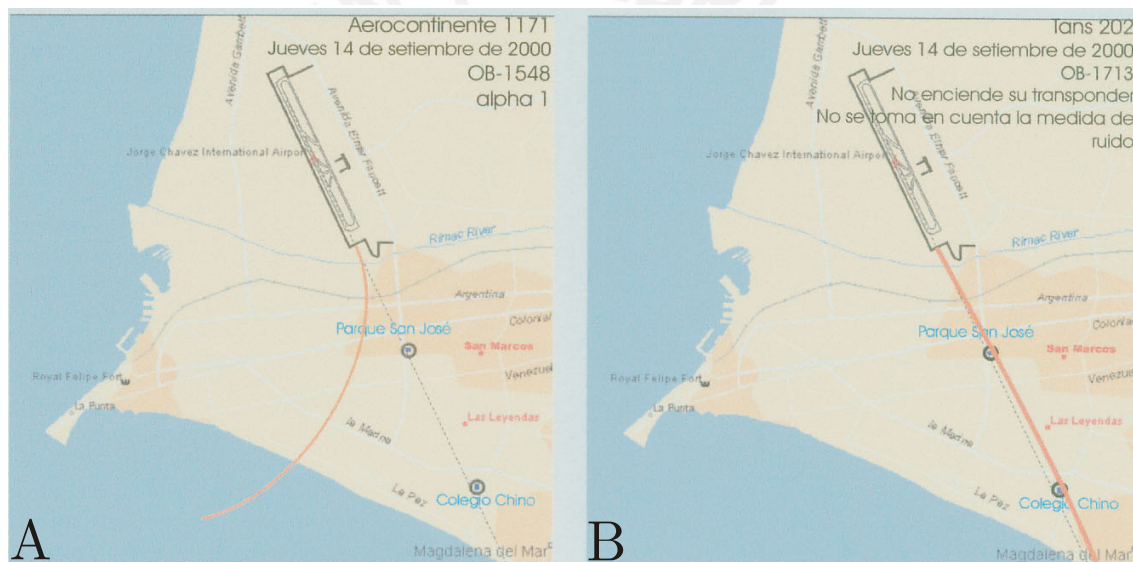


Figura 6.3.4 Dependiendo de la ruta seguida se pueden afectar a diferentes cantidades de personas

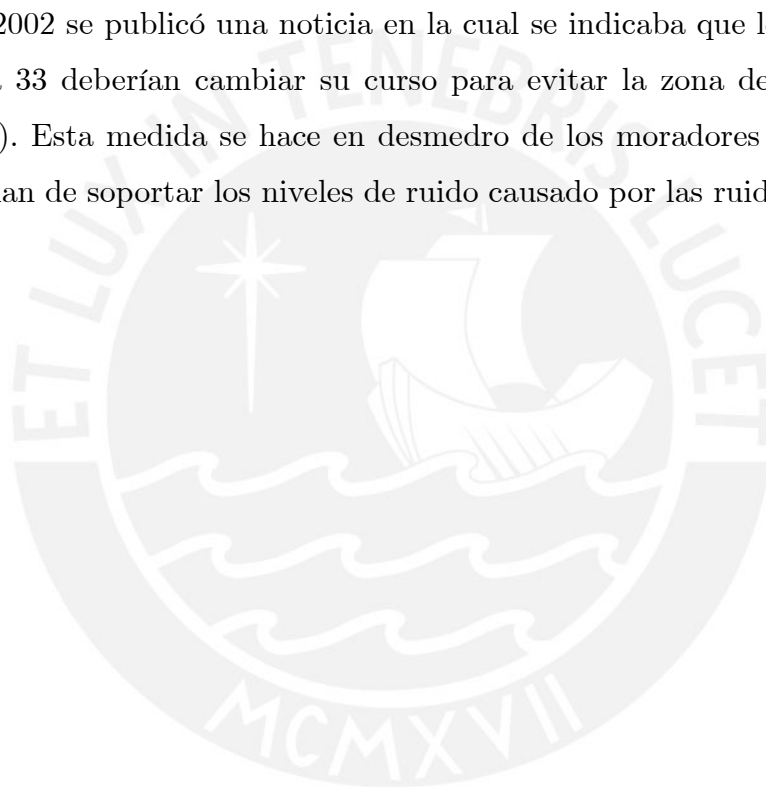
En cuanto al uso de pistas [6.4], establece que todos los vuelos deben despegar de la pista 33. La pista 15 está restringida para el despegue, salvo para las siguientes condiciones.

- a) Para los aviones B747, B57, B767, A320, A300, DC10, L1011 y naves similares
 - Cuando el componente del viento de cola supera los 5 nudos y debido al peso de despegue del avión, se debe usar la pista 15.
- a) Para toda aeronave

- Cuando el componente del viento de cola exceda los 10 nudos y a petición del piloto.

En cuanto al tipo de procedimiento anti ruido para el aeropuerto Jorge Chávez se exige el procedimiento B. Relativo a este punto es importante señalar que al no contarse con un sistema de monitoreo de ruido es muy difícil comprobar el cumplimiento de esta directiva y por lo descubierto en el trabajo de campo realizado por el autor de la presente tesis, los pilotos no cumplen los procedimientos aún cuando se les solicita específicamente que los sigan.

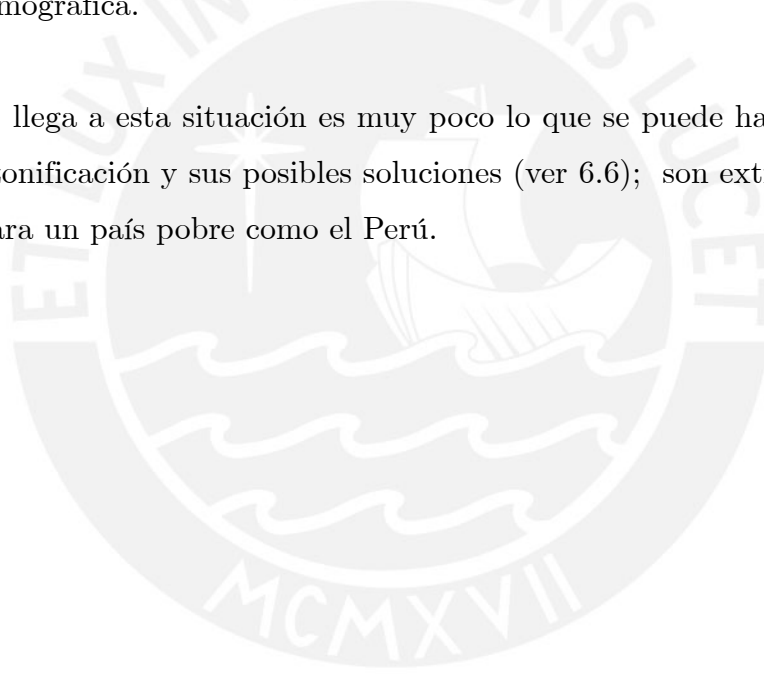
En febrero de 2002 se publicó una noticia en la cual se indicaba que los aviones que partan de la pista 33 deberían cambiar su curso para evitar la zona de San Miguel (altamente poblada). Esta medida se hace en desmedro de los moradores del Callao que son ahora los que han de soportar los niveles de ruido causado por las ruidosas naves etapa 2.



6.4 Zonificación y uso de tierras colindantes al aeropuerto.

La zonificación se refiere específicamente a la distribución de áreas para diferentes usos. Con una adecuada zonificación y sobre todo en la etapa de planificación de una ciudad, es posible mantener a las zonas más sensibles al ruido (hospitales, colegios, universidades, centros de recreación, etc.) lejos de los efectos de ruido del aeropuerto. Sin embargo, muchas veces la presión social por la búsqueda de nuevos lugares para vivir, hace que las zonas urbanas se acerquen y rodeen a los aeropuertos como es el caso del Aeropuerto Jorge Chavez. Este problema causado en parte por las municipalidades que otorgan licencias de construcción en zonas que deberían ser utilizados para la industria, pulmones de la ciudad, etc. Lo cual hace que estas zonas se pueblen y con el tiempo se incremente su densidad demográfica.

Una vez que se llega a esta situación es muy poco lo que se puede hacer, desde el punto de vista de la zonificación y sus posibles soluciones (ver 6.6); son extremadamente caras o imposibles para un país pobre como el Perú.



6.5 Mapas de ruido.

Los mapas o curvas de ruido se definen como las líneas en un mapa en torno al aeropuerto que unen puntos en donde una métrica de ruido tiene un valor constante. Este ruido representa el ruido de los aviones que operan en el aeropuerto en condiciones normales.

La información necesaria para la elaboración de un mapa de ruido es la siguiente [6.5]:

- a) Clase de avión que usa el aeropuerto.
- b) Los datos de ruido y performance relacionados con cada tipo de avión.
 - a) Las rutas seguidas por los aviones a la llegada y a la salida.
 - b) El número de vuelos de cada ruta durante el periodo seleccionado para hacer los cálculos.
 - c) Los datos de utilización y procedimientos de vuelo relacionados con cada una de las rutas (especialmente la masa de los aviones, los regímenes de potencia de los motores, las velocidades y configuraciones correspondientes a los diversos tramos de la trayectoria de vuelo); y
 - d) Los datos aeroportuarios (especialmente condiciones meteorológicas medias, el número de pistas y su orientación)

No es el propósito de la presente tesis exponer el método de cálculo de las curvas de ruido, sino más bien interpretar su significado y su uso al momento de determinar poblaciones afectadas.

En la Figura 6.5.1 se explica en detalle el significado de las curvas de ruido.

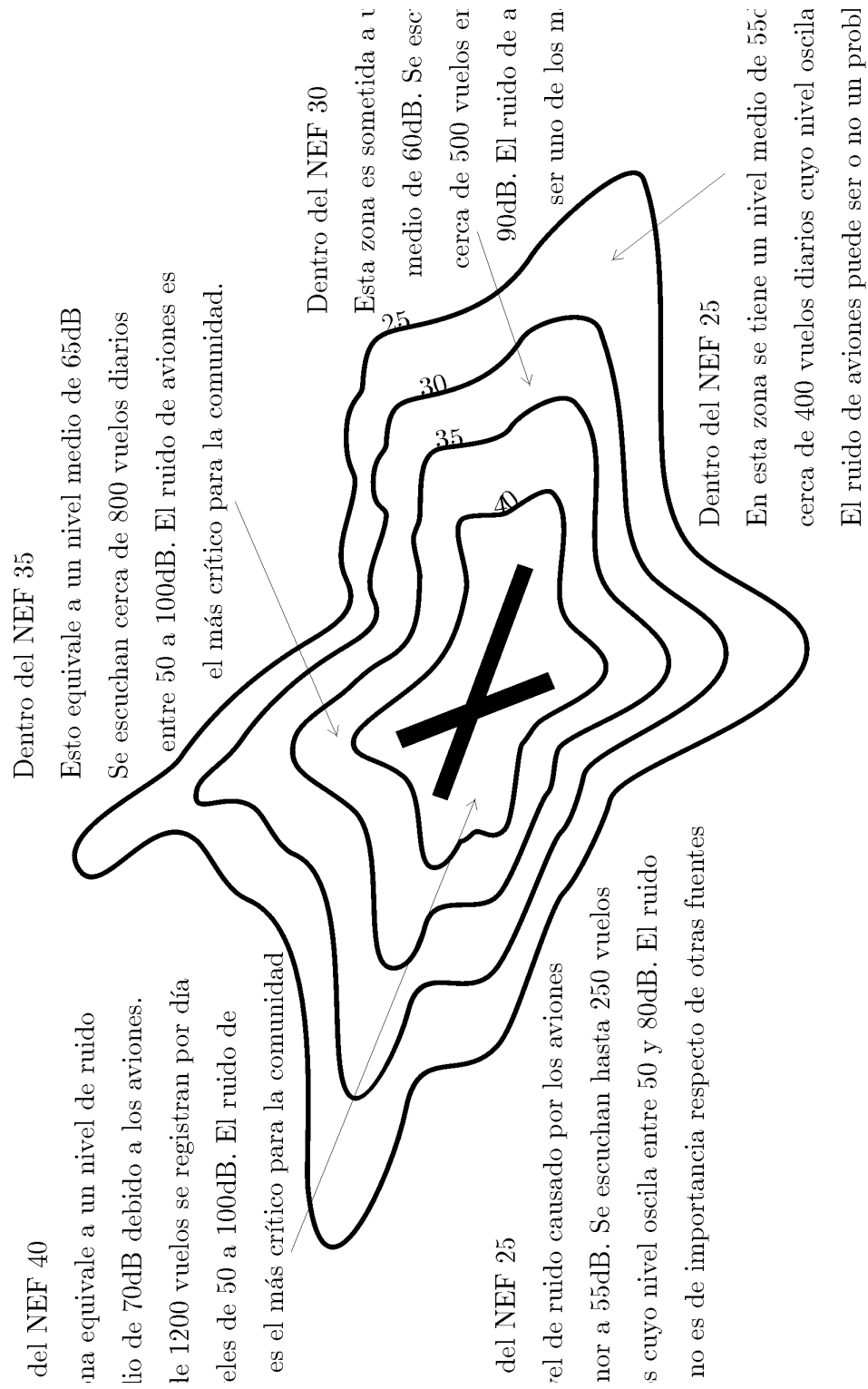


Figura 6.5.1 Explicación de los contornos de los mapas de ruido

6.6 Otras medidas de control.

Entre otras medidas de control existen dos que son las más importantes. La insonorización de viviendas y la compra de terrenos. Con ayuda de los mapas de ruido es posible determinar las zonas de la población que se encuentran más afectadas por los niveles de ruido y en este caso proceder a la insonorización de la vivienda. En estos casos es el Estado el que provee de fondos a los moradores para la insonorización. Este método es extremadamente caro, razón por la cual sólo ha sido aplicado en países muy ricos como los EEUU e Inglaterra. Otra forma es el cambio de vivienda para las personas que habitan en las zonas más cercanas al aeropuerto. Nuevamente el gobierno y las autoridades aeroportuarias son las encargadas de financiar estos proyectos.

En cuanto al Perú no parecen realistas ningunas de estas dos soluciones. El autor de esta tesis sostiene que la única forma de aliviar de manera realista el problema de ruido en la cercanías del aeropuerto Jorge Chávez es mediante la aplicación estricta de los procedimientos anti-ruido y el paso paulatino de aviones etapa 2 a etapa 3, lo cual es poco probable que ocurra antes del 2010.¹

Los sistemas de monitores de ruido constituyen la principal forma de contar con información de los niveles de ruido generados por los despegues y aterrizajes. Estos sistemas de monitoreo están especialmente diseñados para soportar diversas condiciones atmosféricas (calor, lluvia, nieve, etc.) manteniendo un desempeño casi constante. Generalmente estos sistemas constituyen soluciones completas de hardware y software; como se muestra en la figura 6.6.1; el ruido generado por el avión se registra en el micrófono que a su vez se conecta por línea de teléfono a un servidor conectado a su vez al radar y la torre de control y a las oficinas responsables de las multas a las compañías aéreas infractoras. Adicionalmente se incluye un sistema de manejo de quejas por ruidos molestos para los habitantes de las zonas afectadas. Esta es una estadística importante para evaluar el efecto de procedimientos anti ruido, construcción de nuevas pistas, etc. Como se puede ver la figura 6.6.2 con la ayuda del radar estos programas son capaces de hacer una gráfica en 3-D, del vuelo del avión. En la figura 6.6.3 se muestran las ubicaciones de

1. En una conversación sostenida por el autor de la tesis y el Presidente de la Asociación Peruana de Operadores de Líneas Aéreas pude verificar la intención de dicho gremio de no modernizar sus aeronaves, siendo más bien su táctica, la de cambiar las partes más desgastadas, someterlas a nuevas pruebas y procederá el vuelo en un ciclo "at infinitum".

los puntos de medición para las zonas aledañas al Aeropuerto Internacional de Vancouver en Canadá.

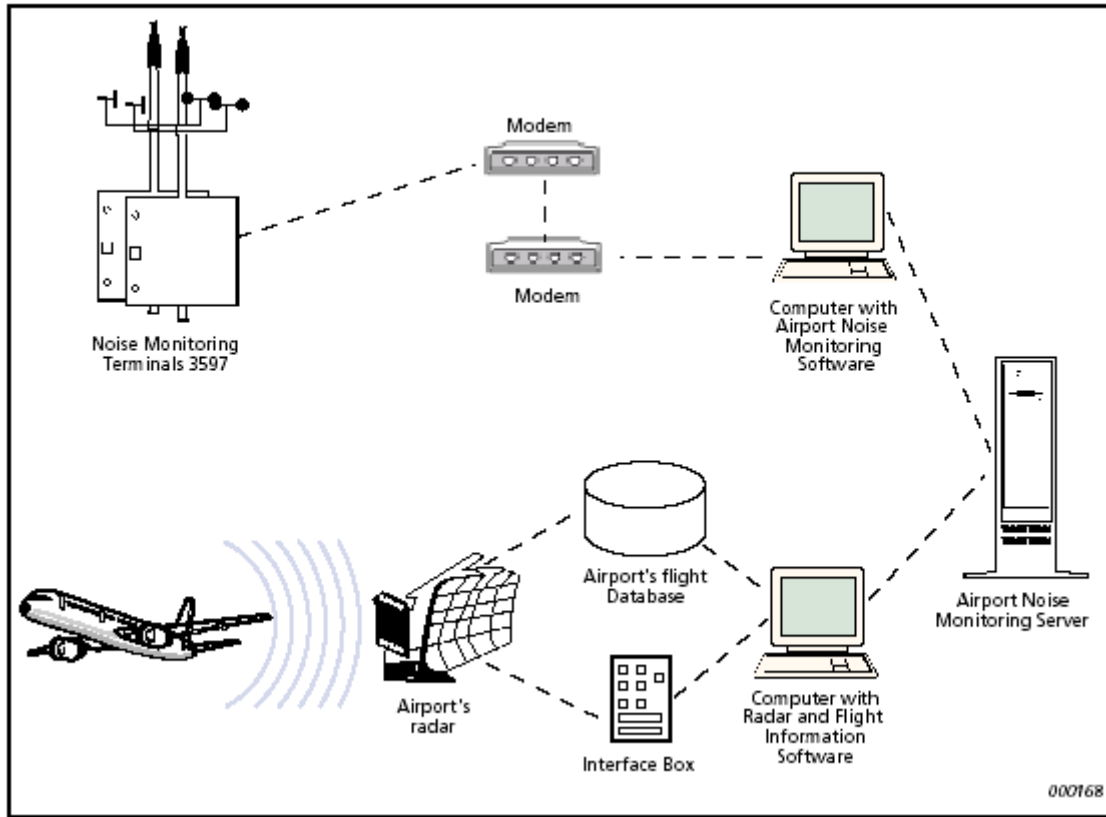


Figura 6.6.1 Sistema de medición de ruido de aeronaves de Brüel&Kjaer

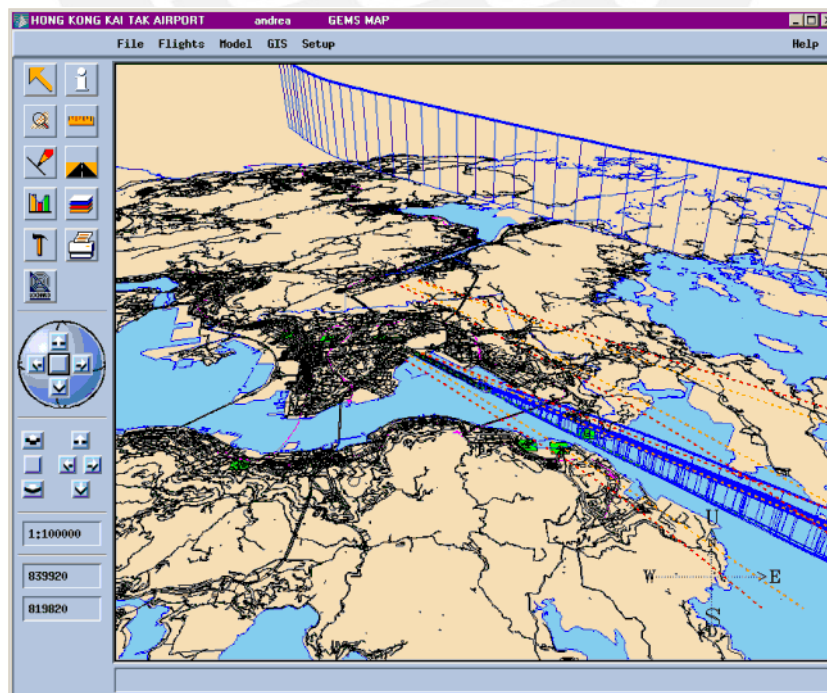


Figura 6.6.2 Sistema de rastreo de aeronaves GEMS de Lochard

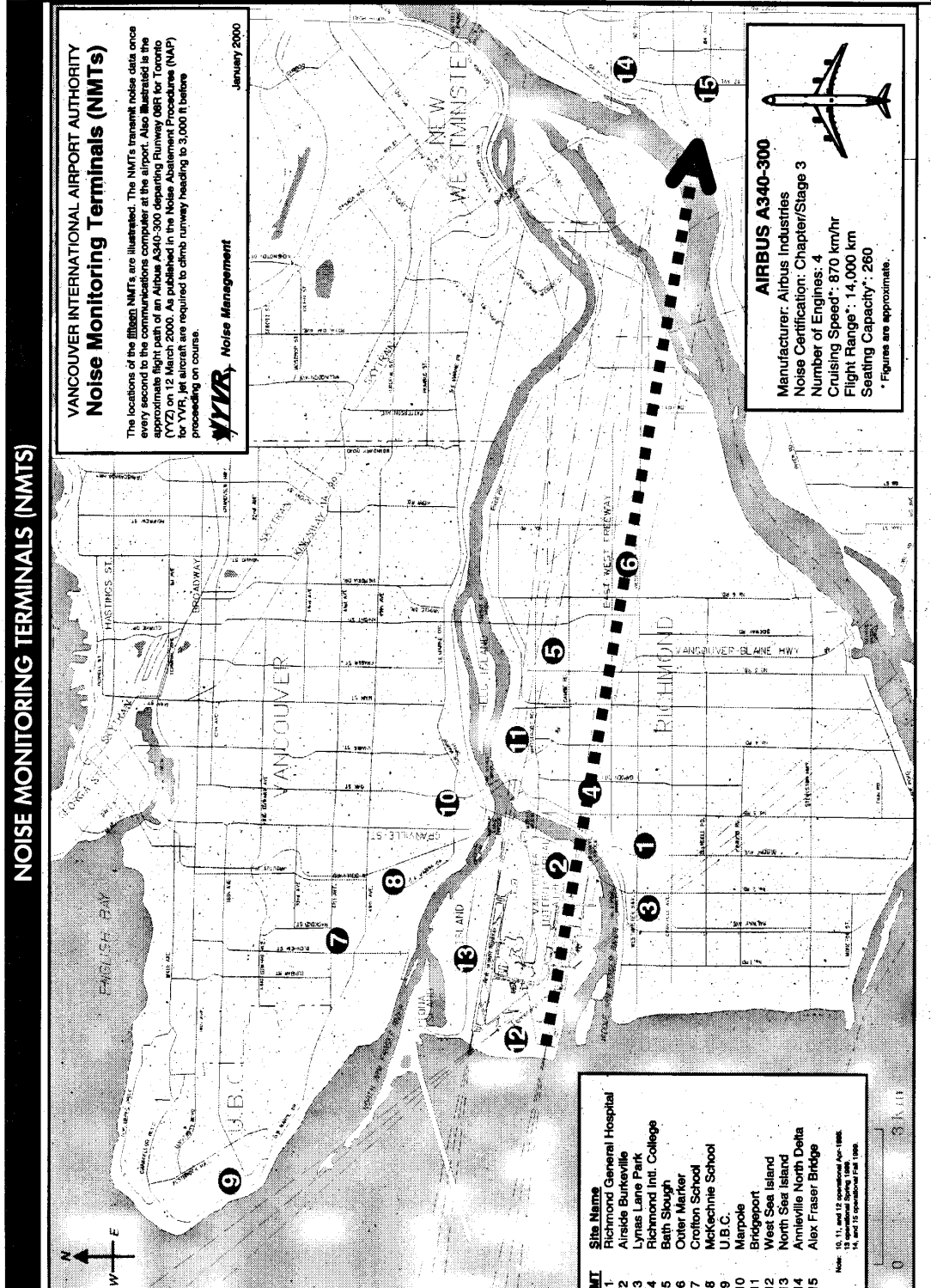


Figura 6.6.3 Ubicación de los puntos permanentes de medición de ruido en los alrededores del aeropuerto de Vancouver (Fuente: 1999)

Annual Report: Noise Management, Vancouver International Airport Autho

Referencias

- [6.1] M.Segami, J. Moy, “Evaluación de niveles de ruido : Estudio de los niveles de ruido generado por despegues con procedimientos noise abatement de OACI” UPC Diciembre 2000.
- [6.2] Directiva Técnica Extraordinaria N°1: Regulación de Niveles de Ruido permisibles para aeronaves que operan en el territorio peruano de Empresas Aéreas Nacionales e Internacionales y sus Procedimientos de aceptación para su respectiva Homologación “El Peruano”, Miércoles 27/09/2000; Pag. 193322
- [6.3] ICAO Journal “Council President Metes high level Authorities over European noise regulation” Volume 56, Number 2, 2001
- [6.4] Noise Abatement Procedures. Jorge Cháves International Airport en <http://www.boeing.com/assocproducts/noise/Jorge-chavez.html#nap>
- [6.5] Tomado de Circular OACI 205-AN/1/25 “Método recomendado para calcular las curvas de nivel de ruido en la vecindad de los Aeropuertos”

7. Caso de Estudio : Aeropuerto Internacional Jorge Chávez.

La presente tesis tiene dos aspectos claramente diferenciados y complementarios. En una primera parte (de acuerdo a lo planteado con los asesores y debido a que era la primera vez que se realizaba una investigación de esta naturaleza en nuestro medio) la investigación debía tratar los aspectos teóricos del problema de ruido aéreo, para así sentar una base para futuros trabajos de investigación. Esto se ha realizado en los capítulos 1 al 6. La segunda parte de la tesis es un trabajo de campo de la problemática de ruido, específicamente para el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez; este trabajo de campo fue realizado por el autor de la tesis durante los años 1999 y 2000, a solicitud del Ministerio de Transportes y Comunicaciones a través de la Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial, CORPAC en convenio con la UPC.

7.1 Antecedente Históricos: Un crecimiento no planificado.

El Aeropuerto Internacional Jorge Chávez, fue construido entre los años 1960 y 1965. Se encuentra ubicado en la Provincia Constitucional del Callao, sobre un área de 1 200 000 m² en la Avenida Elmer Faucett; su pista mide 11 500 pies (3 505 m) orientada a 150° respecto de la dirección este-oeste.

Durante los años de su construcción el área del aeropuerto se encontraba relativamente alejada de las zonas urbanas, siendo la única zona poblada, la sección antigua del distrito de San Miguel a unas cinco millas del límite del aeropuerto. Las áreas circundantes estaban dedicadas principalmente a la agricultura. Esto era, desde un punto de vista de la zonificación, un hecho sumamente deseable puesto que de haber existido planes urbanísticos definidos no existiría tal problema hoy en día. Lo más probable es que la elección de la ubicación del aeropuerto se deba a otros factores, diferentes a los de la planificación urbana. Es esta misma falta de planificación, permitió que estas zonas de cultivos se hayan convertido en zonas urbanas densamente pobladas. Ejemplo de esto lo constituye el Colegio Politécnico del Callao, que está situado a escasos 900 m. del umbral del aeropuerto. Este Colegio Nacional atiende a una importante cantidad de alumnos

(alrededor de 2000) de las zonas del Callao, Bella Vista y San Miguel. Según medidas realizadas en el campo deportivo del Colegio, los niveles de ruido pueden llegar a los 100EPNdB, con un número de vuelos de hasta 20 por día durante las horas lectivas, con los consiguientes efectos tratados en el Capítulo 6.

En las cercanías del aeropuerto no sólo existen colegios como el arriba mencionado; debido a la pésima planificación existen hospitales, clínicas, universidades y urbanizaciones que serían relativamente silenciosas (como en el caso de la Urbanización San José, incluida en este estudio) si no existiera el ruido de aviones.

El estado actual en cuanto al uso de los suelos, unido a una flota nacional ruidosa (principal contribuyente al problema de ruido debido a lo antiguo de sus aeronaves), y costos prohibitivos de modernización de la misma, crean una situación muy complicada de resolver.



7.2 Estudio preliminar de los niveles de Ruido en el Aeropuerto

Internacional Jorge Chávez y Alrededores.

Dada la necesidad de un sondeo inicial del problema de ruido producido por la aviación en el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez, la Facultad de Arquitectura de la Universidad Peruana de Ciencias Aplicadas (UPC) a solicitud e iniciativa de la Subdirección de Operaciones del Ministerio de Transportes y Comunicaciones, Vivienda y Construcción, a través de un contrato de locación de servicios con la Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial (CORPAC) con fecha 6 de Agosto de 1999, se realizó un primer estudio de ruido dentro y en los alrededores del Aeropuerto Internacional Jorge Chávez. Las medidas fueron realizadas durante los meses de Septiembre y Octubre de 1999 y los análisis de los datos fueron realizados durante los meses de Noviembre y Diciembre del mismo año.

Cabe resaltar que los resultados obtenidos son el producto de la estrecha colaboración y facilidades prestadas por el personal profesional y de apoyo de CORPAC.

7.2.1 Metodología

Objetivo

El objetivo del presente estudio es la realización de un muestreo de los niveles de ruido y la determinación del grado de molestias ocasionados por las aeronaves comerciales en puntos críticos de zonas urbanas, alrededor del aeropuerto Internacional Jorge Chávez y algunos puntos de la pista de aterrizaje.

Alcances

El problema del ruido de aviones sobre la población se enmarca fundamentalmente en tres aspectos: La potencia de la fuente sonora (el avión); los procedimientos de vuelo que

restringen o modifican dicha potencia y las medidas de planificación de aeropuertos nuevos o ya existentes.

La información de los niveles de ruido existentes, como en el caso del Aeropuerto Internacional Jorge Chávez, persigue determinar cuales son los niveles de ruido que se producen en el aeropuerto y sus alrededores con el objeto de compararlos con los estándares internacionales y de esta manera, obtener una idea más precisa de las mejoras que se puedan realizar en los aspectos mencionados anteriormente.

El monitoreo de ruido de aviones en un aeropuerto y alrededores se puede realizar a través de:

- A) Un muestreo de los medidas individuales del vuelo de aviones en puntos críticos, para luego ser analizados en el laboratorio.
- B) La realización de medidas simultáneas utilizando una red de estaciones permanentes conectadas por red telefónica a un procesador central y con conexión al radar.

Si se contara con un sistema, como el último mencionado, seria posible tener una idea precisa del ambiente sonoro existente. De hecho, muchos aeropuertos importantes en el mundo, tienen un sistema de monitoreo con estaciones permanentes (ver sección 6.6). Para el presente estudio se han realizado muestreos dentro y fuera del aeropuerto.

Niveles e índices utilizados

Uno de los problemas iniciales en este proyecto fue el de encontrar los parámetros relevantes para determinar el impacto del ruido causado por las aeronaves sobre la población, identificar que compañías aéreas contribuían en mayor medida al ruido; y, de alguna manera, caracterizar las zonas en las que hacíamos las mediciones.

El EPNdB es el nivel oficialmente utilizado por la OACI y la FAA para la certificación de aeronaves (ver 5.2 y 5.3); y, dado que este índice es una métrica que se deriva a partir de la molestia percibida, era ideal para determinar las naves más ruidosas y molestas.

Para determinar el impacto del ruido en el ambiente de medición, lo que se hizo fue escoger el SEL (ver 5.4.1) para medir la dosis de ruido de cada aeronave, además, sería posible calcular el nivel equivalente con ponderación A, a partir de estos valores mediante la fórmula:

$$L_{Aeq,T} = 10 \log \left[\frac{1}{T} \sum_{i=1}^N 10^{\left(\frac{SEL(i)}{10} \right)} \right] \quad [7.2.1]$$

Donde:

N = número de eventos en el tiempo T

$SEL(i)$ = SEL del i -ésimo evento con ponderación A.

Otro motivo por el cual se escogió este parámetro fue que la norma internacional ISO 3891 incluye específicamente el SEL (Lax), como una unidad de medida conveniente y simplificada para el estudio del ruido de aviones, dirigida a evaluaciones medioambientales más que a propósito de certificación.

Para establecer el efecto a largo plazo y relacionar estos ambientes con posibles comportamientos de la población se escogió el NNI (ver 5.3.2). Si bien al ser el NNI una métrica acumulativa (requiriéndose por tanto de medidas de largo plazo, de semanas, meses o años) lo que se hizo fue extrapolar las medidas para periodos más largos, suponiendo que los eventos de ruido durante las horas de medición eran representativos del ambiente acústico. En este punto se debe aceptar que los resultados son sólo aproximaciones, resultado de una extrapolación por lo que las conclusiones no son definitivas aunque no muy alejadas de la realidad.

El autor de la tesis sostiene que el conjunto de parámetros escogidos es suficiente para establecer las conclusiones que requería el estudio en cuestión por las necesidades planteadas en los objetivos y las características antes descritas de estos parámetros.

De las tres métricas, el EPNdB constituía la más difícil de encontrar, no sólo por la complejidad computacional de su cálculo, si no más bien por el hecho que era necesario contar con un análisis por tercios de octava en 24 bandas cada 0.5s. Para el momento de la realización del trabajo en la UPC se contaba con un analizador de sonido portátil Inves-

tigador 2260 B&K, que en su módulo de análisis básico de sonido, displayaba el contenido de frecuencias de un sonido por tercios de octava (ver Figura 7.2.1)

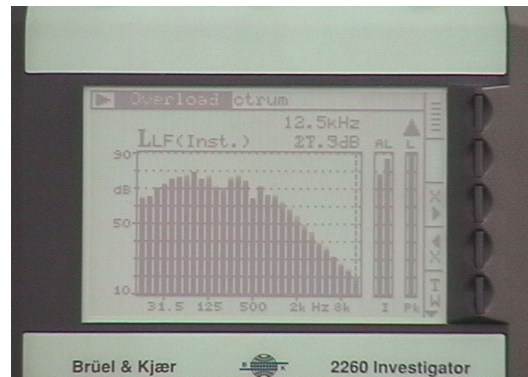


Figura 7.2.1 Pantalla del Investigator 2260 con análisis por tercios de octava.

El problema del Investigator 2260 con el módulo básico, es que no guarda en memoria las medidas instantáneas por frecuencia (el tiempo mínimo de medida para guardar los datos en su memoria es de un segundo requiriéndose medidas de 0.5s). Otro problema era que no se contaba en ese momento con los conectores adecuados para grabarlos en cinta digital DAT.

En la búsqueda de posibles soluciones el autor de la tesis propuso una idea. Esta consistía en grabar la pantalla del Investigator 2260 durante el sobrevuelo del avión en una cinta de video digital, para luego en el laboratorio pasar la película a la computadora. Una vez que la filmación estuviera en formato .avi (formato de video de Windows) a través de un programa escrito específicamente para leer las alturas de las barras se determinaría la lectura en dB de cada una de las 24 bandas de tercio octava de 50Hz a 12000Hz necesarias para el cálculo del EPNdB.

Dada la premura de tiempo y el nivel de complejidad de dicho programa, se solicitó la colaboración del Ing. Humberto Bejarano, profesor de programación de la UPC. Una semana después nos presentó el programa “DdHz” que nos permitió convertir la información gráfica en información numérica necesaria para los cálculos. En la figura 7.2.2 se muestra una pantalla típica de una corrida del programa. Es necesario mencionar que para llegar a esta etapa final del procesamiento óptico, era necesario un procesamiento digital previo. La digitalización del video se hacía con una frecuencia de muestreo de

0.5s para cumplir con lo especificado por la norma. Estas lecturas se guardaban en archivos de texto para su posterior análisis. Como ayudas adicionales el programa también permite establecer el número de barras a contar, la posición en la ventana de la primera barra a considerar, y una herramienta de manejo de color para retocar la imagen y leer mejor la altura de la barra.

En cuanto a los cálculos propiamente dichos para el cálculo del EPNdB, el autor de la tesis los realizó usando la hoja de cálculo Excel; lo cual tenía pros y contras respecto de su codificación en un lenguaje de alto nivel. Lo que decidió su uso fue la rapidez en la codificación y la facilidad en cuanto a la búsqueda de errores. En cuanto éste último punto se tiene que decir que la validez de los resultados del programa se compararon con otros cálculos semejantes de documentos tales como “Métodos de Avaliação do Incomodo Sonoro” del Ministerio da Aeronáutica, Departamento de Aviação Civil, Brazil.

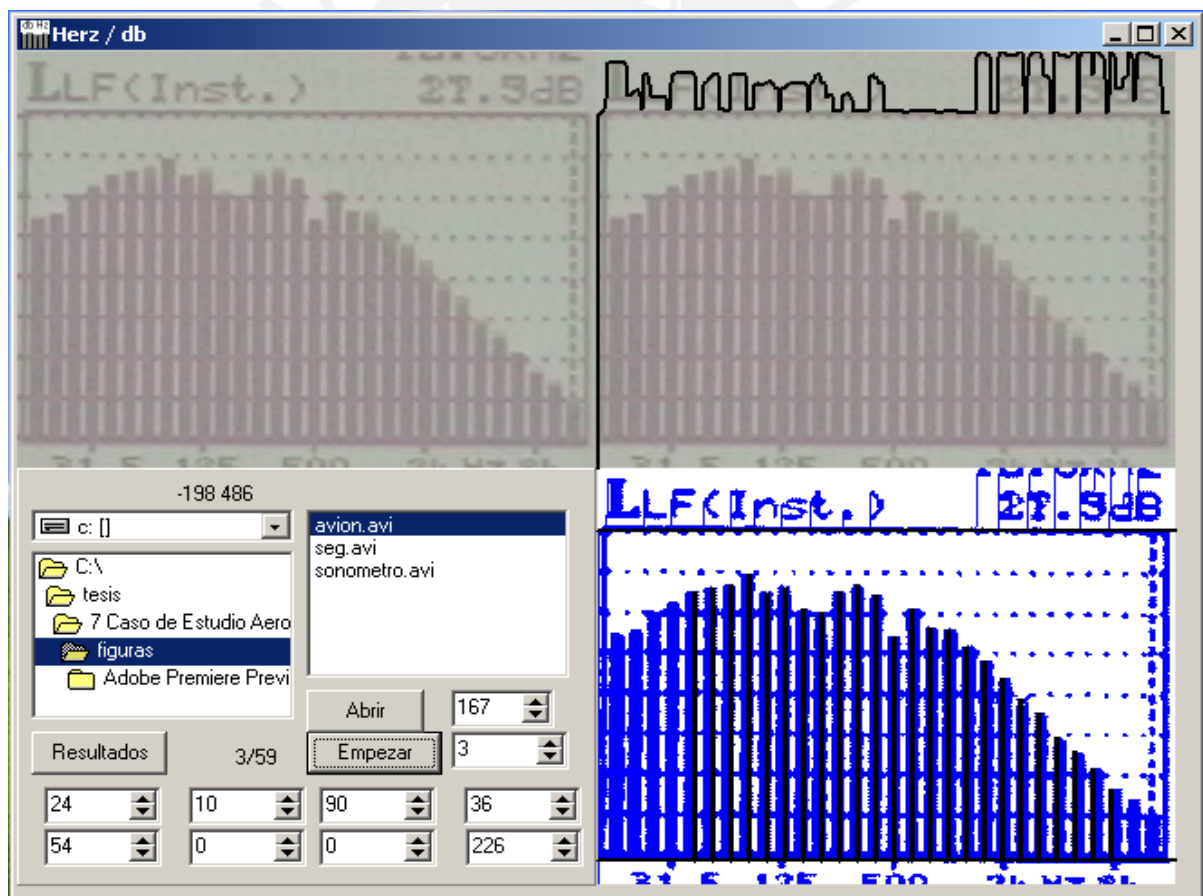


Figura 7.2.2 Salida Típica de una del programa DBHz, las barras negras establecen el valor del nivel para cada tercio de octava coonsiderado en el cálculo del EPNLdB (cortesía Humberto Bejarano UPC 1999)

En las figuras 7.2.3, 7.2.4 y 7.2.5 se muestran una serie de pantallas del programa, escrito en Excel, del cálculo del EPNdB (para mas información ver 5.3). En el CD incluido en la tesis están los programas usados en la tesis.

frec.	spl(a)	spl(b)	spl(c)	spl(d)	spl(e)	M(b)	M@	M(d)	M(d)
50	91	64	52	49	55	0,0435	0,0301	0,07952	0,058098
63	85,9	60	51	44	51	0,0406	0,0301	0,06816	0,058098
80	87,3	56	49	39	46	0,0368	0,0301	0,06816	0,052288
100	79,9	53	47	34	42	0,0368	0,0301	0,05964	0,047534
125	79,8	51	46	30	39	0,0353	0,0301	0,053013	0,043573
160	76	48	45	27	36	0,0333	0,0301	0,053013	0,043573
200	74	46	43	24	33	0,0333	0,0301	0,053013	0,040221
250	74,9	44	42	21	30	0,0321	0,0301	0,053013	0,037349
315	94,6	42	41	18	27	0,0307	0,0301	0,053013	0,034859
400	500	40	40	16	25	0,0301		0,053013	0,034859
500	500	40	40	16	25	0,0301		0,053013	0,034859
630	500	40	40	16	25	0,0301		0,053013	0,034859
800	500	40	40	16	25	0,0301		0,053013	0,034859
1000	500	40	40	16	25	0,0301		0,053013	0,034859
1250	500	38	38	15	23	0,0301		0,05964	0,034859
1600	500	34	34	12	21	0,03		0,053013	0,040221
2000	500	32	32	9	18	0,03		0,053013	0,037349
2500	500	30	30	5	15	0,03		0,047712	0,034859
3150	500	29	29	4	14	0,03		0,047712	0,034859
4000	500	29	29	5	14	0,03		0,053013	0,034859
5000	500	30	30	6	15	0,03		0,053013	0,034859
6300	500	31	31	10	17	0,03		0,06816	0,037349
8000	44,3	37	34	17	23	0,0423	0,02996	0,07952	0,037349
10000	50,7	41	37	21	29	0,0423	0,02996	0,05964	0,043573

Parámetros para el cálculo de los Noys

Conversión de nivel de presión sonora a Ruidosidad Percibida

Banda frec.	SPL	1				2				3				4				5				6				7				8				9				10				11			
		NOY	L	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY	SPL	NOY									
1	50	66	1,222	67	1,350	65	1,105	65	1,105	65	1,105	65	1,105	65	1,105	64	1,000	65	1,105	66	1,222	68	1,492	68	1,492	68	1,492	68	1,492	68	1,492	68	1,492	68	1,492	68	1,492								
2	63	75	4,060	76	4,458	78	5,374	76	4,458	79	5,900	78	5,374	79	5,900	76	4,458	79	5,900	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477	80	6,477								
3	80	66	2,335	66	2,335	68	2,767	68	2,767	70	3,278	68	2,767	67	2,542	67	2,542	68	2,767	69	3,012	70	3,278	69	3,012	70	3,278	69	3,012	70	3,278	69	3,012	70	3,278	69	3,012								
4	100	65	2,767	66	3,012	65	2,767	65	2,767	68	3,568	69	3,884	68	3,568	68	3,568	68	3,568	68	3,568	66	3,012	67	3,278	66	3,012	67	3,278	66	3,012	67	3,278	66	3,012										
5	125	75	7,048	75	7,048	74	6,497	73	5,990	76	7,645	74	6,497	72	5,521	74	6,497	75	7,048	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293	77	8,293								
6	160	68	4,642	67	4,299	68	4,642	67	4,299	68	4,642	67	4,299	68	4,642	70	5,412	71	5,843	68	4,642	71	5,843	68	4,642	71	5,843	68	4,642	71	5,843	68	4,642	71	5,843	68	4,642								
7	200	73	7,943	69	5,843	71	6,813	74	8,574	69	5,843	72	7,356	73	7,943	71	6,813	73	7,943	72	7,356	71	6,813	69	5,843	71	6,813	74	8,574	69	5,843	72	7,356	73	7,943	71	6,813								
8	250	68	5,878	68	5,878	68	5,878	67	5,460	67	5,460	67	5,460	66	5,071	64	4,375	67	5,460	66	5,071	69	6,328	66	5,071	69	6,328	66	5,071	69	6,328	66	5,071	69	6,328	66	5,071								
9	315	69	6,733	66	5,448	68	6,274	67	5,846	67	5,846	66	5,448	63	4,407	65	5,076	66	5,448	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846	67	5,846								
10	400	61	4,287	62	4,595	62	4,595	63	4,925	62	4,595	63	4,925	65	5,657	63	4,925	62	4,595	62	4,595	62	4,595	65	5,657	62	4,595	65	5,657	62	4,595	65	5,657	62	4,595										
11	500	59	3,732	58	3,482	67	6,498	63	4,925	62	4,595	70	8,000	64	5,278	67	6,498	67	6,498	61	4,287	62	4,595	67	6,498	61	4,287	62	4,595	67	6,498	61	4,287	62	4,595	67	6,498								
12	630	58	3,482	60	4,000	60	4,000	61	4,287	62	4,595	66	6,063	65	5,657	64	5,278	66	6,063	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925	63	4,925								
13	800	56	3,031	58	3,482	57	3,249	59	3,732	61	4,287	62	4,595	60	4,000	61	4,287	62	4,595	61	4,287	63	4,925	61	4,287	63	4,925	61	4,287	63	4,925	61	4,287	63	4,925	61	4,287								
14	1000	54	2,639	57	3,249	59	3,732	61	4,287	61	4,287	61	4,287	59	3,732	59	3,732	60	4,000	62	4,595	66	6,063	60	4,000	62	4,595	66	6,063	60	4,000	62	4,595	66	6,063	60	4,000								
15	1250	54	3,031	55	3,249	60	4,595	62	5,278	62	5,278	60	4,595	60	4,595	60	4,595	59	4,287	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595	60	4,595								
16	1600	57	4,887	56	4,562	58	5,236	62	6,900	62	6,900	60	6,011	62	6,900	61	6,441	62	6,900	62	6,900	62	6,900	63	7,393	62	6,900	62	6,900	63	7,393	62	6,900	62	6,900	63	7,393								
17	2000	57	5,610	55	4,887	58	6,011	61	7,393	60	6,900	59	6,441	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921	62	7,921								
18	2500	54	5,236	54	5,236	55	5,610	60	7,921	61	8,487	59	7,393	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921	60	7,921								
19	3150	55	6,011	53	5,236	55	6,011	59	7,921	58	7,393	58	7,393	59	7,921	58	7,393	58	7,393	58	7,393	60	8,487	60	8,487	62	9,743	60	8,487	62	9,743	60	8,487	62	9,743	60	8,487								
20	4000	49	3,974	48	3,709	54	5,610	55	6,011	54	5,610	55	6,011	56	6,441	56	6,441	57	6,900	56	6,441	60	8,487	56	6,441	60	8,487	56	6,441	60	8,487	56	6,441	60	8,487	56	6,441								
21	5000	54	5,236	53	4,887	57	6,441	57	6,441	56	6,011	58	6,900	60	7,921	59	7,393	61	8,487	59	7,393	58	6,900	58	6,900	62	9,743	58	6,900	62	9,743	58	6,900	62	9,743	58	6,900								
22	6300	49	3,462	49	3,462	52	4,258	52	4,258	53	4,562	53	4,562	54	4,887	55	5,236	57	6,011	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236	55	5,236								
23	8000	38	1,102	40	1,339	41	1,476	42	1,627	46	2,288	45	2,136	44	1,977	44	1,977	47	2,452	47	2,452	47	2,452	45	2,136	47	2,452	45	2,136	47	2,452	45	2,136	47	2,452	45	2,136								
24	10000	30	0,332	30	0,332	30	0,332	32	0,405	30	0,332	31	0,367	36	0,606	32	0,405	35	0,548	34	0,495	31	0,367	34	0,495	31	0,367	34	0,495	31	0,367	34	0,495	31	0,367										
			98,7		95,4		109,8		117,6		119,4		121,9		122,0		120,0		130,1		125,7		136,1		136,1		136,1		136,1		136,1		136,1		136,1										
Ruidosidad total			21,6		20,3		22,3		24,9		25,1		25,1		25,1		24,7		26,7		26,1		28,7		28,7		28,7		28,7		28,7		28,7		28,7										
Nivel de ruido percibido			84,3		83,4		84,8		86,4		86,5		86,5		86,5		86,3		87,4		87,0		88,4		88,4		88,4		88,4		88,4		88,4		88,4										

Figura 7.2.3 Muestra de una parte de las corridas del programa en sus etapas iniciales, tanto la tabla para el cálculo de la ruidosidad como el nivel de ruido percibido.

Ficha Técnica

Línea Aérea	Aero Continente
Modelo de avión	Boeing 737-200
Lugar	Punto 1 (Punto de barra de ala, luces de aproximación)

Tiempo	PNLTdB
0,5	86,0
1	84,9
1,5	86,8
2	87,6
2,5	87,8
3	88,3
3,5	88,1
4	87,4
4,5	88,7
5	88,7
5,5	89,8
6	92,0
6,5	89,3
7	89,6
7,5	93,8
8	98,5
8,5	101,0
9	97,3
9,5	100,2
10	102,7
10,5	104,5
11	106,2
11,5	103,1
12	108,4
12,5	110,5
13	112,7
13,5	118,4
14	119,4
14,5	115,2
15	112,1
15,5	101,6
16	98,0
16,5	92,3
17	90,8
17,5	88,7
18	90,1

Máximo nivel PNLT	119,4 dB
Corrección por duración	-8,4 dB
EPNL	111,0 dB
SEL	106 dB
Pico	ND dB
Fecha	03/09/1999
Hora	11:01am
Duración	50s
Temperatura (grados centígrados)	19
Velocidad de viento	ND
Humedad Relativa	78

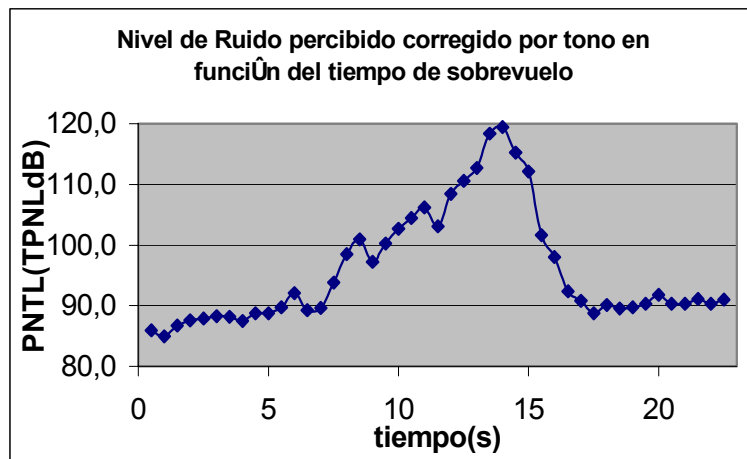


Figura 7.2.5 Muestra de la salida final con corrección por duración.

7.2.2 Mediciones: puntos de medida y distribución de instrumentos.

Al interior del aeropuerto (pista) se establecieron en coordinación con técnicos de Corpac puntos críticos para realizar las mediciones de ruido correspondiente. Estos puntos se muestran en el siguiente gráfico.

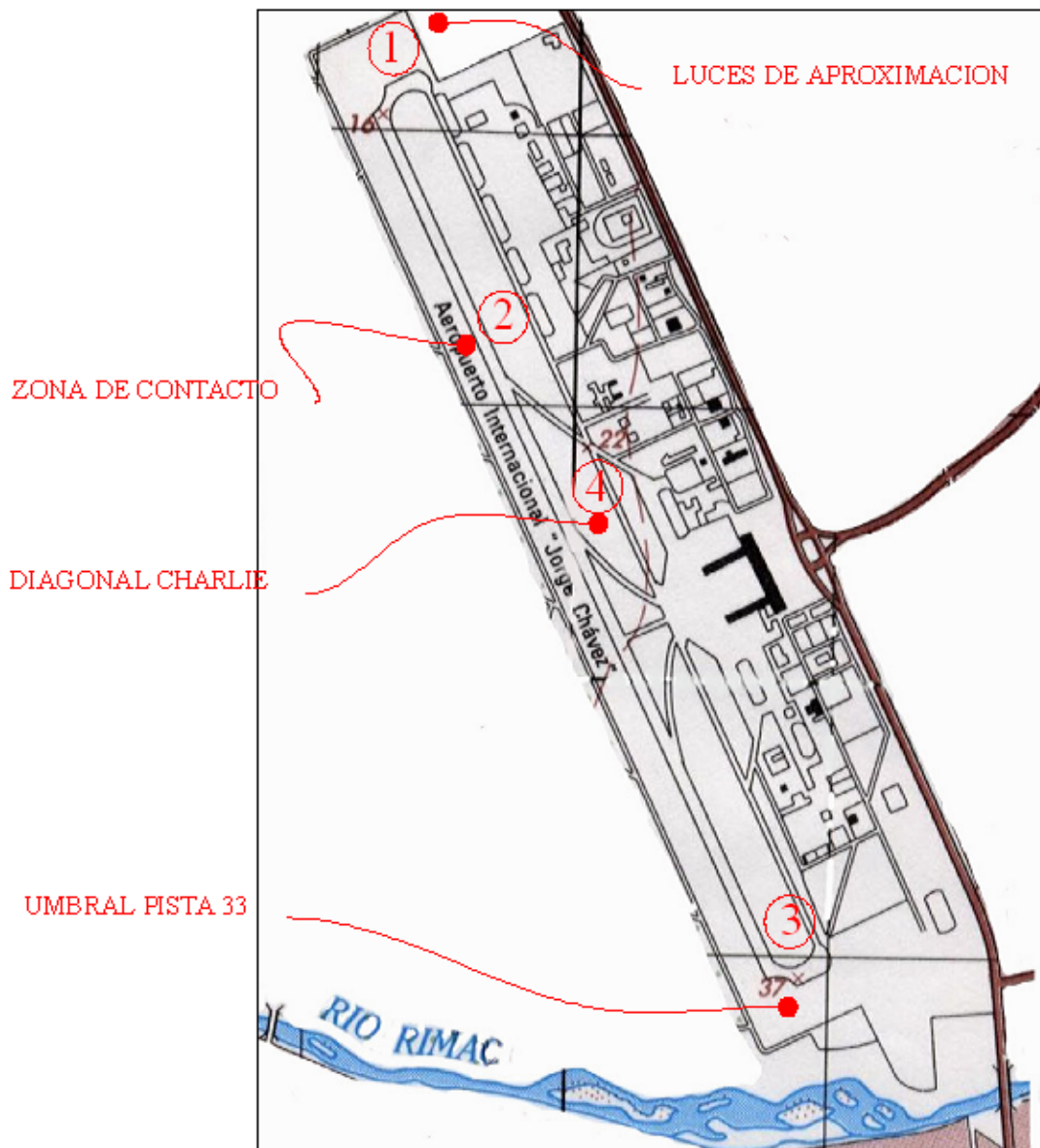


Figura 7.2.6 Puntos de medición dentro del aeropuerto.

En los puntos 1 y 2 se realizaron mediciones del aterrizaje de aviones de Norte a Sur. En el punto 1 nos ubicamos en la zona de las luces de aproximación sobre la cual pasan los aviones a una altura promedio de 33 m.

El punto 2 corresponde al lugar aproximado donde los aviones hacen contacto con la pista de aterrizaje. La localización de los equipos se realizó a 1000 m. del umbral de la pista 15 y a 100 m. del eje de la pista de aterrizaje.

El punto de medición 3 se ubicó a 400 m. del umbral de la pista 33 sobre el eje de despegue de los aviones. Las medidas tomadas en este punto corresponden al despegue de aviones, primero de sur a norte y luego de norte a sur.

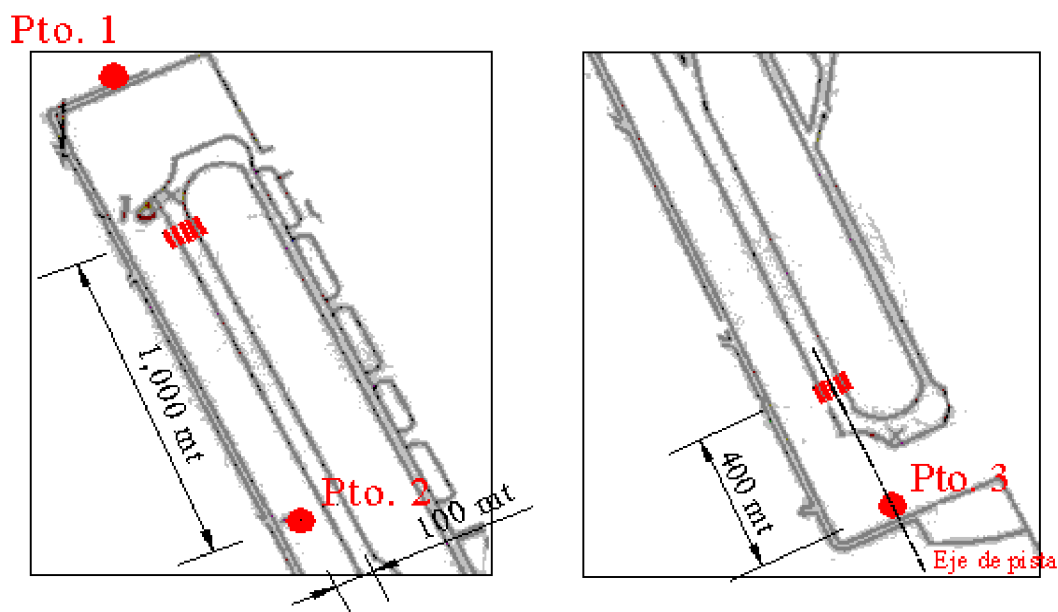


Figura 7.2.7

Para el cuarto punto se escogió una localización cercana al punto medio de la pista de aterrizaje y próxima a la calle diagonal denominada diagonal Charlie que conduce a la rampa. Este punto se encuentra a 50 m. del eje de la pista de aterrizaje y se tomaron medidas de despegue y aterrizaje de sur a norte.

Para situar los puntos fuera del aeropuerto se escogió la parte de la ciudad que se encuentra al sur, tomando en cuenta las siguiente consideraciones:

1. La situación más crítica desde el punto de vista de ruidos se origina en el despegue de aviones, produciéndose la mayor exigencia a la que se someten las turbinas de los

aviones. Para los aterrizajes la exigencia de las turbinas se produce después de hacer contacto con la pista al poner los motores en reversa para facilitar el frenado del avión. En estos momentos, al encontrarse el avión en tierra, el efecto del ruido fuera del aeropuerto es menor.

2. La mayor cantidad de despegues de aviones se realiza de norte a sur teniendo en cuenta el viento predominante de sur a norte. Con este fin se usa la pista 15 del aeropuerto.
3. En el despegue de norte a sur los aviones tienen dos opciones :
 - a) El despegue directo en la dirección del eje de la pista del aeropuerto pasando por el distrito de San Miguel y en dirección del morro Solar.
 - b) Despegue directo con giro hacia el Oeste que debe empezar en el punto de viraje localizado a 5 millas del VOR sobre el eje de la línea de despegue.
 - c) El despegue alternativo realiza su giro hacia el oeste mucho antes del punto de viraje, dependiendo de las necesidades del tráfico aéreo.
4. Entre las 6:00 am y 9:00 am el aeropuerto tiene dispuesto los despegues de sur a norte, para evitar, durante este periodo de sensibilidad en la población, ruidos molestos.
5. Teniendo en cuenta las consideraciones anteriores se escogieron los puntos de medición que se muestran en la figura 7.2.8 y 7.2.9, siguiendo la dirección del eje del aeropuerto.

Las especificaciones técnicas para la disposición de instrumentos para las medidas son las siguientes:

- El micrófono debe estar montado a la altura de 1.20 m. sobre una superficie sólida no existiendo ninguna obstrucción en un cono de 80°. Aún las personas que porten el equipo podrían constituirse en obstrucciones necesitando el uso de una extensión.
- No deben existir precipitaciones o vientos mayores a 5 m/s a una altura de 10 m. sobre el nivel del piso, las medidas deben ser hechas con un sonómetro de precisión. El sonómetro debe ser calibrado y el micrófono protegido contra el ruido del viento mediante un protector.

En el caso de este estudio, se ha tomado como base estas especificaciones, sin embargo dependiendo de las limitaciones de cada lugar, se han realizado algunas variantes. Para la toma de medidas dentro y fuera del Aeropuerto fue necesario ubicar una persona en la torre de control del aeropuerto, con quien se estableció comunicación telefónica con la finalidad de identificar las aeronaves y el momento de despegue de las mismas.

En cuanto a una posible información de las alturas de los aviones por el radar, posteriormente descubrimos que las trabas burocráticas para el acceso a esa información eran realmente grandes; además, los operadores no tenían por costumbre hacer un seguimiento de las alturas de los aviones. Es por esta razón que se tomó una altura media a la que pasarían los aviones en cada uno de los puntos de medición (ver Figura 7.2.8)

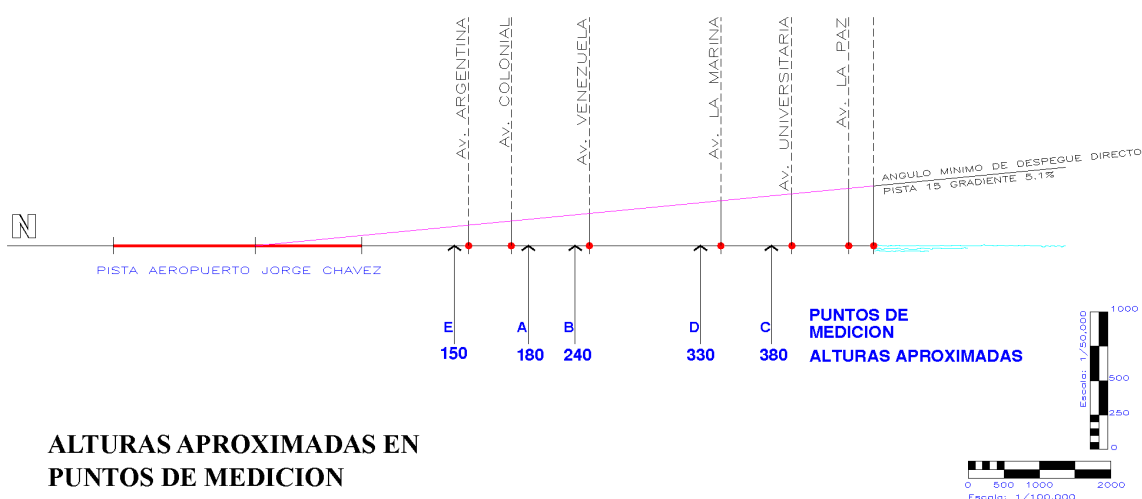


Figura 7.2.8 Perfil de despegue supuesto y los puntos de medición.



Figura 7.2.9 Puntos de medida al exterior del aeropuerto. Se escogieron puntos dentro del cono de 30° que se les permite a los pilotos para maniobrar.

7.2.3 Mediciones de campo.

Luego de seleccionar las zonas a ser analizadas y de implementar las especificaciones técnicas, se procedió a la toma de mediciones al interior del Aeropuerto con la asistencia del personal de CORPAC.

Para la toma de medidas en la ciudad, fue necesario ubicar una persona en la torre de control del aeropuerto, con quién se estableció comunicación telefónica con la finalidad de identificar las aeronaves y el momento de despegue de las mismas.

En cuanto al procesamiento de los datos que se recogieron, dada la cantidad enorme de información a procesar se solicitó la ayuda de los alumnos de la UPC, los cuales usaron el

programa dBHz con las imágenes digitalizadas en video. Cabe anotar que este procedimiento de trabajo se fue desarrollando poco a poco. Por ejemplo, en primer lugar las imágenes tal como las mostraba el video no eran adecuadas para su lectura directa en el programa dBHz, teniéndose que realizar un procesamiento digital previo a cada video, cambiando el brillo de la imagen, el contraste, tamaño e inclinación, para llegar a un punto en el que se le pudiera usar en el programa. Dado que cada video había sido grabado de forma distinta, cada uno de ellos era pues un reto que requería de largas horas de trabajo; sobretodo por el tiempo que llevaba realizar los cambios necesarios (dependiendo de la computadora entre treinta minutos y una hora). Este trabajo llevó aproximadamente dos meses, Octubre y Noviembre de 1999.

Por recomendación del asesor Jorge Moreno los resultados se muestran en tablas 7.1 a 7.4 y no en su formato de fichas técnicas como se realizó inicialmente.

Un punto final, de todos los vuelos registrados y analizados, se consideraron sólo el 40%, debido a que el resto tenía serios defectos, desde ladridos de perros y paso de carros, hasta bandas de música.



Medidas al interior del Aeropuerto

Punto 1 (Punto de barra de ala, luces de aproximación)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
AeroContinente	Boeing 737-200	111	106	ND	03/09/1999	11:01am	50	19	180/14	78
AeroContinente	Boeing 737	108	102	ND	03/09/1999	11:11am	22	19,2	180/14	78
FAP	Antonov32	108	104	ND	03/09/1999	11:16am	32	19,2	180/14	78
ATSA	Bravo 90	96	91	ND	03/09/1999	11:22am	28	19,2	180/14	78

Punto 2 (Zona de contacto)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
LAN Chile	Boeing 757	109	105	ND	03/09/1999	11:49am	55	19,2	180/14	78
Particular	Bravo 90	95	90	ND	03/09/1999	11:52am	33	19,2	180/14	78
AeroCondor	SW3-Metro	91	85	ND	03/09/1999	11:59am	21	19,2	190/14	74
AeroContinente	Boeing 727-100	98	103	ND	03/09/1999	12:04am	98	20	190/15	74
AeroContinente	Boeing 727-100	109	105	ND	03/09/1999	12:13am	47	20	190/14	74

Tabla 7.1

Punto 3 (Pista 33)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
AeroContinente	Boeing 727	111	108	122	04/09/1999	11:53am	57	19,5	210/09	72
AeroContinente	Boeing 727	108	106	117	04/09/1999	12:14am	53	19,5	210/10	72
Cielos del Perú	Boeing 707	120	112	122	04/09/1999	12:20am	60	19,5	210/11	72
FAP	Lima 100	102	96	112	04/09/1999	12:28am	51	19,5	210/12	72
LAN Chile	Boeing 767	100	95	106	04/09/1999	12:34am	45	19,5	210/13	72
LAN Chile	Boeing 767-300	103	98	110	03/09/1999	12:46am	39	20	190/14	74
PNP	Anntonov 32	94	91	94	03/09/1999	12:49am	56	20	190/14	74
Ejército	Anntonov 32	97	93	97	03/09/1999	12:51am	147	20	190/16	74
AeroContinente	Boeing 727-100	109	110	ND	03/09/1999	12:56am	51	20	190/17	74
Particular	Bravo 90	86	82	ND	03/09/1999	12:58am	23	20	190/16	74
LAN Chile	Boeing 737	103	104	112	03/09/1999	6:15pm	51	17	170/18	83

Punto 4 (Diagonal Charlie)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
AeroContinente	Boeing 737	105	102	117	04/09/1999	1:13pm	40	19,1	200/11	73
AeroContinente	Boeing 727	110	104	119	04/09/1999	1:22pm	48	18,3	200/15	82
LACSA	Air Bus 320	99	92	109	10/09/1999	1:26pm	55	ND	ND	ND
LACSA	Air Bus	104	99	113	10/09/1999	1:32pm	37	18,3	200/15	82
LAN Peru	Boeing 737	111	110	121	10/09/1999	2:19pm	95	ND	ND	ND

Tabla 7.2



Medidas al exterior del Aeropuerto

Punto A (Parque Nuestra Señora del Carmen)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
FAP	Lima100	89	83	100	17/09/1999	11:28am	28	17,7	180/11	78
Avianca	MD83	93	92	103	17/09/1999	11:40am	53	17,7	180/12	78
AeroCondor	SW3	90,2	86	105	17/09/1999	11:55am	28	17,7	180/13	78
OB1929	PA42	91	86	103	17/09/1999	12:11pm	38	18,5	190/13	76
OB1627	FK27	91	85	102	17/09/1999	12:04pm	39	18,5	190/14	76
WRY800	C90	89	86	100	17/09/1999	12:21pm	49	18,5	190/15	76

Punto B (Parque San José)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
AeroContinente	Boeing 727	106	102	112	24/09/1999	11:38am	41	20	180/17	74
AeroCondor	FK27	93	88	103	24/09/1999	11:42am	42	20	180/17	74
AeroContinente	Boeing 737	103	100	112	24/09/1999	12:07am	79	20	180/17	75
LANChile	Boeing 767	97	93	106	24/09/1999	12:50pm	44	19	180/17	75
AeroContinente	Boeing 727	103	101	113	24/09/1999	12:54pm	66	20	180/17	75
AeroContinente	Boeing 727	100	99	109	24/09/1999	1:11pm	64	20	180/18	74

Tabla 7.3

Punto C (Colegio Chino)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
LAN Peru	Boeing 737	97	96	106	24/09/1999	6:11pm	39	17	160/18	88
AeroContinente	Boeing 737	96	95	106	24/09/1999	6:20pm	66	17	160/19	88
FAP	Antonov32	88	84	96	01/10/1999	9:53am	45	ND	ND	ND
Tams	Boeing 737	95	96	106	01/10/1999	10:02am	57	ND	ND	ND
Servivensa	Boeing 727	104	101	112	01/10/1999	10:16am	63	ND	ND	ND

Punto D (Pontificia Universidad Católica)

Línea Aérea	Modelo de Avión	EPNL dB	SEL dB	Pico dB	Fecha	Hora	Duración, s	Temp. C	Vel. de viento	Humedad
AeroContinente	Boeing 727	95	94	103	01/10/1999	11:12am	106	ND	ND	ND
Taca Perú	Boeing 737	93	92	102	01/10/1999	11:18am	86	ND	ND	ND
AeroContinente	Boeing 737	94	92	102	01/10/1999	10:20am	56	ND	ND	ND

Tabla 7.4

7.2.4 Análisis de los resultados

Dados los resultados de las tablas 7.3.1 a 7.3.4 donde se muestran los valores de los diferentes parámetros, podemos hacer los siguientes análisis:

7.2.4.1 Comparación directa aeronave-aeronave

En este caso se compara el ruido producido por un modelo de aeronave con respecto a otro. Esta comparación hecha a partir del promedio de los EPNLs de cada modelo, nos indica que tipo de aeronave es la que produce la mayor cantidad de ruido. Por otro lado, considerando los modelos de aeronaves que posee cada compañía, nos permite identificar que operador aéreo contribuye en mayor medida con la producción de ruido.

Para la obtención de esta información se escogió el punto 3 (pista 33) por ser este punto el de mayor cantidad de medidas. En la Tabla 7.3.1 se muestran los valores promediados de los niveles EPNdB.

Tabla 7.5

Modelo	EPNL prom
Boeing 707	120dB
Boeing 727	109dB
Boeing 737	104dB
Boeing 767	102dB
Lima 100	102dB
Antonov32	95dB
Bravo 90	90dB

De los datos obtenidos en la tabla anterior se puede llegar a la conclusión que los modelos antiguos (B707 y B727) son los que causan un mayor impacto de ruido en tierra. En este sentido, si se considera el tipo de aeronave con el que cuenta cada compañía, es posible determinar el grado de responsabilidad de éstas en el ruido sobre la población.

7.2.4.2 Nivel de ruido equivalente en el tiempo

Para el cálculo de los niveles de ruido equivalentes en el tiempo causado por el ruido de aeronaves, se escogieron los puntos de medida al exterior del aeropuerto y ubicados en el cono de despegue de los aviones, utilizando los valores SEL de las medidas en la fórmula 7.2.1. Obtuvimos los siguientes resultados:

Tabla 7.6

Ubicación	L_{eqT}	Excede el límite de 60dB?
Punto A, Pque. Nuestra Señora del Carmen	59,5d B	Caso límite, dentro del error de medición
Punto B, Pque. San José	70,0d B	Si, en 10dB
Punto C, Colegio Chino	70,3d B	Si, en 10dB
Punto D, Pontificia Universidad Católica	62,1d B	Si en 2dB

Se puede apreciar que los puntos de medida, debajo del eje de vuelo, presentan mayores valores como era de esperarse por cuestiones de distancia. Es importante señalar que los límites impuestos por la Municipalidad de Lima, se refieren a los niveles máximos instantáneos permitidos mientras que el L_{eqT} representa la energía sonora promediada en el tiempo de medición. Esto significa que en realidad durante el sobrevuelo del avión los niveles instantáneos de presión sonora superan largamente el límite de 60dB.

7.2.4.3 Índice Numérico de ruido, NNI

El NNI (Noise and Number Index) es un parámetro útil pues al ser un índice acumulativo da información acerca de las reacciones posibles de los moradores cercanos al área del aeropuerto. En este sentido es necesaria la medición continua por lapsos de tiempo de semanas, meses e incluso años. Al ser este un estudio preliminar, las muestras tomadas no son suficientes para precisar de manera rigurosa los valores NNI para cada punto de medición. Sin embargo, es posible estimar el NNI para cada punto, repitiendo los datos

tomados un número aceptable de veces (se escogió 100). La validez de nuestra estimación se basa en la suposición de que las muestras tomadas son representativas del lugar. En la siguiente tabla se muestra los valores estimados del NNI y una explicación de éstos valores.

Tabla 7.7

Punto de Medición	NNI	Condiciones producidas por los valores del NNI y posibles reacciones de los habitantes
Parque Ntra. Sra. del Carmen	52	Vuelos regulares de aviones producen ruidos que penetran en las casas. Son probables algunas quejas de los moradores. Se recomienda tratamiento acústico en las casas.
Parque San José, Bellavista	63	El continuo sobrevuelo de aviones interfiere la conversación dentro de las casas aún con aislamiento acústico. El nivel de ruido no es aceptable para zonas residenciales. Muchas personas pueden considerar intolerable los niveles de ruido. No se debería permitir la construcción de viviendas en éstas zonas.
Parque Colegio Chino	59	El continuo sobrevuelo de aviones interfiere la conversación dentro de las casas aún con aislamiento acústico. El nivel de ruido no es aceptable para zonas residenciales. Muchas personas pueden considerar intolerable los niveles de ruido. No se debería permitir la construcción de viviendas en éstas zonas. Es importante señalar que el ruido de tráfico ha influido en la medición. Se considera que el NNI debido al ruido de aeronaves en éste punto debe ser menor.
Pontificia Universidad Católica del Perú	51	El continuo sobrevuelo de aviones interfiere la conversación dentro de las casas. El nivel de ruido no es aceptable para zonas residenciales. Muchas personas pueden considerar molestos los niveles de ruido. Los catedráticos detienen su dictado durante un tiempo considerable dentro de las aulas. Se recomienda tratamiento acústico de los recintos universitarios.

7.2.5 Recomendaciones

El estudio de la molestia causada por ruido de aeronaves sobre poblaciones es un asunto complejo, y las medidas para contrarrestarlo tienen una posibilidad alta de no satisfacer a todos los entes involucrados. La complejidad radica no sólo en la elaboración de parámetros o índices adecuados para la correlación entre las características físicas del sonido y sus efectos en la población, sino también en las actitudes y comportamientos de la población respecto del ruido. Consideramos que tan importantes son las medidas técnicas para la reducción de ruido, como las medidas sociales que debe tomar el aeropuerto en relación a la población aledaña a éste.

7.2.5.1 Recomendaciones Técnicas

Del análisis de los datos podemos concluir que la mayoría de las naves nacionales (AeroContinente, Tans y Cielos del Perú) son naves antiguas etapa 2, según la muestra tomada. Los vuelos de estas compañías, y sobretodo AeroContinente al contar con la mayor flota de aviones, son las principales responsables de ruido aéreo en las zonas afectadas por el ruido de sobrevuelo. Teniendo en cuenta este hallazgo se sugiere lo siguiente:

- 1 Hacer obligatorio el uso de procedimientos de despegue anti ruido, ya sea en sus modalidades A o B. Esta medida no puede ser cumplida en un 100% de las veces por diferentes causas, entre ellas las condiciones atmosféricas, tráfico aéreo o peso; no obstante, es posible realizar dichos procedimientos de despegue. Muchas, si no todas las compañías, no los realizan debido a que este tipo de despegue requiere de una mayor exigencia de las turbianan en ciertas etapas del despegue, lo que se traduce en un gasto adicional de combustible, lo cuál resulta antieconómico para las compañías aéreas.
- 2 De ser posible limitar el peso máximo de las aeronaves para hacer más seguros los despegues antirruído. Nuevamente nos enfrentamos con el interés económico de las compañías: a menos peso de carga, menos mercancías y por ende menos ingresos.

- 3 A diferencia de los ruidos de tráfico de automóviles o de la industria, en los que se puede controlar el entorno de la fuente sonora, mediante el uso de barreras o medidas similares, el ruido de aviones es de difícil control en su fuente (el avión) y en su ruta de transmisión, porque no existen barreras entre éste y el receptor en tierra. Por otro lado aún con naves modernas con los mejores dispositivos antirruído, los niveles siguen siendo elevados, puesto que al tener mayor envergadura sus niveles de potencia aumentan; aunque debe de reconocerse que aun así el ruido generado por las modernas turbianas es menor que las del pasado. Es en este sentido que se recomienda establecer un contacto con las líneas aéreas nacionales para establecer planes razonables de pase al retiro de sus naves más ruidosas y la adquisición de naves modernas y menos ruidosas. Esto no sólo beneficiaría a la población si no a las mismas líneas aéreas las cuales contarían con naves certificadas internacionalmente.
- 4 En lo posible evitar los vuelos nocturnos (10pm a 1pm) de las naves ruidosas o de mañana (5:00 am a 7:00 am).
- 5 Elaborar un mapa de ruido de las zonas afectadas y hacer monitoreos constantes para determinar si alguna línea aérea no cumple con los procedimientos de despegue anti ruido. En este sentido sería conveniente la adquisición de parte de CORPAC de softwares e instrumentos adecuados a tales fines.
- 6 Hacer estudios similares en otros aeropuertos.
- 7 Todos los índices y escalas usados en el presente estudio corresponden a realidades de otros países cuyas poblaciones tienen susceptibilidades diferentes respecto al ruido del que pudiéramos tener los peruanos (y limeños en particular), por lo que sería importante hacer estudios estadísticos de la molestia de ruido sobre la población y de esta manera crear un estándar nacional de ruido.
- 8 Se recomienda la formación de una oficina de control de ruidos que centralice todos los esfuerzos relativos a la administración y la mitigación de ruidos¹

7.2.5.2 Recomendaciones Sociales

Muchas veces se suele confundir el control de ruido con la reducción de éste. Precisemos, la **reducción de ruido** está relacionada con el hecho de reducir los indicadores físicos de tales como el nivel de presión sonora o el L_{eq} . Estas reducciones generalmente conllevan a soluciones costosas, como el aislamiento acústico de las viviendas, mejoras en los sistemas de atenuación de ruido en las turbinas de los aviones u otras menos costosas como los procedimientos anti ruido en los despegues. Por otro lado el **control de ruido** está referido a una concepción más amplia que la mera reducción de éste, y cae también en el terreno psicosocial. Como se ha establecido anteriormente en la presente tesis (ver capítulo 6) las personas más mortificadas por el ruido aéreo tienden a ser las que no dependen económicamente de las actividades del aeropuerto; por el contrario, personas cuyos ingresos dependen de éste, tienden a ser más tolerantes respecto del sobrevuelo de aviones aún sometidos a los mismos niveles de ruido.

Por otro lado existe una marcada diferencia entre el comportamiento de gente educada y con ingresos económicos elevados respecto de la gente con menos recursos. Los primeros tienden a reaccionar de manera enérgica aún ante posibles situaciones de amenaza ruido. En este caso la mera reducción de ruido sería inefectiva pues su efecto sería limitado. En el extremo opuesto los pobladores de bajos recursos, debido a su necesidad de vivienda, tienden a convivir con el ruido sin mayores quejas. Teniendo esto en consideración, se hacen las recomendaciones siguientes:

1. Elaborar una zonificación económica y social de usos de suelo en el cono de despegue de las aeronaves.
2. Involucrar a los vecinos y municipios en la solución del problema de ruido.

1. La creación de la OCRA (Oficina de Control de Ruido Aéreo) fué sugerida a las autoridades tanto de Corpac como del Aeropuerto. La idea fue al parecer muy adelantada a su tiempo, dada la reacción de dichas autoridades que después de escuchar la idea con incredulidad simplemente desestimaron la idea inmediatamente. Un año después, Tom Siddon contratado como consultor en temas de ruido aéreo por la Defensoría del Pueblo y asesor de la presente tesis, sugirió una idea muy similar en su exposición final sobre sus investigaciones realizadas en el Perú. Si bien las autoridades eran un poco más maduras respecto del problema de ruido, jamás se volvió a tratar este asunto. Como referencia, las ideas planteadas en su momento respecto de la organización y funciones de esta oficina, se incluye en el anexo A3 el documento entregado a dichas autoridades

- 3 Establecer ayudas económicas para moradores de menores recursos, con relación al tratamiento médico por el daño causado a su salud, debido a exposiciones prolongadas de ruido.



Anejo

A.1 Fundamentos de acústica.

A.1.1 Sonido, Intensidad y Escala de Decibeles.

El sonido es causado por la perturbación de un medio con características elásticas de modo que la energía de dicha perturbación se propaga a través de este. Estas perturbaciones del medio - que para propósitos prácticos se considerará como el aire - pueden tener varias representaciones, la más común es la variación de la presión. En un medio silencioso la presión del aire es la misma en todas partes (ver Figura A.1).

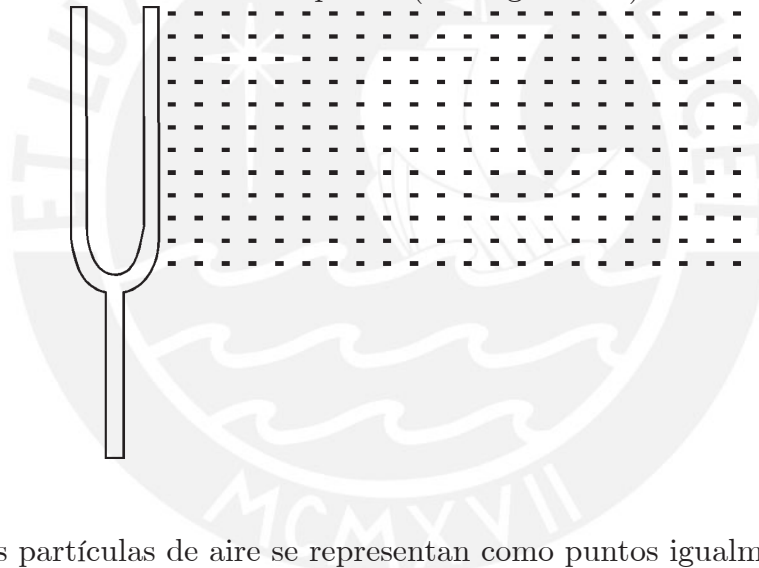


Figura A.1 Las partículas de aire se representan como puntos igualmente espaciados, lo que representa una presión uniforme en un medio silencioso

En este caso la presión uniforme puede notarse como una distribución homogénea de partículas, al golpear los extremos del diapasón éste vibrará, golpeando a su vez a las partículas de aire que lo rodean. Esta perturbación generará zonas donde la presión se eleva ligeramente respecto de la presión atmosférica (compresión) y otras zonas donde la presión es más baja (rarefacción). Esta presión diferencial (medida en pascales, Pa) se denomina “presión sonora” y es la responsable de la sensación de la audición.

Onda de sonido

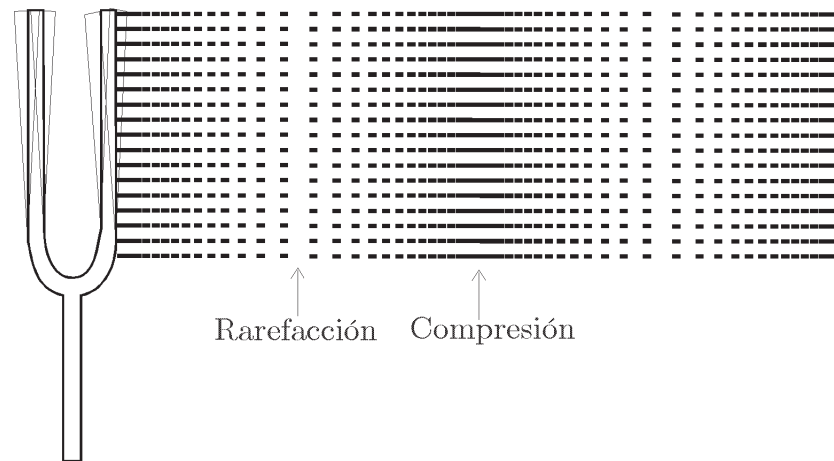


Figura A.2 Zonas de compresión y rarefacción en el aire al vibrar el diapasón

El “período” T de la onda se denomina al tiempo que demora una partícula de aire en completar una oscilación o lo que es lo mismo al tiempo necesario para que se complete un ciclo sinusoidal.

La “frecuencia” f de una onda de sonido se define como el número de oscilaciones que tiene una partícula de aire en una unidad de tiempo, o lo que es lo mismo, el número de ciclos completos sinusoidales del tono de sonido en 1s. La frecuencia se mide en hertz. El oído humano es capaz de escuchar un rango amplio de frecuencias. Una persona joven y con un buen sentido de la audición, puede escuchar frecuencias tan bajas como 20Hz y tan altas como 20,000Hz. Se deduce de la definición de f y T que ambas cantidades son recíprocas :

$$f = \frac{1}{T}$$

Los sonidos reales son pocas veces tonos puros como los que hemos considerado hasta ahora, en realidad los sonidos son combinaciones de muchos tonos simultáneos (ver Figura A.3)

Se denomina “espectro del sonido” a la combinación de tonos o frecuencias que conforman el sonido.

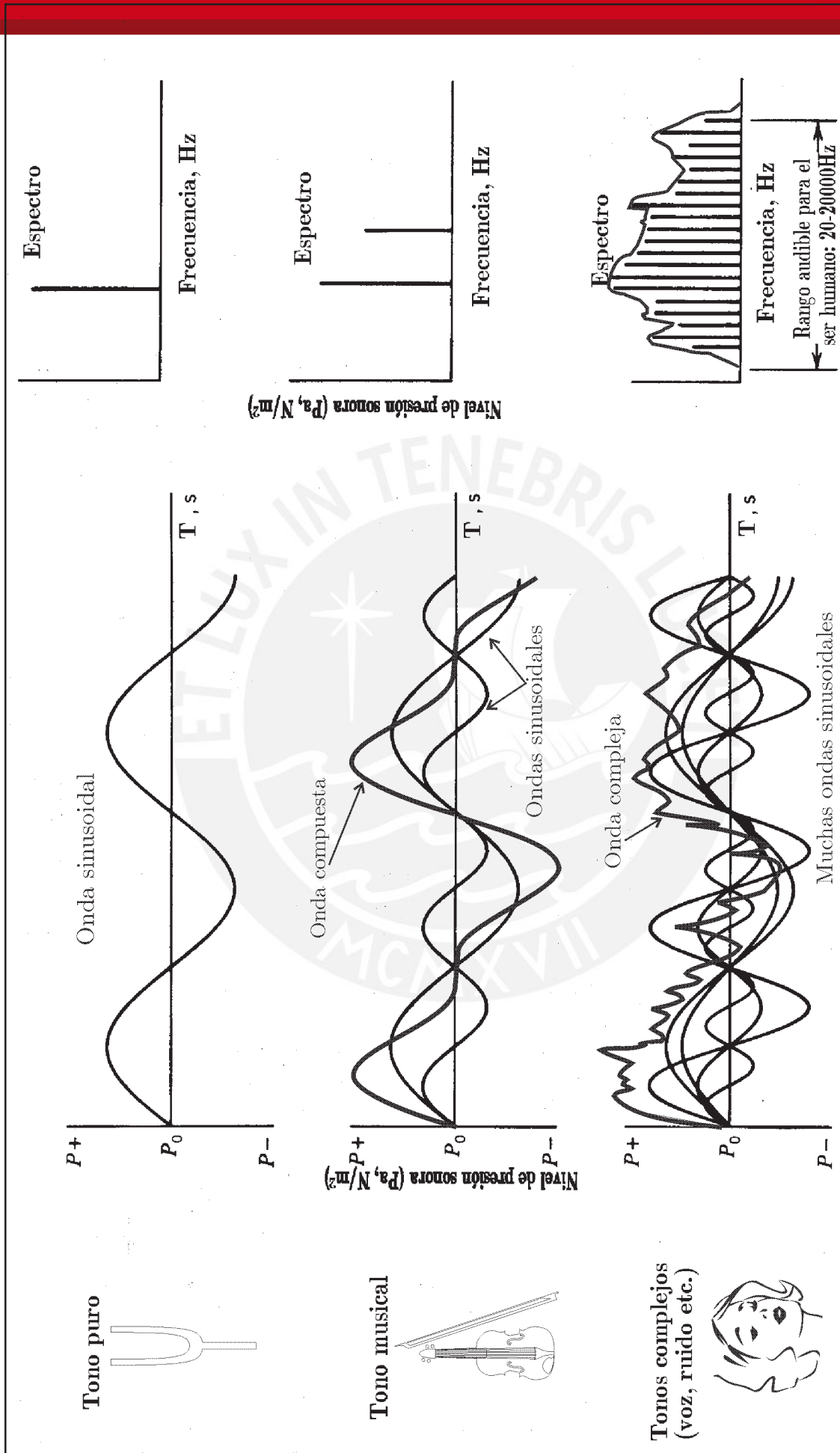


Figura A.3 Diferentes fuentes de sonido y sus respectivos espectros

A.1.2 Valores Eficaces

Para el caso de la figura anterior, con el diapasón se observa que el sonido es de una sola frecuencia, monofrecuencia. En el caso del violín, además de la frecuencia fundamental se observan además una serie de frecuencias que se añaden a la fundamental, estas frecuencias añadidas se denominan armónicos. En este caso el espectro se dice que es discreto, puesto que se observan ciertos valores para las frecuencias que tiene el sonido. En el caso de la voz humana por ejemplo las frecuencias del sonido están tan juntas que se aprecian componentes discretos si no mas bien están distribuidas en forma continua es por eso que recurre el nombre de “espectro continuo”.

Las ondas de sonido que estudiamos inicialmente son de tipo sinusoidal, de querer encontrar un valor medio de la presión encontraríamos que este es cero, como vemos en los cálculos siguientes:

[A.1]

Es por esto que una manera de eliminar esta posibilidad es a través del valor RMS que obedece la siguiente fórmula.

[A.2]

Esta manipulación matemática de la señal elimina la posibilidad de encontrar un valor medio cero. Por otro lado este procedimiento elimina el efecto de la fase de las ondas a sumar puesto que es independiente de estas, a diferencia por ejemplo el valor absoluto.

Las siglas RMS significan Root Mean Square (raíz cuadrática media). Por ejemplo para el caso de la onda sinusoidal esta fórmula daría:

[A.3]

A.1.3 Velocidad del sonido

Se ha verificado que la velocidad del sonido depende de la temperatura del aire de acuerdo a la fórmula:

[A.4]

Donde:

c = velocidad el sonido (m/s)

T = temperatura (grados centígrados)

Otra característica importante de una onda de sonido es su “longitud de onda” λ , que puede definirse como la distancia entre dos máximos de presión.

Si consideramos que para recorrer una distancia λ , la onda se demora un periodo T podemos plantear la ecuación:

[A.5]

De modo que al mantener constante la temperatura y por tanto la velocidad del sonido, variarán de manera que su producto sea siempre constante e igual a la velocidad del sonido, de modo que por ejemplo a una onda de 50Hz le corresponde una longitud de onda de 6.8 m y una de 10000Hz de 3.4 cm.

A.1.4 Características energéticas del sonido

La potencia de sonido es la cantidad de energía que emite la fuente por unidad de tiempo, se mide en watts. Si asumimos una fuente omnidireccional radiando energía en todas direcciones (ver Figura A.4), la potencia se irradia en todas direcciones por igual.

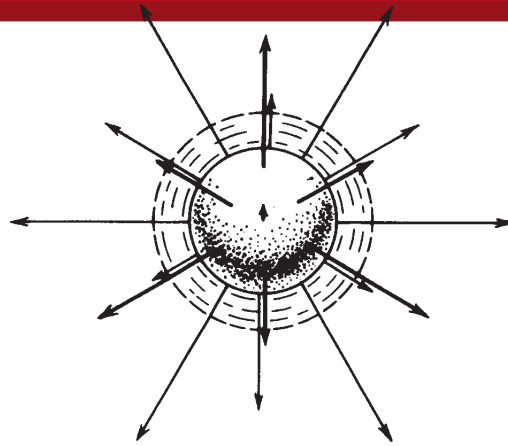


Figura A.4 fuente omnidireccional (tomado de Beranek “National Vibration Control Engeneering”)

Otra de las características del sonido se refiere a su intensidad, la “intensidad del sonido” I , se refiere al flujo de potencia sonora a través de una pequeña superficie imaginaria en el espacio. Las unidades para la intensidad son en Watts/m². La intensidad de sonido es por tanto una magnitud vectorial, y es en este sentido que resulta difícil su medición. Tanto es así que no fue hasta la década de los 70’s cuando se ideó una forma de medir la intensidad de sonido, haciendo uso de dos micrófonos tomando en cuenta el espectro cruzado de ellos. Esta magnitud es importante porque permite predecir la potencia del sonido rodeada por una fuente sin la necesidad de cámaras anecoicas y para mediciones de identificación de fuentes de sonido así como en medidas de pérdidas de transmisión en particiones.

De acuerdo a lo expuesto se cumple que si se tiene una fuente omnidireccional como en la Figura A.4

[A.6]

Donde:

r = distancia del centro de la fuente al punto de medida.

P = potencia total rodeada por la fuente.

I_0 = intensidad máxima de sonido a la distancia r .

Notar que al ser un vector esta intensidad es máxima cuando es perpendicular a la superficie.

Su valor se puede relacionar con la presión sonora por :

ρ = densidad del aire

c = velocidad del sonido

= raíz cuadrática media de la presión elevada al cuadrado.

A.1.5. Parámetros Acústicos en decibeles

Si bien es posible usar directamente los valores de presión, intensidad o energía de una onda de sonido, debido al amplio rango de valores que el oído humano es capaz de captar, los números a usarse tendrían una dimensión inmanejable, por ejemplo, la intensidad de sonido mínima que una persona con oído excelente puede escuchar es de aproximadamente 10^{-12} W/m^2 y los valores máximos de sonido comúnmente (ruido de aviones) está entre 10^3 W/m^2 y 10^5 W/m^2 . Esto trae como consecuencia que se deban de trabajar con magnitudes que se diferencian en muchos ordenes de magnitud. Por otro lado está el hecho que el oído humano no responde de manera lineal con la intensidad del sonido, si no, mas bien lo hace de manera logarítmica (ley de Fechner).

Estas razones inducen a elegir un sistema logarítmico relativo, que por un lado contraiga el rango de valores a uno más manejable y por otro lado, se acomode mejor a la forma en que los seres humanos responden a los cambios de intensidad sonora. Se define el **decibel** como diez veces el logaritmo del cociente de una magnitud física característica del sonido (ya sea intensidad o potencia) respecto a otra de la misma naturaleza que se toma como referencia.

Nivel de potencia sonora.

Se ha encontrado experimentalmente que el valor mínimo de potencia de sonido de 1000Hz que una persona es capaz de escuchar es 10^{-12} Watts, razón por la cual se toma este valor como referencia

Matemáticamente

Donde:

L_w = Nivel de potencia sonora en decibeles.

W = Potencia del sonido generado por la fuente, en Watts.

W_0 = Potencia de referencia 10^{-12} Watts

Nivel de intensidad sonora

De forma similar se define el nivel de intensidad sonora

Donde:

L_I = Nivel de intensidad sonora en decibeles.

I = Intensidad de sonido generado por la fuente, en Watts/m².

I_0 = Potencia de referencia 10^{-12} Watts/m².

Nivel de presión sonora

Para el caso de la presión se toma como el umbral de audición a la presión de un tono de 1000Hz a una presión de $20\mu\text{Pa}$. Que el tono propuesto sea de 1000Hz es muy importante y lamentablemente no se hace referencia de este hecho en mucha de la bibliografía de acústica, aún cuando puede traer errores conceptuales.