



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
CENTRO DE INVESTIGACIÓN EN COMPUTACIÓN



**Sistema de monitoreo de ruidos ambientales producidos
por aviones en el AICM (Aeropuerto Internacional de la
Ciudad de México)**

TESIS

Para obtener el grado de:

**MAESTRO EN CIENCIAS EN INGENIERÍA DE
CÓMPUTO CON OPCIÓN EN SISTEMAS DIGITALES**

Presenta

ARTURO ROJO RUIZ

Director de Tesis: Dr. Luis P. Sánchez Fernández

México, D.F. Junio del 2008

AGRADECIMIENTOS

A mis padres

Porque de ustedes he recibido todo cuanto soy.

Gracias.

A mis hermanos y familiares

Por creer en mí y alentarme día a día a alcanzar mis metas.

A mis amigos

Por soportarme todo este tiempo.

A mis profesores

Por fortalecer mi formación profesional, en especial a Luis y a Sergio por aportar sus conocimientos y experiencia para el enriquecimiento de este trabajo.



ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS	VIII
ÍNDICE DE TABLAS	XIII
GLOSARIO	XV
CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN	1
1.1 Antecedentes	1
1.2 Formulación de los problemas	2
1.3 Hipótesis	3
1.4 Objetivos	3
1.4.1 Objetivo general	3
1.4.2 Objetivos específicos	3
1.5 Alcance	4
1.6 Contribuciones	4
1.7 Método de investigación y desarrollo utilizado	5
1.8 Estructura de la tesis	6
CAPÍTULO 2. ESTADO DEL ARTE	7
2.1 Conceptos de acústica	7
2.2 Instrumentos de medición	11
2.3 Monitoreo de ruido en aeropuertos	15
2.4 Análisis de señales	15
2.5 Afectaciones a los humanos	17
2.6 Reconocimiento de patrones	17
2.7 Resumen del capítulo	18
CAPÍTULO 3. MEDICIÓN DE RUIDOS DE AVIONES EN AEROPUERTOS	19
3.1 Introducción	19



3.2	Sistemas de monitoreo fijo	19
3.3	Sistemas de monitoreo portátiles	23
3.4	Arquitectura del sistema propuesto	24
3.5	Resumen del capítulo	28
CAPÍTULO 4. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA		29
4.1	Diagrama del sistema	29
4.2	Módulos funcionales	30
4.2.1	Adquisición y pre-procesamiento de la señal	30
4.2.1.1	Adquisición y conversión a Pa	30
4.2.1.2	Filtros de ponderación	31
4.2.2	Procesamiento	33
4.2.2.1	Análisis estadístico	33
4.2.2.1.1	Percentiles (L10, L50, L90)	33
4.2.2.1.2	LEQ	34
4.2.2.1.3	SEL	34
4.2.2.1.4	Lmax	35
4.2.2.2	Análisis espectral	35
4.2.2.2.1	FFT	35
4.2.2.2.2	Espectrograma	36
4.2.2.2.3	Análisis de 1/n octavas	36
4.2.2.2.4	Bandas de energía	38
4.2.3	Resultados	40
4.2.3.1	Posibles efectos en la salud	40
CAPÍTULO 5. RECONOCIMIENTO DE PATRONES (IDENTIFICACIÓN DEL RUIDO DE AVIONES)		44
5.1	Generación de patrones	44
5.1.1	Características de la señal	44



5.1.2 Diagrama a bloques de la generación de patrones	45
5.1.3 Pre-procesamiento	46
5.1.3.1 Diezmado	46
5.1.3.2 Filtro de ponderación C	46
5.1.3.3 Centrado de la señal	47
5.1.3.4 Separación del ruido de fondo	47
5.1.3.5 Ventaneo Gaussiano	49
5.1.4 Procesamiento	50
5.1.4.1 Modelo Auto-Regresivo	50
5.1.4.2 Análisis de 1/12 de octava	53
5.1.4.3 Normalización	56
5.1.4.4 Indicadores estadísticos	58
5.2 Modelo neuronal	58
5.2.1 Corpus de ruidos de aviones	58
5.2.2 Topología	62
5.2.2.1 Suma ponderada	67
5.2.3 Ejemplos de ruidos de aviones	70
CAPÍTULO 6. PRUEBAS DEL SISTEMA	72
6.1 Punto de medición	72
6.2 Metodología de la medición	76
6.3 Medición	76
6.3.1 Características de la medición	76
6.3.2 Resultados de la medición	77
7. CONCLUSIONES	81
8. TRABAJO FUTURO	83
REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	86



ANEXO A. Pantallas del sistema	92
ANEXO B. Análisis de 1/n octavas	99
ANEXO C. Efectos del ruido en el ser humano	101
ANEXO D. Flota de las aerolíneas mexicanas	106
D.1 Aero California	106
D.1.1 DC9-30	106
D.2 Aeromar	107
D.2.1 ATR-42-500	107
D.2.2 ATR-42-300	108
D.3 Aeroméxico	109
D.3.1 Saab 340 B	109
D.3.2 ERJ-145	109
D.3.3 MD87	110
D.3.4 MD88	111
D.3.5 737-700	112
D.3.6 737-800	112
D.3.7 757-200	113
D.3.8 767-200 ER	114
D.3.9 767-300 ER	114
D.3.10 777-200 ER	115
D.4 Aviaca	116
D.4.1 737-200	116
D.4.2 737-300	117
D.5 Azteca	117
D.6 Click	118
D.6.1 Fokker F100	118
D.7 Mexicana	119
D.7.1 A320	119
D.7.2 A319	120



D.7.3	A318	121
D.7.4	757-200	122
D.7.5	767-200 ER	122
ANEXO E. Categorías de aviones		123
E.1	Airbus 1	123
E.2	Airbus 2	124
E.3	Airbus 3	125
E.4	Airbus, Boeing 737-800	126
E.5	Boeing 737-200	127
E.6	Boeing 737-700	128
E.7	Boeing 747-400	129
E.8	ATR-42	130
E.9	Fokker F100	131
E.10	Fokker F100 2	132
E.11	Fokker F100, Boeing 737-200	133
E.12	Fokker F100, Boeing 737-200 2	134
E.13	MD87, MD88	135



ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1.1	Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México (AICM)	2
Fig. 2.1	Niveles de sonido producidos por fuentes de sonido típicas	8
Fig. 2.2	Efecto Doppler	11
Fig. 2.3	Curvas de ponderación espectral	13
Fig. 3.1	Topología de un sistema de monitoreo permanente	20
Fig. 3.2	Curvas de nivel del AICM	22
Fig. 3.3	Arquitectura del sistema propuesto	24
Fig. 3.4	Respuesta en frecuencia del micrófono MP201	25
Fig. 3.5	Hoja de calibración del micrófono MP201	25
Fig. 3.6	Hoja de calibración del micrófono MPA201	26
Fig. 4.1	Diagrama general del sistema	29
Fig. 4.2	Señal original	30
Fig. 4.3	Señal en Pascales	31
Fig. 4.4	Comparativo de señales ponderadas	32
Fig. 4.5	Indicadores estadísticos del despegue de un Boeing 747-400	33
Fig. 4.6	Señal y FFT de un MD87 durante el despegue	35
Fig. 4.7	Espectrograma de un MD87 durante el despegue	36
Fig. 4.8	Análisis de octavas de un 747-400	37
Fig. 4.9	Resultados de las bandas de energía	39
Fig. 4.10	Segmentación de las bandas de energía	40
Fig. 4.11	Efectos potenciales ocasionados por un 747-400. Vista básica	42
Fig. 4.12	Efectos potenciales ocasionados por un 747-400. Vista avanzada	43



Fig. 5.1	Señal y espectro de frecuencias del ruido del despegue de un MD87	44
Fig. 5.2	Diagrama a bloques de la generación de patrones	45
Fig. 5.3	Comparativo del resultado del modelo AR a diferentes frecuencias de muestreo	46
Fig. 5.4	Señal de un MD87 ponderada, centrada y normalizada	47
Fig. 5.5	Señal y desviación estándar	47
Fig. 5.6	Ruido de fondo de la señal	49
Fig. 5.7	Señal y ruido de fondo ventaneados	50
Fig. 5.8	Respuesta en frecuencia del modelo AR de la señal y del ruido de fondo de un MD87	52
Fig. 5.9	FFT y respuesta en frecuencia del modelo AR de un MD87	53
Fig. 5.10	Valores resultantes del análisis de 1/12 de octava	54
Fig. 5.11	Análisis de 1/12 de octava acondicionado	55
Fig. 5.12	Análisis de 1/12 de octava de un MD87 sin ruido de fondo	55
Fig. 5.13	Comparativo de normalización clásica y normalización propuesta	57
Fig. 5.14	Clasificación de conjuntos de patrones	59
Fig. 5.15	Ejemplo de foto tomada en el AICM	60
Fig. 5.16	Topología del modelo neuronal para el reconocimiento de patrones	64
Fig. 5.17	Resultados de los entrenamientos de las redes neuronales	64
Fig. 5.18	Función de transferencia Sigmoide	67
Fig. 5.19	Sonido de patrón de prueba 1. Airbus 1	70
Fig. 5.20	Sonido de patrón de prueba 2. ATR-42	70
Fig. 5.21	Sonido de patrón de prueba 2. MD87	71
Fig. 5.22	Sonido de patrón de prueba 2. ATR-42	71
Fig. 6.1	Mapa del AICM	73
Fig. 6.2	Punto de medición	74
Fig. 6.3	Curvas de nivel del AICM	75
Fig. 6.4	Sistema de medición instalado en sitio	77



Fig. 6.5	Airbus A320 en despegue (15 de mayo de 2008)	79
Fig. 6.6	Fokker F100 en despegue (15 de mayo de 2008)	79
Fig. 6.7	Airbus A320 en despegue (15 de mayo de 2008)	80
Fig. A.1	Pantalla principal del sistema	92
Fig. A.2	Pantallas de características de los aviones	93
Fig. A.3	Pantalla de FFT y análisis de 1/n octavas	94
Fig. A.4	Pantalla del espectrograma	95
Fig. A.5	Pantalla de análisis adicional 1	96
Fig. A.6	Pantalla de análisis adicional 2	97
Fig. A.7	Pantalla acerca de SMRA	98
Fig. B.1	Análisis de octava de un Airbus 2	99
Fig. B.2	Análisis de 1/3 de octava de un Airbus 2	99
Fig. B.3	Análisis de 1/6 de octava de un Airbus 2	99
Fig. B.4	Análisis de 1/12 de octava de un Airbus 2	100
Fig. B.5	Análisis de 1/24 de octava de un Airbus 2	100
Fig. D.1	DC9-30 Aero California	106
Fig. D.2	ATR-42-500 Aeromar	107
Fig. D.3	ATR-42-300 Aeromar	108
Fig. D.4	Saab 340 B Aeroméxico	109
Fig. D.5	ERJ-145 Aeroméxico	109
Fig. D.6	MD87 Aeroméxico	110
Fig. D.7	MD88 Aeroméxico	111
Fig. D.8	737-700 Aeroméxico	112
Fig. D.9	737-800 Aeroméxico	112
Fig. D.10	757-200 Aeroméxico	113
Fig. D.11	767-200 ER Aeroméxico	114



Fig. D.12 767-300 ER Aeroméxico	114
Fig. D.13 777-200 ER Aeroméxico	115
Fig. D.14 737-200 Aviacsa	116
Fig. D.15 737-300 Aviacsa	117
Fig. D.16 Fokker F100 Click	118
Fig. D.17 A320 Mexicana	119
Fig. D.18 A319 Mexicana	120
Fig. D.19 A318 Mexicana	121
Fig. D.20 757 Mexicana	122
Fig. E.1 Señal original Airbus 1	123
Fig. E.2 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 1	123
Fig. E.3 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 1	123
Fig. E.4 Señal original Airbus 2	124
Fig. E.5 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 2	124
Fig. E.6 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 2	124
Fig. E.7 Señal original Airbus 3	125
Fig. E.8 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 3	125
Fig. E.9 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 3	125
Fig. E.10 Señal original Airbus, Boeing 737-800	126
Fig. E.11 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus, Boeing 737-800	126
Fig. E.12 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus, Boeing 737-800	126
Fig. E.13 Señal original Boeing 737-200	127
Fig. E.14 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 737-200	127
Fig. E.15 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 737-200	127
Fig. E.16 Señal original Boeing 737-700	128
Fig. E.17 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 737-700	128
Fig. E.18 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 737-700	128
Fig. E.19 Señal original Boeing 747-400	129



Fig. E.20 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 747-400	129
Fig. E.21 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 747-400	129
Fig. E.22 Señal original ATR-42	130
Fig. E.23 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un ATR-42	130
Fig. E.24 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus ATR-42	130
Fig. E.25 Señal original Fokker F100	131
Fig. E.26 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100	131
Fig. E.27 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100	131
Fig. E.28 Señal original Airbus Fokker F100 2	132
Fig. E.29 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100 2	132
Fig. E.30 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100 2	132
Fig. E.31 Señal original Fokker F100, Boeing 737-200	133
Fig. E.32 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100, Boeing 737-200	133
Fig. E.33 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100, Boeing 737-200	133
Fig. E.34 Señal original Fokker F100, Boeing 737-200 2	134
Fig. E.35 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100, Boeing 737-200 2	134
Fig. E.36 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100, Boeing 737-200 2	134
Fig. E.37 Señal original MD87, MD88	135
Fig. E.38 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un MD87, MD88	135
Fig. E.39 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un MD87, MD88	135



ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3.1	Características del micrófono MP201	24
Tabla 3.2	Características del pre-amplificador MA211	26
Tabla 4.1	Afectaciones ocasionadas por el ruido	40
Tabla 5.1	Características de las mediciones del corpus de ruido de aviones	58
Tabla 5.2	Modelos y tipo de turbinas utilizadas	60
Tabla 5.3	Clasificación del sistema	62
Tabla 5.4	Errores por categoría. Patrones de prueba 1	65
Tabla 5.5	Errores por modelo. Patrones de prueba 2	66
Tabla 5.6	Coefficientes para la suma ponderada	68
Tabla 5.7	Errores por modelo usando suma ponderada. Patrones de prueba 2	68
Tabla 6.1	Resultados de la medición	77
Tabla C.1	Efectos del ruido en el ser humano, espectros que lo causan, niveles sobre los cuales pueden tener lugar, tiempos de exposición necesarios para provocarlos y fuentes bibliográficas.	101
Tabla D.1	Características DC9-30	106
Tabla D.2	Características ATR-42-500	107
Tabla D.3	Características ATR-42-300	108
Tabla D.4	Características Saab 340 B	109
Tabla D.5	Características ERJ-145	109
Tabla D.6	Características MD87	110
Tabla D.7	Características MD88	111



Tabla D.8 Características 737-700	112
Tabla D.9 Características 737-800	113
Tabla D.10 Características 757-200	113
Tabla D.11 Características 767-200 ER	114
Tabla D.12 Características 767-300 ER	115
Tabla D.13 Características 777-200 ER	115
Tabla D.14 Características 737-200	116
Tabla D.15 Características 737-300	117
Tabla D.16 Características Fokker F100	118
Tabla D.17 Características A320	119
Tabla D.18 Características A319	120
Tabla D.19 Características A318	121



RESUMEN

En este trabajo se presenta un modelo computacional que permite el monitoreo de ruidos ocasionados por aviones, permitiendo su análisis por medio de análisis espectrales e indicadores estadísticos, así como su identificación basándose únicamente en el ruido generado. Además permite prever posibles afectaciones a la salud provocadas por este tipo de ruido, durante el despegue de los aviones, que es cuando se generan las mayores afectaciones debido a los niveles sonoros alcanzados.

Este modelo está implementado por medio de un software en una computadora portátil, una tarjeta de adquisición de datos y un sensor de presión acústica calibrado.

La adquisición de datos se realiza a 25 KHz a 24 bits. La identificación del sonido de aviones se hace por medio de dos redes neuronales paralelas combinadas con una suma ponderada y para generar las entradas a las redes neuronales se usan parámetros obtenidos del modelo auto-regresivo y del análisis de 1/12 de octavas. Teniendo un nivel de identificación de alrededor de 80% en ambientes reales, con 13 categorías.

Este sistema forma parte de los siguientes proyectos:

- Proyecto CONACyT (02/2007 – 02/2010). “Sistema Avanzado de Monitoreo Ambiental de Sonidos y Vibraciones”. Clave: 51283-Y.
- Proyecto SIP. “Monitoreo Avanzado: Sonidos y Vibraciones, y Patrones en Granjas Acuícolas”. Clave: 20070802.
- Proyecto SIP. “Sistema y modelo computacional para el procesamiento, análisis y reconocimiento de patrones; para ruidos en zonas urbanas críticas y para señales de vibraciones”. Clave: 20080776
- Proyecto de transferencia de tecnología con el ICyTDF.



ABSTRACT

In this work it is presented a computational model that allows monitoring of aircraft generated noise, allowing its analysis, by spectral analysis and statistical indicators, as well as their identification based on noise generated. This model also helps to foresee potential effects to health caused by this kind of noise during the aircraft takeoff, which is when the greatest impact are generated due to the sonorous levels that are reached.

This model is implemented by means of software in a laptop, a data acquisition card and a calibrated sensor of acoustic pressure.

The data acquisition is made at 25 KHz at 24 bits. The identification of the aircraft noise is done through two parallel neural networks combined with a weighted addition. In order to generate the inputs to the neural networks, parameters that were obtained from the auto-regressive model and the 1/12 octave analysis are used. This system has 13 categories of aircrafts and it has an identification level of 80% in real environments.

This system is part of the following projects:

- CONACyT project (02/2007 – 02/2010). “Sistema Avanzado de Monitoreo Ambiental de Sonidos y Vibraciones”. Registry key: 51283-Y.
- SIP project. “Monitoreo Avanzado: Sonidos y Vibraciones, y Patrones en Granjas Acuícolas”. Registry key: 20070802.
- SIP Project. “Sistema y modelo computacional para el procesamiento, análisis y reconocimiento de patrones; para ruidos en zonas urbanas críticas y para señales de vibraciones”. Registry key: 20080776.
- Project of technology transfer with ICyTDF.



CAPÍTULO 1. INTRODUCCIÓN

1.1 Antecedentes

En la actualidad, la contaminación acústica es un fenómeno inherente a toda área urbana, sin embargo, en las grandes ciudades es donde esto se aprecia en mayor medida. Esto se debe al ruido ocasionado por las fábricas, los medios de transporte, etc.

Dentro del ruido ocasionado por los medios de transporte, los aviones son los que generan una mayor energía acústica y por lo tanto las áreas cercanas a los aeropuertos son las que resultan más afectadas.

En todo el mundo se realizan esfuerzos por disminuir el ruido ocasionado por las aeronaves y esto se ha ido logrando. Las aeronaves actuales generan menos ruido que sus predecesoras. Sin embargo, los aeropuertos tienen cada vez más operaciones debido a la demanda de este tipo de transporte, lo cual ocasiona que el ruido ocasionado por las aeronaves siga siendo un problema. Además de que sigue habiendo muchas aeronaves en funcionamiento que tienen muchos años de haber sido construidas y que por lo tanto no tienen los mecanismos de disminución de ruido con los que se cuentan actualmente.

Otro factor es la mala planeación que se ha tenido en algunas ciudades respecto a la ubicación de los aeropuertos. Si bien en la mayoría de los lugares los aeropuertos se encuentran a una distancia considerable de las ciudades, esto no sucede en todos lados.



Fig. 1.1 Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México (AICM)

Como se puede ver en la Fig. 1.1 hay miles de casas cercanas al AICM lo cual deja una gran cantidad de personas vulnerables a los malestares producidos por dicho ruido. Cabe señalar que algunas casas se encuentran a menos de 200 m de la pista lo cual hace pensar en las molestias que sufren las personas que viven en esta zona y por lo tanto es importante analizar qué es lo que está sucediendo en esta parte de la ciudad.

1.2 Formulación de los problemas

- De la información del ruido de los aviones despegando no se extraen patrones que permitan autenticar los aviones en categorías.
- Los principales sistemas de monitoreo de ruidos de aviones son permanentes, costosos y comercializados por compañías internacionales.
- Los dispositivos portátiles no cuentan con las herramientas suficientes para lograr una buena evaluación del ruido (ejemplos: sonómetros de baja, mediana y alta capacidad).



-
- En los sistemas actuales no se proporciona información, indicadores o diagnóstico sobre los posibles efectos nocivos a los que potencialmente están sujetos los seres humanos.

1.3 Hipótesis

Con la ayuda de un modelo computacional, un sensor de presión acústica clase 1, una tarjeta de adquisición de datos de rango dinámico de 24 bits y una PC portátil con Windows XP, es posible lograr una buena evaluación en un punto crítico, del ruido de aviones despegando, pudiéndose clasificar la categoría de la fuente y permitiendo la identificación de posibles efectos adversos a la salud de las personas expuestas a dicho ruido.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo general

- Desarrollar un modelo computacional que permita monitorear, en un punto crítico, ruidos ambientales producidos por aviones en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México (AICM).

1.4.2 Objetivos específicos

- Definir y caracterizar el sistema que será usado para la medición de ruidos producidos por aviones.
- Desarrollar la arquitectura del sistema de monitoreo de ruidos ambientales producidos por aviones.
- Adquirir y procesar las señales.



-
- Calcular y analizar indicadores estadísticos.
 - Crear un modelo neuronal para el reconocimiento de patrones de ruidos de aviones durante el despegue.
 - Hacer pruebas de campo al sistema.

1.5 Alcance

Este trabajo se centra en el análisis del ruido generado por los aviones, en un punto crítico, en el momento del despegue, ya que es en este instante cuando se genera la mayor cantidad de energía y por tanto es cuando se produce la mayor molestia; esto en el punto de mayor afectación.

Se utilizará un sistema portátil formado por un nodo no conectado a dispositivos o centros de control aeroportuarios.

1.6 Contribuciones

Un sistema que permita la clasificación en categorías de los aviones despegando, basadas en las características espectrales de los sonidos producidos, lo cual permite tener información del tipo de avión o en que categoría cae el ruido capturado y así poder analizar de mejor forma los resultados proporcionados por el sistema. El modelo computacional podrá ser utilizado como autenticador en un sistema de monitoreo permanente.

Un modelo computacional que permite dar información acerca de las posibles afectaciones a la salud ocasionadas por cada uno de los despegues analizados. Así como ofrecer proyecciones básicas de posibles afectaciones desarrolladas a mediano y largo plazo de mantenerse este tipo de ruido.



Un modelo computacional que permita obtener información a partir de la FFT, análisis de octavas, espectrograma, así como de la obtención de las bandas de frecuencia donde se encuentra la mayor energía de la señal, lo cual es proporcionado sólo por sonómetros avanzados de alto costo. Haber desarrollado una base a partir de la cual se puede agregar fácilmente mayores capacidades de análisis a las señales de ruido.

1.7 Método de investigación y desarrollo utilizado

El desarrollo del presente trabajo se realizó con la metodología siguiente:

- Se realizó una recopilación de antecedentes sobre los sistemas de medición de ruido ambiental usados en aeropuertos, así como de estudios acerca de problemas de salud provocados por el ruido.
- Se recopiló información acerca de los aviones que tienen las aerolíneas mexicanas y que realizan operaciones en el AICM.
- Se estableció el método de medición que fue usado para la adquisición de ruido de aviones.
- Se realizó la adquisición de ruido de aviones, para tener patrones de prueba, los cuales fueron clasificados en base a la marca y modelo de los aviones, por ejemplo Airbus A320, Boeing 777.
- Se hizo un análisis de los patrones de prueba, tomando como base los indicadores estadísticos, análisis espectral, y análisis de octavas. Esto para ver qué información es relevante y construir los patrones que serán ingresados a la red neuronal.
- Los aviones se clasificaron en categorías basadas en sus características espectrales, las cuales dependen del tipo de motor que portan. Algunos modelos de aviones pueden tener varios tipos de motores; y en algunos casos un mismo tipo de motor puede compartirse entre varios modelos de aviones.
- Se analizaron las diferentes topologías de una red neuronal para ver cuál era la más adecuada para este caso.



-
- Se realizó la programación de la red neuronal y se hicieron pruebas con diferentes configuraciones hasta que se obtuvo una adecuada.
 - Se utilizó la información resultante del procesamiento de los datos y se cruzó con la información obtenida de los efectos del ruido en la salud para obtener posibles daños.
 - Se realizaron pruebas del sistema en campo y se hicieron los ajustes necesarios para optimizar su funcionamiento.

1.8 Estructura de la tesis

El Capítulo 2 contiene información acerca del estado del arte.

En el Capítulo 3 se describe la forma en que se realiza actualmente la medición de ruido de aviones en algunos aeropuertos alrededor del mundo, considerando tanto sistemas permanentes como sistemas portátiles. Se describe la arquitectura del sistema propuesto.

En el Capítulo 4 se describe el funcionamiento general del sistema y cada uno de sus módulos funcionales: Adquisición y procesamiento de las señales, análisis estadístico, análisis espectral y algunas de las posibles afectaciones generadas por el ruido de los aviones.

El Capítulo 5 indica la forma en que se obtienen patrones del ruido de aviones y el modelo neuronal usado para realizar la identificación del tipo de avión que está generando el ruido detectado.

En el Capítulo 6 se describe la metodología usada durante las pruebas de campo y se analizan los resultados obtenidos.



CAPÍTULO 2. ESTADO DEL ARTE

2.1 Conceptos de acústica

El sonido es cualquier variación de la presión en el aire que puede ser detectada por el oído humano. Por definición, el ruido es un sonido no deseado y molesto. Desde el punto de vista acústico el sonido y el ruido constituyen el mismo fenómeno, por lo tanto la diferencia es subjetiva [Bruel & Kjaer, 2007a; “*Nociones de Acústica*”, 2007”; Hansen, 2001].

El movimiento ondulatorio se inicia, cuando un elemento pone en movimiento a la partícula de aire más cercana, alejándose gradualmente de la fuente. Dependiendo del medio, el sonido se propaga a diferentes velocidades. En el aire, el sonido se propaga a una velocidad de 340 m/s, aproximadamente.

Comparado con la presión estática del aire 10^5 Pa (Pascuales), las variaciones de presión sonora audible son muy pequeñas, en un margen que puede ir desde los 20 μ Pa hasta 100 Pa.

El umbral auditivo medio de una persona corresponde a 20 μ Pa. Una presión sonora de, aproximadamente, 100 Pa es tan alta que causa dolor y por lo tanto es llamado umbral del dolor.

El oído humano responde a los estímulos de forma logarítmica, por lo que es más práctico expresar los parámetros acústicos como una relación logarítmica entre el valor medido respecto a un valor de referencia [Cortés, 2001].

$$\text{Nivel en dB} = 20 \log_{10} \frac{\text{Presión de sonido medida}}{\text{Presión de referencia}} \quad (1.1)$$

Esta relación logarítmica es llamada decibelio o dB. La escala lineal se convierte en una escala sencilla que va desde 0 dB en el umbral auditivo (20 μ Pa), hasta 130 dB, en el umbral del dolor (\sim 100 Pa).

En la Fig. 2.1 se pueden apreciar algunos ejemplos típicos de fuentes de sonido, con sus respectivos niveles de presión sonora, medidos tanto en la escala lineal Pa, como en la escala logarítmica dB.

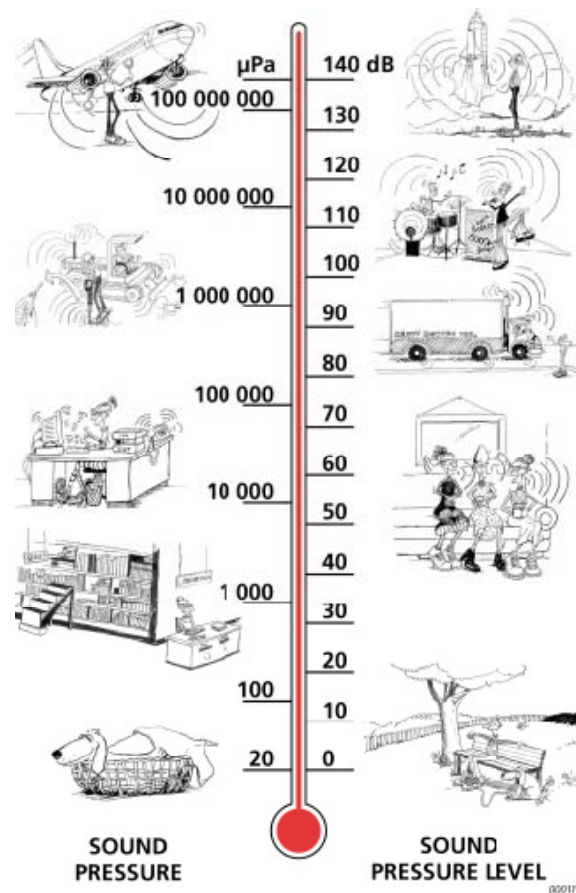


Fig. 2.1. Niveles de sonido producidos por fuentes de sonido típicas (cortesía de Bruel & Kjaer)

Al número de variaciones de presión por segundo se le llama frecuencia. La frecuencia se mide en Hercios (Hz). La percepción auditiva normal de una persona se encuentra en el rango de 20 Hz hasta 20 KHz, aproximadamente.



Al ruido lo podemos clasificar de la siguiente manera en base a su carácter temporal [Brueel & Kjaer, 2007a; Cortés, 2001]:

- **Ruido Continuo.** El ruido continuo se produce por maquinaria que opera del mismo modo sin interrupción, por ejemplo, ventiladores, bombas, etc. Para determinar el nivel de ruido es suficiente medir durante unos pocos minutos.
 - **Ruido Continuo Constante.** El nivel de presión sonora no fluctúa con el tiempo.
 - **Ruido Continuo Intermitente.** El nivel de presión sonora fluctúa en un margen moderado.
- **Ruido Intermitente.** Es producido cuando hay maquinaria que opera en ciclos, o cuando pasan vehículos aislados o aviones, el nivel de ruido aumenta y disminuye rápidamente. Para medir este tipo de eventos se hace de manera continua durante la duración del mismo, además se debe anotar su duración.
- **Ruido Impulsivo.** Es breve y abrupto.
 - **Impulsivo Repetitivo.** Es producido por impactos repetidos, por ejemplo los de una prensa.
 - **Impulsivo Simple.** Es producido por un impacto aislado, por ejemplo un disparo.

En base a sus características espectrales se puede clasificar en:

- **Ruido de Tono Puro.** Presenta una componente en frecuencia.
- **Ruido Armónico.** Presenta componentes sinusoidales múltiples.
- **Ruido de Banda Estrecha.** Es un ruido que se presenta en una región limitada del espectro.
- **Ruido en Banda Ancha.** Presenta un espectro continuo.



- **Ruido Rosa.** Ruido en banda ancha tal que su densidad espectral de potencia es proporcional al recíproco de su frecuencia. Su contenido de energía disminuye en 3 dB por octava, haciendo que cada banda de frecuencias de igual anchura (en octavas) contenga la misma energía total.
- **Ruido Blanco.** Ruido en banda ancha con igual amplitud en cada frecuencia discreta.

La propagación del ruido puede ser afectada por varias razones, por ejemplo [Bruel & Kjaer, 2007a]:

- Tipo de fuente.
 - **Fuente Puntual.** Si las dimensiones de una fuente de ruido son pequeñas comparadas con la distancia al oyente, entonces se le llama fuente puntual, por ejemplo, ventiladores y chimeneas. La energía sonora se propaga de forma esférica, por lo que el nivel de presión del sonido es el mismo en todos los puntos que se encuentran a la misma distancia de la fuente.
 - **Fuente Lineal.** Si una fuente es estrecha en una dirección y larga en otra comparada con la distancia al oyente, ésta es llamada fuente lineal. Por ejemplo una carretera llena de vehículos. El nivel de sonido se propaga de manera cilíndrica, por lo que el nivel de presión sonora es el mismo en todos los puntos a la misma distancia de la línea.
 - **Fuente Estática.** La fuente se mantiene estática a lo largo del tiempo. Por ejemplo una fábrica.
 - **Fuente Móvil.** La fuente cambia de posición a lo largo del tiempo, por ejemplo, aviones, automóviles, etc.
- Distancia desde la fuente.
- Absorción atmosférica.
- Viento.
- Temperatura.

- Obstáculos (barreras, edificios, etc.).
- Absorción del terreno.
- Reflexiones.
- Humedad.
- Lluvia.
- **Efecto Doppler.** Este efecto se produce cuando la fuente de ondas y el observador están en movimiento relativo con respecto al medio material en el cual la onda se propaga, la frecuencia de las ondas observadas es diferente de la frecuencia de las ondas emitidas por la fuente [Alt, 2004]. Como se puede apreciar en la Fig. 2.2.

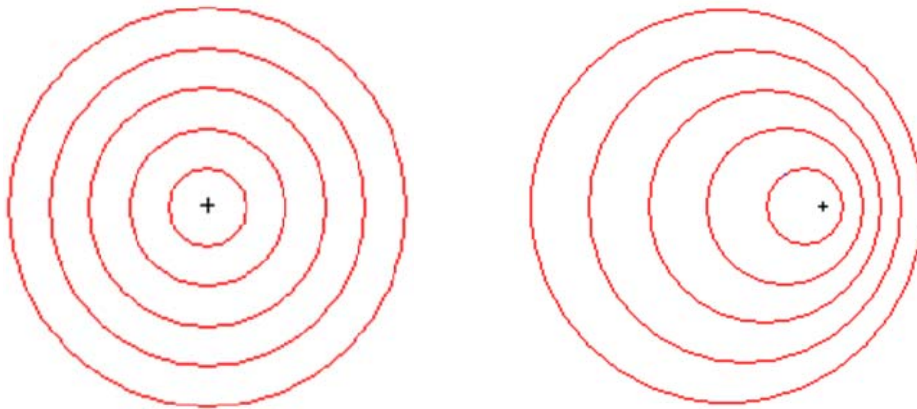


Fig. 2.2. Efecto Doppler. Izquierda: Fuente estática, la longitud de onda medida por el emisor y por el observador es la misma. Derecha: Fuente en movimiento; cuando el emisor se acerca al observador, éste escucha un sonido más agudo, cuando el emisor se aleja del observador, éste escucha un sonido más grave

2.2 Instrumentos de medición

El sonómetro es el dispositivo que sirve para medir los niveles de sonido. Es un equipo que permite cuantificar el nivel de presión sonora.

Existe una gran variedad de dispositivos ya que dependiendo de las características del sonido que se desee medir es el dispositivo que se utilizará. Dentro de las características a



considerar tenemos el tipo de ruido a medir: impulsivo, continuo, intermitente; el tipo de medición que se quiera realizar, etc.

Los sonómetros se clasifican en:

- **Clase 0.** Se utiliza en laboratorios y como referencia. (error de +/- 0.4 dB)
- **Clase 1.** Se emplea para mediciones de precisión en campo (error de +/- 0.7 dB).
- **Clase 2.** Se utiliza en mediciones generales de campo (error +/- 1.0 dB).
- **Clase 3.** Se emplea para realizar reconocimientos y mediciones aproximadas (error +/- 1.5 dB).

Los valores de los errores mostrados en la parte superior son aproximados ya que estos pueden variar dependiendo de la frecuencia del sonido que se esté midiendo.

Esta clasificación está basada en la norma de la Internacional Electrotechnical Commission IEC 651[1979]. Además de esta norma, los sonómetros se rigen por: IEC 804[1985] y en el caso de América la norma American National Standard Specification for Sound Level Meters ANSI S1.4 [1983].

Cabe señalar que en la actualidad hay una nueva norma que vino a sustituir las normas IEC 651 y IEC 804, es la IEC 61672. Esta nueva norma sólo contempla las clases 0, 1 y 2.

Un sistema de medición de sonido se compone de un sensor de presión acústica (micrófono), unidad de acondicionamiento, unidad de procesamiento y unidad de presentación.

El micrófono o sensor de presión acústica se encarga de transformar las ondas sonoras en impulsos eléctricos que son ingresados al sistema.



En la unidad de acondicionamiento se realiza la conversión analógico-digital, se hace la conversión a unidades de presión sonora (Pascales) y se realiza un filtrado de los datos con los llamados filtros de ponderación [Sexto, 2007], los cuales son mostrados a continuación:

- **Filtro de ponderación A.** Fue creado para modelar la respuesta del oído humano a para niveles bajos (del orden de los 40 fonos). Actualmente casi todas las leyes y reglamentos lo utilizan para delimitar los niveles aceptables de ruido. Los niveles de sonido ponderados con el filtro A se denominan decibelio A dB(A).
- **Filtro de ponderación B.** Fue creado para modelar la respuesta del oído humano a intensidades medias. Prácticamente no se usa.
- **Filtro de ponderación C.** Fue creado para modelar la respuesta del oído humano ante sonidos de gran intensidad (aproximadamente 100 fonos). Se utiliza para evaluar sonidos ambientales, así como, sonidos de baja frecuencia en la banda de frecuencias audibles.
- **Filtro de ponderación D.** Surgió a partir de las curvas de ruidosidad percibida y fue concebida para evaluar un evento único de ruido aeronáutico.
- **Filtro de ponderación U.** Se utiliza para medir sonidos audibles en presencia de ultrasonidos.

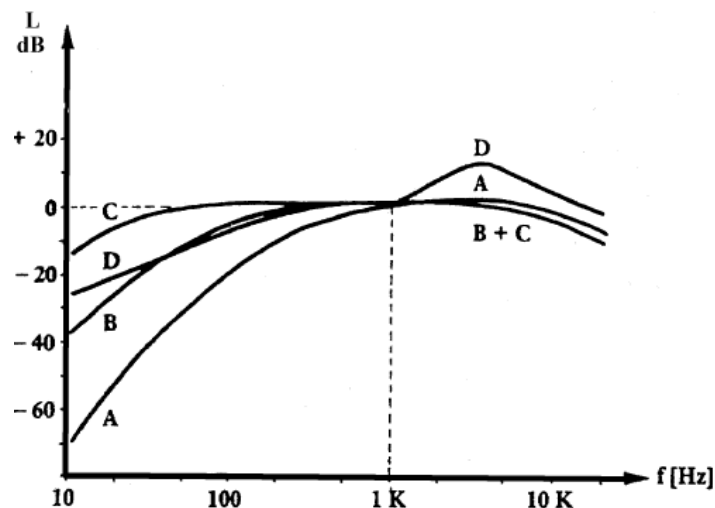


Fig. 2.3. Curvas ponderación espectral



En la unidad de procesamiento se calculan los indicadores de sonido. Algunos de los más utilizados son [Crocker, 1998; Kinsler; 1999, Berglund, 1999]:

- **Nivel instantáneo (L_p)**. Nivel de presión sonora que se registra en un instante de medición. También se denomina SPL (Sound Pressure Level).
- **Nivel Sonoro Continuo Equivalente (L_{eq})**. Es el nivel de energía sonora que tendría un ruido constante en el mismo periodo de tiempo que el ruido medido. El L_{eq} representa la energía sonora que contiene el ruido en un determinado tiempo.
- **Nivel máximo (L_{max})**. Es el nivel sonoro más alto que se registra durante un período de tiempo.
- **Nivel mínimo (L_{min})**. Es el menor nivel sonoro que se registra durante un intervalo de tiempo.
- **Percentiles (L_{10} , L_{50} , L_{90} , etc.)**. Es el nivel sonoro que es superado determinado porcentaje de tiempo. Por ejemplo, el L_{90} es el nivel sonoro que fue superado el 90% del tiempo de la medición.
- **SEL (*Sound Exposure Level*)**. Es el nivel sonoro que, si se mantiene constante durante 1 seg., tendría la misma energía que el evento sonoro medido. Se usa para medir eventos aislados, como el paso de aviones, etc. También es conocido como (Single Event Level).

Existen otros indicadores importantes como son: PNL (Perceived Noise Level), EPNL (Effective Perceived Noise Level), DNL (Day/Night Level), CNEL (Community Noise Equivalent Level).

En la unidad de presentación simplemente se muestran los resultados de los indicadores.



2.3 Monitoreo de ruido en aeropuertos

El monitoreo de ruido en aeropuertos se puede realizar por medio de un sistema de monitoreo fijo, el cual es comúnmente utilizado en los grandes aeropuertos del mundo y permite la correlación del evento de ruido, con información proveniente del radar, el plan de vuelo e información de las bases de datos del aeropuerto. Consta de al menos 5 EMU (Environmental Monitoring Unit) que constan de: un micrófono con una unidad de acondicionamiento, una unidad local de almacenamiento y un modem para transmitir la información a la central; para lograr la correlación de los datos se necesita además un radar, un FDPS (Flight Plan Processing System), y un GPS [*Aircraft Noise Monitoring Stations*, 2008].

Estos sistemas entregan información precisa de: mediciones de largo tiempo, indicadores estadísticos de mediciones de eventos independientes por nivel de ruido, tipo de avión y operador, perfiles de vuelo, variaciones de niveles de ruido a lo largo del tiempo, etc. La principal desventaja de este tipo de sistemas es el alto costo [*California Airport Land Use Planning Handbook*, 2002].

También existen los sistemas de monitoreo portátiles, estos son usados en pequeños aeropuertos y si bien no son tan sofisticados como los fijos, permiten tener la información esencial acerca del ruido producido por el aeropuerto.

2.4 Análisis de señales

Las señales de ruido son adquiridas en el dominio del tiempo, pero en ocasiones al tener los datos de esta manera hay información que permanece oculta, por eso se usa el análisis de frecuencia, el cual nos permite descomponer la señal en cada una de sus componentes de frecuencia. Ahora bien, al tener los datos de forma digital se utiliza la FFT (Fast Fourier



Transform) para obtener esta información. Al usar esta técnica nos permite ver el comportamiento de la señal en el dominio de la frecuencia durante todo el periodo de la medición, pero es probable que las frecuencias presentes varíen en cada instante de tiempo y por lo tanto esto no se vea reflejado al usar la FFT, es por eso que en estos casos se puede usar un espectrograma, el cual permite observar la amplitud de cada una de las frecuencias en cada instante de tiempo.

El mecanismo de audición humano es sensible a proporciones de frecuencias más que a frecuencias. La frecuencia de un sonido determinará su altura percibida por un auditor y una proporción de dos veces una frecuencia se escucha como un cambio de altura de una octava, sin que importe cuales fueran las frecuencias. Si por ejemplo un sonido sube de 100Hz a 200 Hz, su altura subirá una octava. Este hecho es válido con gran precisión en un rango importante de frecuencias. Es por eso que se puede definir una octava como una proporción de frecuencias de dos, aunque la octava misma es una medida subjetiva de cambio de la altura de un sonido.

La octava es un intervalo de frecuencias para el oído, por lo que el llamado análisis de octavas ha sido definido como una norma para el análisis acústico. Si se requiere mayor precisión en este tipo de análisis se puede usar el análisis de 1/3 de octava, 1/6 de octava, etc.

Además de usarse para medir el índice de molestias a un ser humano, este tipo de análisis al ser en una escala logarítmica, permite apreciar mejor algunos detalles, que pueden pasar inadvertidos en un análisis frecuencial de escala lineal.



2.5 Afectaciones a los humanos

Algunas de las afectaciones ocasionadas por el ruido son:

- Molestias en el oído [Berglund, et al, 1995; Kryter, 1985]
- Pérdida Auditiva [Berglund, et al, 1995]
- Interferencias en la comunicación [Berglund,, et al, 1999; Kryter, 1985]
- Vibraciones localizadas en el cuerpo [Recuero, 1994]
- Alteraciones del sueño [Michaud, 2007; Knipschild, 1977]
- Hipertensión [Knipschild, 1977; Ostrosky, 2001]
- Estrés [Berglund, et al, 1995]

El estrés puede tener diversas manifestaciones tanto físicas como psicológicas. Algunos ejemplos pueden ser: alergias, urticaria, dolor de espalda, calambres musculares, asma, bronquitis, presión elevada, migraña, úlcera duodenal, colitis, obesidad, ansiedad, angustia, fatiga, etc. [Ostrosky, 2001].

2.6 Reconocimiento de patrones

Un sistema de monitoreo de ruido avanzado recientemente en el mercado, como el EMU 2100 de Lochard, permite identificar la categoría del ruido, en este caso, permite identificar si el sonido pertenece a un avión de turbinas, a uno de hélices, a un helicóptero o simplemente es ruido de fondo. Esto lo realiza por medio de una red neuronal.

Las redes neuronales Feed-Forward son ampliamente utilizadas. Entre sus principales usos está el reconocimiento de patrones, esto es por su capacidad de autoadaptar los pesos de las neuronas de las capas intermedias para aprender la relación que existe entre un conjunto de patrones dados como ejemplo y sus salidas correspondientes, además de la capacidad que



tienen para la generalización, es decir, la capacidad de dar salidas satisfactorias a entradas que el sistema no ha visto nunca en su fase de entrenamiento [Hilera, 1995].

Las redes neuronales son muy buenas para el reconocimiento de patrones, sin embargo, para que una red neuronal pueda clasificar correctamente, es necesario obtener características que permitan distinguir entre clases.

El espectro de una señal es una excelente caracterización de la misma, sin embargo son demasiados valores para ingresarlos a una red neuronal, entonces lo que se necesita es una forma de tener información del espectro pero con pocos valores, para esto existen varios métodos como el de Barlett, el de Welch y el modelo (AR) auto-regresivo que sirven para obtener una estimación espectral. Al usar el modelo AR se obtiene un espectro de mejor resolución que con los métodos clásicos [García, 2000]. El modelo AR tiene múltiples aplicaciones como pueden ser: filtro digital de alta resolución, predictor de un paso, etc. Para este caso se usa para aproximar la envolvente del espectro de la señal.

2.7 Resumen del capítulo

El ruido es un sonido no deseado y molesto, el cual se mide normalmente en dB aunque las unidades de presión acústica son los Pascales. El ruido se mide con dispositivos llamados sonómetros los cuales usan filtros de ponderación para evaluar con que sonoridad son percibidos por el oído humano los niveles percibidos. Algunos de los indicadores de sonido más utilizados son: Leq, Lp, Lmax, SEL, percentiles, PNL, EPNL, DNL y CNEL. Para analizar las señales algunas de las técnicas más usadas son: FFT, espectrogramas y análisis de octavas. El ruido provoca afectaciones al ser humano como pueden ser: estrés, hipertensión, alteraciones del sueño, etc.



CAPÍTULO 3. MEDICIÓN DE RUIDOS DE AVIONES EN AEROPUERTOS

3.1 Introducción

El ruido asociado con el tráfico aéreo en las cercanías de los aeropuertos ha sido un problema en muchos países a partir de finales de los 50's, cuando entraron en servicio los aviones propulsados por turbinas [Crocker, 1998].

Este problema produjo que se haya legislado acerca del tema, en el caso de México la norma que rige a los aviones está plasmada en la NOM-036-SCT3-2000, la cual establece los límites máximos permisibles de emisión de ruido producidos por las aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas y helicópteros, su método de medición, así como los requerimientos para dar cumplimiento a dichos límites.

3.2 Sistemas de monitoreo fijo

El monitoreo de ruido en aeropuertos se puede realizar por medio de un sistema de monitoreo fijo, el cual es comúnmente utilizado en los grandes aeropuertos del mundo, el primer sistema fijo se instaló en el aeropuerto de Nueva York en 1959 [Crocker, 1998].

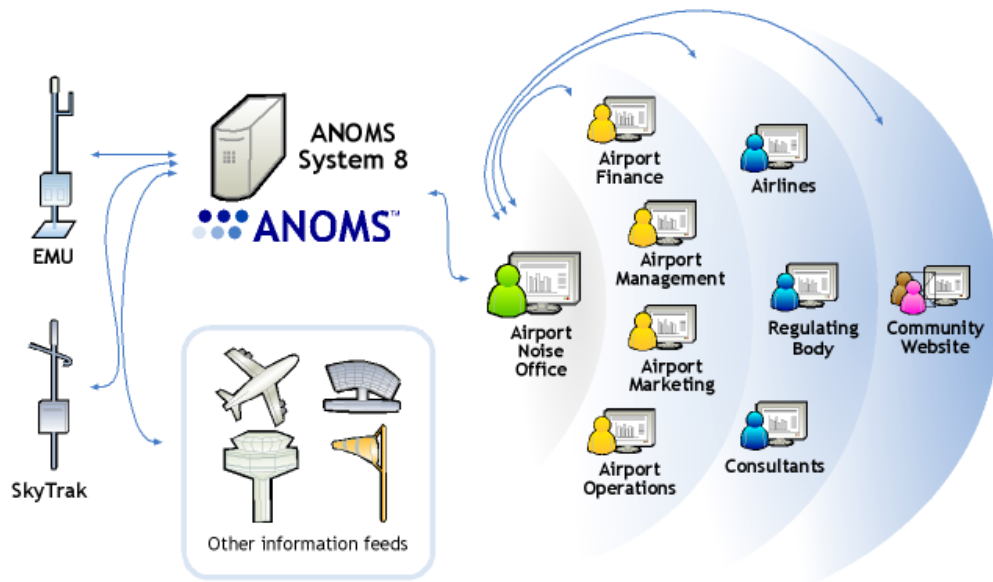


Fig. 3.1. Topología de un sistema de monitoreo permanente (cortesía Lochard)

Un sistema de monitoreo fijo cuenta con por lo menos 5 EMU (Environmental Monitoring Unit), existen sistemas con hasta 25 EMU y una unidad central de procesamiento.

Además de lo anterior normalmente se requiere la entrada de información del sistema de RADAR, FDPS (Flight Plan Processing System), GPS (Global Position System); esto para correlacionar los datos.

Las EMU constan de:

- Un micrófono con unidad de acondicionamiento para mediciones de ruido, un ejemplo de esto puede ser un micrófono Bruel & Kjaer 4952, el cual está diseñado para exteriores, permite mediciones en todo tipo de clima y cumple con la norma IEC 61672 Type 1, es decir está diseñado para mediciones precisas de campo.
- Una unidad de almacenamiento para tener un respaldo local de la información procesada.



- Un modem para transmitir los datos a la central. En unidades modernas se puede realizar esta comunicación por otros medios como puede ser: ISDN, DSL, POTS, GSM o WiFi.

Adicionalmente, algunas de estas unidades son capaces de distinguir automáticamente el tipo de ruido detectado, es decir, si es un avión de turbinas, de hélices, un helicóptero o simplemente es ruido de fondo como puede ser el caso del EMU 2100 de Lochard.

La unidad de procesamiento se encarga de correlacionar la información proveniente de las EMUs, la información del radar, la información del plan de vuelo, y la hora del GPS (esto sirve para mantener la sincronización del sistema); almacenar los datos adquiridos; generar reportes de eventos individuales, diarios, mensuales o anuales [*Aircraft Noise Monitoring Stations*, 2008].

Algunos de los indicadores proporcionados por estos equipos son: LP, Lmax, PNL, SEL, EPNL, Leq, DNL y CNEL.

El PNL es un indicador de nivel de presión sonora con frecuencias ponderadas que combina 24 bandas en tercio de octava que van de los 50 Hz a los 10 KHz expresada en dB [*Environmental Protection*, 1985].

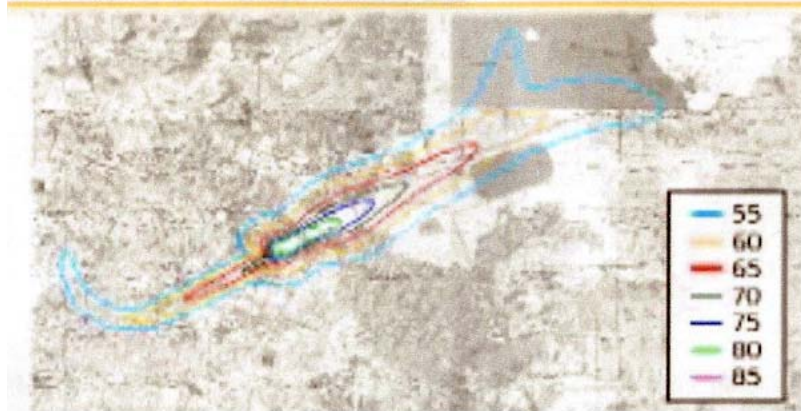
El EPNL es el nivel en dB de la integral del antilogaritmo de la décima parte del tono corregido del PNL durante el paso de un avión con una duración de 10 s.

El DNL y el CNEL son similares al Leq sólo estos indicadores compensan la molestia ocurrida por las noches, es decir cada evento ocurrido entre las 10:00 p.m. y las 7:00 a.m. es tratado como si fueran diez y en el caso del CNEL también se compensan los eventos ocurridos entre las 7:00 p.m. y las 10:00 p.m. tratándolos como si fueran 3 eventos. O desde el punto de vista logarítmico se puede compensar agregando 10 dB a cada evento en

la noche, y 4.77 dB a los eventos entre las 7 y las 10 pm [*California Airport Land Use Planning Handbook*, 2002].

Adicionalmente la unidad de procesamiento puede ser capaz de crear curvas de niveles de ruido, las cuales muestran información de los niveles de ruido generados por el aeropuerto a diferentes distancias Fig. 3.2. Normalmente este es un módulo de software separado como puede ser el Lochard Scenario Builder o el Integrated Noise Model 7834 de Bruel & Kjaer.

Contornos de Ruido - Escenario de Operación Continua de las Pistas 05 I/D



Nivel (dBA)	Área (km ²)
≥ 55.0	110.77
≥ 60.0	50.95
≥ 65.0	24.38
≥ 70.0	10.97
≥ 75.0	5.46
≥ 80.0	2.50
≥ 85.0	1.07

Los resultados del escenario de operación parcial de las Pistas 23 I/D fueron similares a los mostrados en esta tabla

Fig. 3.2 Curvas de nivel del AICM desarrolladas por MITRE en 2001 (cortesía del AICM)



Al sistema de procesamiento central se le puede adicionar un software predictivo, el cual puede dar informes aproximados de cuál sería el impacto de nuevos desarrollos, por ejemplo el desarrollo de una nueva pista, etc.

Los sistemas de monitoreo fijo son robustos y proporcionan una gran cantidad de información, sin embargo, su mayor limitante es el costo ya que estos pueden ir de los 500,000 a los 2, 000,000 usd [*California Airport Land Use Planning Handbook*, 2002].

3.3 Sistemas de monitoreo portátiles

A pesar de no ser tan sofisticados como los sistemas permanentes, los portátiles permiten recolectar información esencial del ruido y así poder dar informes acerca de su impacto.

En esta categoría se pueden tener sistemas como el CR: 245/3 y CR: 245/4 de Cirrus Research plc., los cuales permiten mediciones de corto y mediano plazo. Algunas de sus características son:

- Micrófono clase 1 que cumple IEC 60651 y IEC 60804.
- Permite mediciones de hasta 7 días con la batería interna y permite su almacenamiento.
- Permite mediciones en cualquier tipo de clima.
- Para las mediciones usa el filtro de ponderación A.
- Los indicadores proporcionados son Leq, LP y almacenan esta información cada segundo.
- Permite mediciones de 20 a 130 dB(A).

El costo de sistemas portátiles similares se encuentra entre los 9,000 y 12,000 usd.

Para mediciones de corto tiempo se suelen usar los sonómetros en una gran variedad de características y precios, por ejemplo el modelo 33 de Pulsar Instruments además de realizar las mediciones básicas de un sonómetro clase 1 permite hacer un análisis espectral, análisis de octavas y análisis de tercio de octavas. El precio de está alrededor de los 7000 usd.

3.4 Arquitectura del sistema propuesto

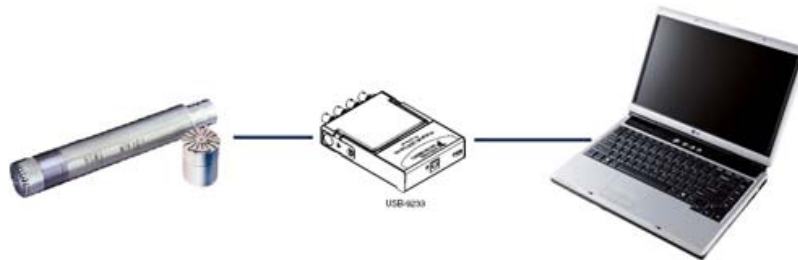


Fig. 3.3 Arquitectura del sistema propuesto

- Un dispositivo ICP MPA201 de BSWA-Tech, el cual consta de un micrófono MP201 y un pre-amplificador MA211.

Las especificaciones de estos dispositivos son las siguientes:

Tabla 3.1 Características del micrófono MP201

Micrófono MP201 (IEC 61672 Clase 1)	
Respuesta	A campo abierto
Sensibilidad a circuito abierto	50 mV / Pa
Respuesta de frecuencia	20 Hz – 20 Khz
Voltaje de Polarización	0 V
Capacitancia (Típica)	16 pF



Temperatura de Operación	-30°C – 80°C
Humedad de Operación	0 – 98% RH
Coeficiente de temperatura (-10°C – 50°C)	-0.005 dB / °C
Coeficiente de Humedad	-0.003 dB / %RH

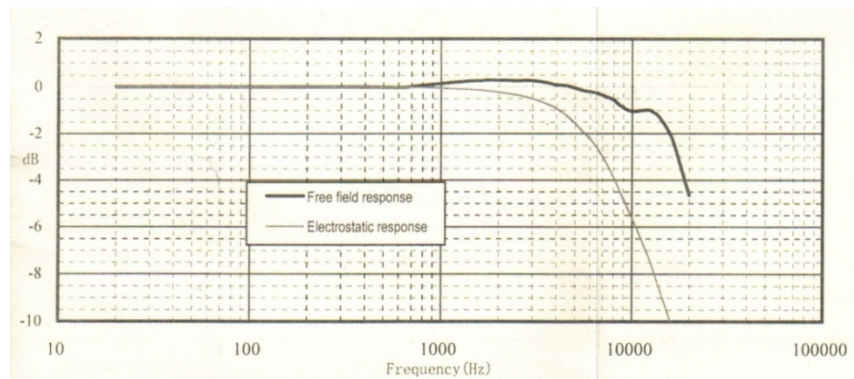


Fig. 3.4 Respuesta en frecuencia del micrófono MP201 (cortesía de BSWA-Tech)

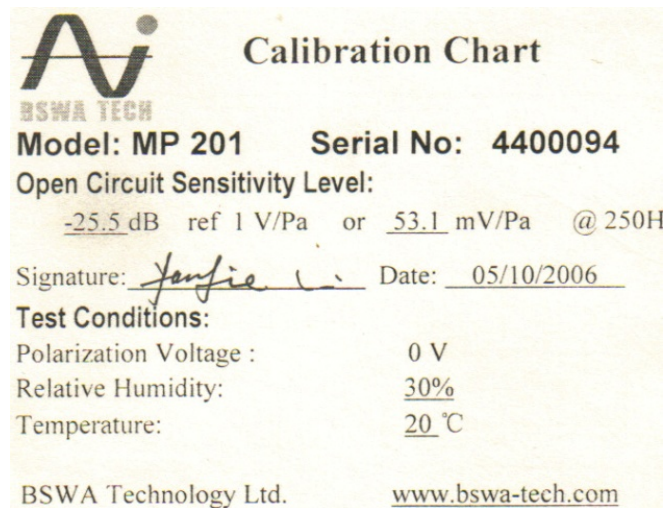


Fig. 3.5 Hoja de calibración del micrófono MP201 (cortesía de BSWA-Tech)



Tabla 3.2 Características del pre-amplificador MA211

Pre-amplificador MA211	
Respuesta de frecuencia	20 Hz – 100 Khz
Atenuación (10Hz – 100 Khz)	< 0.5 dB
Impedancia de entrada	> 5 GΩ
Impedancia de salida	< 110 Ω
Ruido Electrónico	Ponderación A < 2.0 μV 20 Hz – 20 KHz < 6.0 μV
Temperatura de Operación	-20°C – 80°C
Humedad de Operación	0 – 98% RH

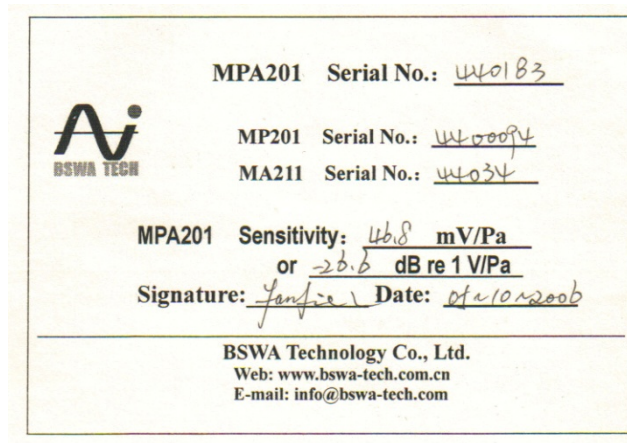


Fig. 3.6 Hoja de calibración del micrófono MPA201 (cortesía de BSWA-Tech)

Este micrófono es el adecuado debido a que las mediciones en las que se usa el sistema son a campo abierto, que es donde mejor resultados ofrece, además de que cumple con la norma IEC 61672 clase 1 que es la indicada para mediciones de campo precisas. Como se puede apreciar en la Fig. 3.4 la respuesta en frecuencia es bastante estable para las frecuencias requeridas ya que las componentes principales del ruido de aviones se encuentran por debajo de los 2KHz.



- Tarjeta de adquisición de datos NI USB-9233. Es una tarjeta de cuatro canales para hacer mediciones de alta precisión de sensores IEPE. Tiene un rango dinámico de 102 dB e incorpora acondicionamiento de la señal para acelerómetros y micrófonos. Permite la adquisición simultánea de los 4 canales a tasas de 2 a 50 KHz, además incluye filtros digitales anti-aliasing que se ajustan automáticamente a la frecuencia de muestreo. Tiene una resolución de 24 bits, el ADC es del tipo delta-sigma, y el rango de entrada es de $\pm 5V$.

Esta tarjeta es la adecuada debido a la precisión que maneja, a la velocidad de adquisición que puede tener y porque el micrófono es de tipo piezoeléctrico, por lo tanto se conecta de manera directa.

- Una computadora portátil la cual se encargará de procesar los datos.

El sistema debe permitir lo siguiente:

- Calcular los siguientes indicadores de sonido: L_{max} , L_{eq} , SEL, L_{10} , L_{50} y L_{90} . Se escogieron debido a que son indicadores objetivos, y a que se pueden calcular con mediciones de 24 segundos que es el tiempo que tarda en despegar un avión. Si bien el CNEL es ampliamente utilizado, requiere mediciones de 24 hrs.
- Automáticamente guardar los indicadores de sonido de cada evento.
- Si el operador lo requiere, almacenar la serie de tiempo completa.
- Poder escoger entre usar la ponderación A y C. Esto porque son los filtros de ponderación más utilizados. El A ampliamente usado en la normatividad porque modela la respuesta del oído humano y el C porque se usa para evaluar sonidos ambientales.
- Poder realizar los análisis de ruido en el instante de la medición o posteriormente con las series de tiempo almacenadas.
- Obtener el espectro de frecuencias de la señal.



-
- Poder realizar el análisis de octavas o de 1/3, 1/6, 1/12 o 1/24 octavas.
 - Obtener el espectrograma de la señal.
 - Dar información acerca de las posibles afectaciones provocadas por el ruido.
 - Identificar el avión o la categoría que generó el ruido. Por ejemplo: MD87, A318, etc. y dar información acerca de las características de dicho avión.

3.5 Resumen del capítulo

El ruido asociado con el tráfico aéreo ha sido un problema para las cercanías de los aeropuertos desde hace mucho tiempo, ocasionado que se haya legislado acerca del tema pero para poder monitorear el ruido en aeropuertos existen dos tipos de sistemas: los sistemas de monitoreo fijo o permanentes los cuales proporcionan una gran cantidad de información pero son muy costosos y los sistemas de monitoreo portátil los cuales permiten recolectar información básica acerca del ruido. El sistema propuesto es un sistema de monitoreo portátil que permite realizar análisis más complejos usando una PC portátil, un sensor de presión acústica y una tarjeta de adquisición de datos.

CAPÍTULO 4. DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA

4.1 Diagrama del sistema

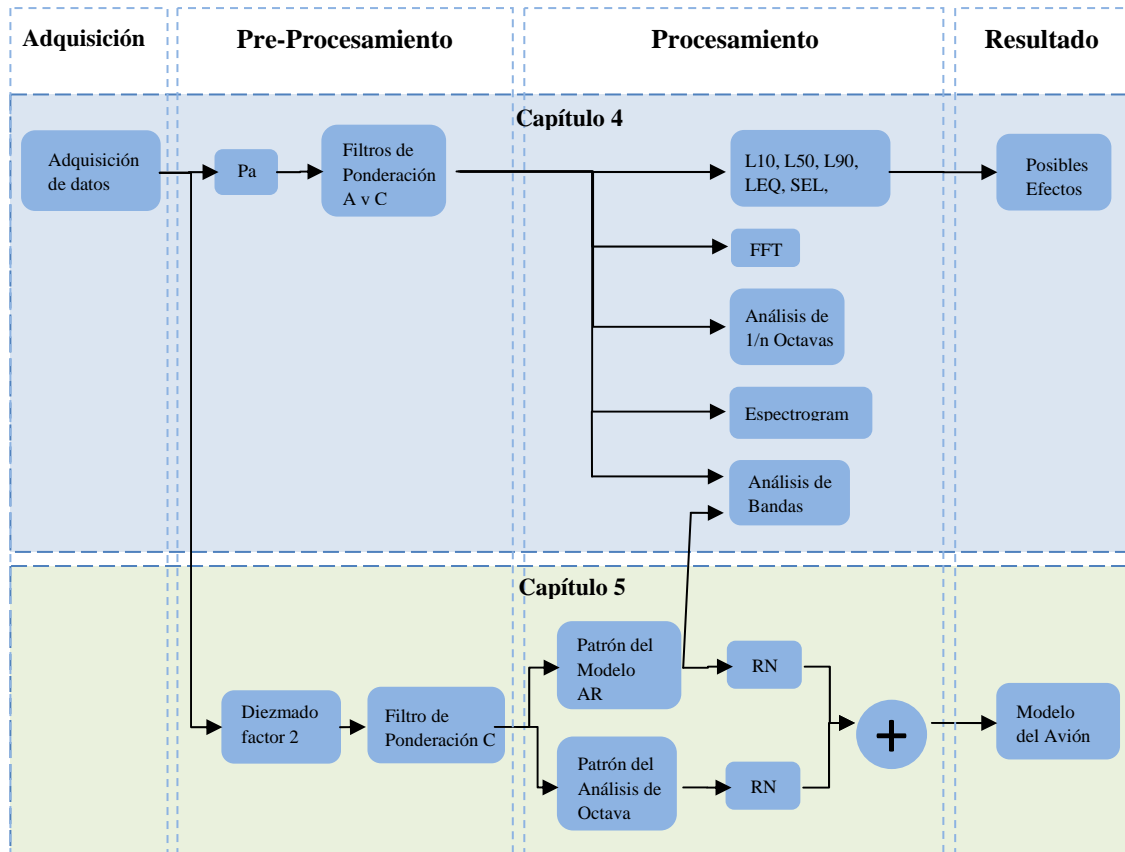


Fig. 4.1 Diagrama general del sistema

La Fig. 4.1 muestra el diagrama completo del sistema, el cual, se encuentra dividido en 4 secciones las cuales se refieren a la adquisición, el pre-procesamiento, el procesamiento y los resultados proporcionados por el sistema; donde cada recuadro se refiere a un módulo funcional y las líneas, al flujo de datos que se realiza a través del sistema.

A lo largo de este capítulo se describen los módulos funcionales relacionados con los análisis y resultados proporcionados por el sistema, mientras que como muestra la Fig. 4.1



en el siguiente capítulo se aborda todo lo relacionado con la identificación de los aviones en base a su sonido. En el Anexo A se muestran las pantallas del sistema, en las cuales se puede ver la forma en que es presentada la información.

4.2 Módulos funcionales

4.2.1 Adquisición y pre-procesamiento de la señal

4.2.1.1 Adquisición y conversión a Pa

La señal de ruido es muestreada a 25,000 Hz, debido a que en la norma NOM-036-SCT3-2000 se indica que para medir el ruido de aviones se debe poder registrar frecuencias de entre 50 Hz y 11,200 Hz. Sin embargo como se mostrará más adelante la mayor energía de la señal se encuentra por debajo de los 2000 Hz, por lo que los 25,000 Hz, cumplen con muestrear esas componentes más de 10 veces, así como más de 2 veces la de 11,200 Hz.

Ahora bien los datos tienen una resolución de 24 bits y el tamaño de la muestra es de 24 segundos, los cuales a 25,000 Hz son 600,000 muestras.

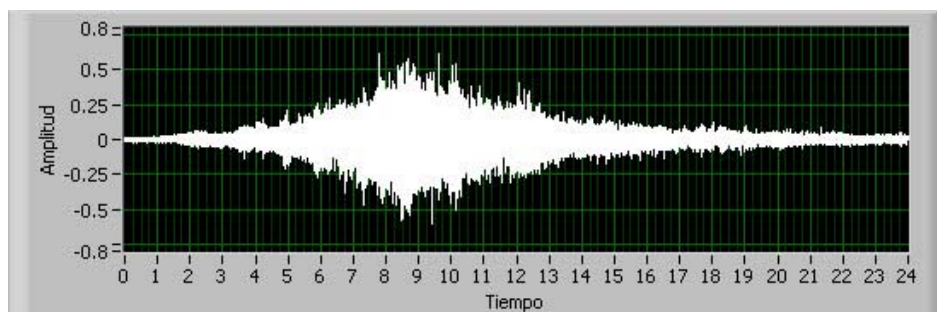


Fig. 4.2 Señal original



La conversión de nivel a unidades de ingeniería es a Volts (V), sin embargo las unidades de presión acústica son Pascales (Pa), y al tener un micrófono calibrado 46.8 mV / Pa (Ver Fig. 3.6) permite la conversión a Pa, de la siguiente manera:

Se calcula por medio de un dispositivo de calibración acústica y un instrumento virtual suministrado por el fabricante de la tarjeta de adquisición la respuesta del sistema de adquisición, la cual es diferente a la del micrófono individual, en este caso es de 55.07 mV / Pa, esto se debe al acoplamiento entre el micrófono y la tarjeta de adquisición. Y se aplica la Ec. (4.1):

$$S[n]_{Pa} = \frac{S[n]}{55.07/1000} \quad (4.1)$$

Donde $S[n]$ es el arreglo de valores obtenido por la tarjeta de adquisición y $S[n]_{Pa}$ es el arreglo de valores en Pascales.

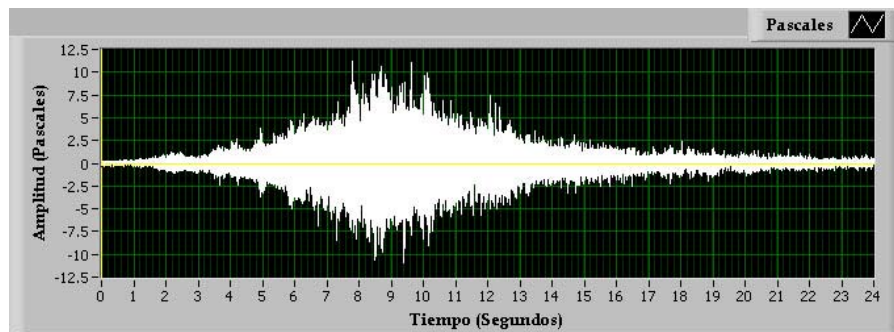


Fig. 4.3 Señal en Pascales

4.2.1.2 Filtros de ponderación

En la mayoría de los sonómetros los filtros de ponderación son ampliamente usados, en especial el A y el C, que son los que están implementados en este sistema.

El filtro de ponderación A fue creado para modelar la respuesta del oído humano a intensidades bajas. Actualmente casi todas las leyes y reglamentos lo utilizan para delimitar



los niveles aceptables de ruido en México la NOM-036-SCT3-2000. Los niveles de sonido ponderados con el filtro A se denominan decibelio A dB(A). Se calcula con base en la Ec. (4.2) [IEC651, 1979]:

$$A(f) = 20 \log \left(\frac{1.2588 \times 12200^2 f^4}{(f^2 + 20.6^2) \sqrt{f^2 + 107.7^2} \sqrt{f^2 + 737.9^2} (f^2 + 12200^2)} \right) \quad (4.2)$$

El filtro de ponderación C fue creado para modelar la respuesta del oído humano ante sonidos de gran intensidad. Se utiliza para evaluar sonidos ambientales, así como, sonidos de baja frecuencia en la banda de frecuencias audibles. Se calcula con base en la Ec. (4.3) [IEC651, 1979]:

$$C(f) = 20 \log \left(\frac{1.0071 \times 12200 f^2}{(f^2 + 20.6^2)(f^2 + 12200^2)} \right) \quad (4.3)$$

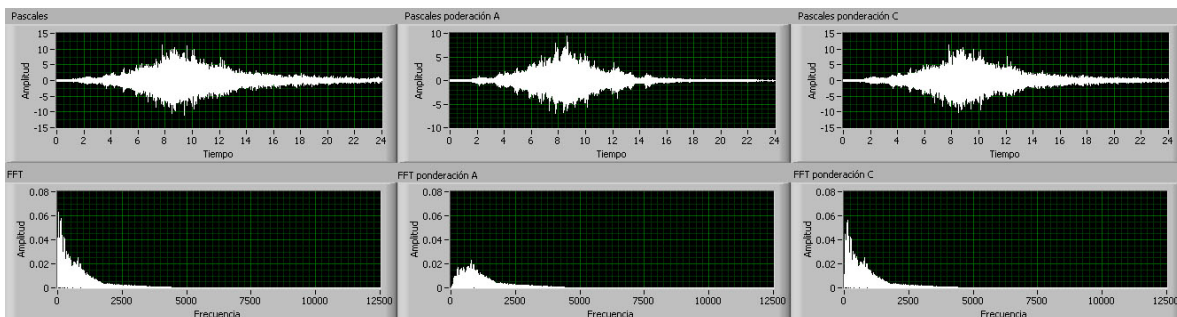


Fig. 4.4 Comparativo de señales ponderadas. Izquierda: Señal original; Centro: Señal con ponderación A; Derecha: Señal con ponderación C



4.2.2 Procesamiento

4.2.2.1 Análisis estadístico

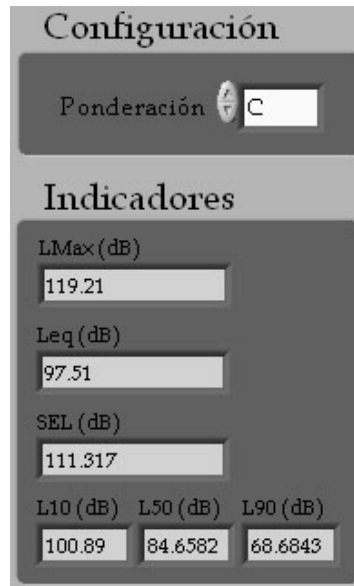


Fig. 4.5 Indicadores estadísticos del despegue de un Boeing 747-400

Los indicadores estadísticos son afectados por el tipo de ponderación usada.

4.2.2.1.1 Percentiles (L_{10} , L_{50} , L_{90})

Es el nivel sonoro que es superado determinado porcentaje de tiempo [Crocker, 1998]. Por ejemplo, el L_{90} es el nivel sonoro que fue superado el 90% del tiempo de la medición.

Para calcularlo, se tiene que obtener el L_p de cada punto y ordenar esos valores de menor a mayor. Se calcula con base en la Ec. (4.4) [Crocker, 1998]:

$$L_p = 20 \log_{10} \frac{p}{p_o} \text{ (dB)} \quad (4.4)$$

Donde p es la presión acústica instantánea dada en μPa y p_o es la presión acústica de referencia = $20 \mu\text{Pa}$. Después se debe de aplicar la Ec. (4.5).



$$n = 600,000 \times \left(1 - \frac{\text{percentil}}{100}\right) \quad (4.5)$$

Donde n es el número de muestra del arreglo que se toma, es decir, en caso de necesitar L_{90} , $\text{percentil} = 90$ y $n = 60,000$. Por lo que L_{90} es igual al L_p , que se encuentra en la posición 60,000.

El 600,000 es porque se tienen 600,000 muestras de la señal.

4.2.2.1.2 LEQ

Es el nivel de energía sonora que tendría un ruido constante en el mismo periodo de tiempo que el ruido medido. El Leq representa la energía sonora que contiene el ruido en un determinado tiempo. Se calcula con base en la Ec. (4.6) [Kogan, 2004]:

$$Leq = 10 \log \left[\frac{1}{T} \int_0^T \frac{p^2(t)}{p_0^2} dt \right] (dB) \quad (4.6)$$

Donde $p(t)$ es la presión sonora en función del tiempo y T es el periodo de la medición.

4.2.2.1.3 SEL

Es el nivel sonoro que, si se mantiene constante durante 1 seg., tendría la misma energía que el evento sonoro medido. Se usa para medir eventos aislados, como el paso de aviones, etc. Se calcula con base en la Ec. (4.7) [Kogan, 2004]:

$$SEL = 10 \log \left[\int_{t_1}^{t_2} \frac{1}{T_{ref}} 10^{\frac{Lp(t)}{10}} dt \right] (dB) \quad (4.7)$$

Donde T_{ref} es el tiempo de referencia de 1 segundo, t_1 es el tiempo de inicio de la medición del evento y t_2 es el tiempo de finalización de la medición del evento de ruido.



4.2.2.1.4 L_{max}

Es el valor L_p máximo obtenido a partir de la Ec. (4.4).

4.2.2.2 Análisis espectral

4.2.2.2.1 FFT

El análisis frecuencial es una de las técnicas más usadas para el análisis de señales, en este caso al tener valores discretos, se obtiene por medio de la FFT (Fast Fourier Transform). Ya que es mucho más sencilla su implementación que al usar una DFT (Discrete Fourier Transform). Esta técnica permite obtener las componentes espectrales del ruido y de esta manera, poder analizar a la señal en el dominio de la frecuencia.

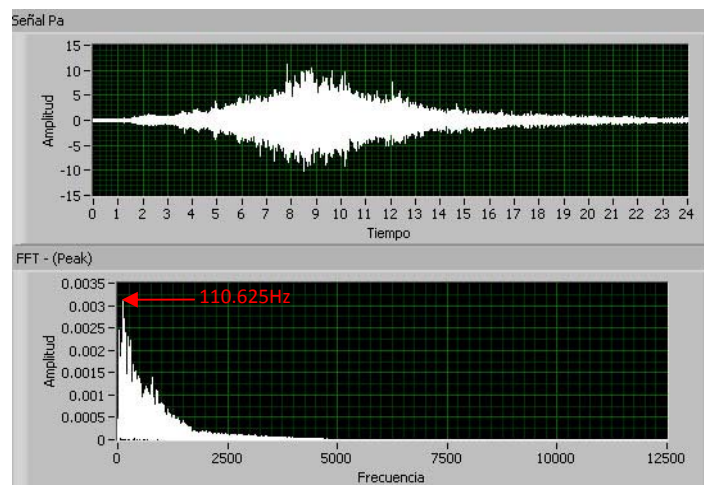


Fig. 4.6 Señal y FFT de un MD87 durante el despegue

Como se puede apreciar en la Fig. 4.6 el ruido producido por el avión MD87 durante el despegue alcanza niveles cercanos a los 10 Pa. Teniendo el armónico de mayor valor situado en 110.625 Hz.

4.2.2.2.2 Espectrograma

El espectrograma es una gráfica en la cual se grafica bidimensionalmente la evolución del espectro respecto del tiempo. Para ello se representa en el eje horizontal el tiempo, en el eje vertical la frecuencia y la amplitud se representa por medio de un código de colores.

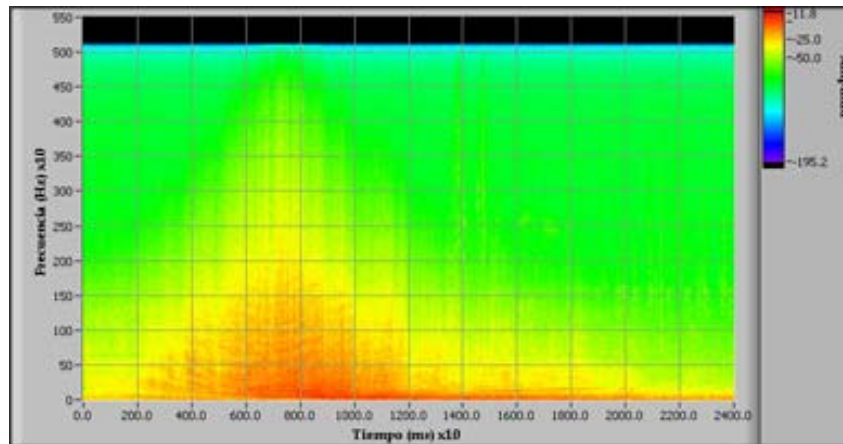


Fig. 4.7 Espectrograma de un MD87 durante el despegue

El espectrograma sirve para analizar la sonoridad, la duración, la estructura de los formantes (timbre), la intensidad, las pausas, y el ritmo. Este análisis permite visualizar cuales son las frecuencias presentes en cada instante de tiempo, en este caso cada pixel representa 10ms.

Para realizar este análisis se calcula el espectro de potencia cada 10 ms y se gráfica en forma de colores.

4.2.2.2.3 Análisis de 1/n octavas

En el análisis del ruido acústico donde se estudia el índice de molestias a un observador humano. El mecanismo de audición humano es sensible a proporciones de frecuencias más que a frecuencias. La frecuencia de un sonido determinará su altura como percibido por un auditor y una proporción de dos veces una frecuencia se escucha como un cambio de altura de una octava, sin que importe cuales fueran las frecuencias. Si por ejemplo un sonido sube de 100 Hz a 200 Hz, su altura subirá una octava; un



sonido de 1000 Hz cuando sube a 2000 Hz también subirá una octava en altura. El hecho es válido con tanta precisión en un rango importante de frecuencias, que es conveniente definir una octava como una proporción de frecuencias de dos, aunque la octava misma es una medida subjetiva de cambio en la altura de un sonido.

La octava es un intervalo de frecuencias para el oído, que el llamado análisis de octavas ha sido definido como una norma para el análisis acústico. En caso de requerir mayor precisión se puede requerir a los análisis de 1/3 de octava, 1/6 de octava, etc.

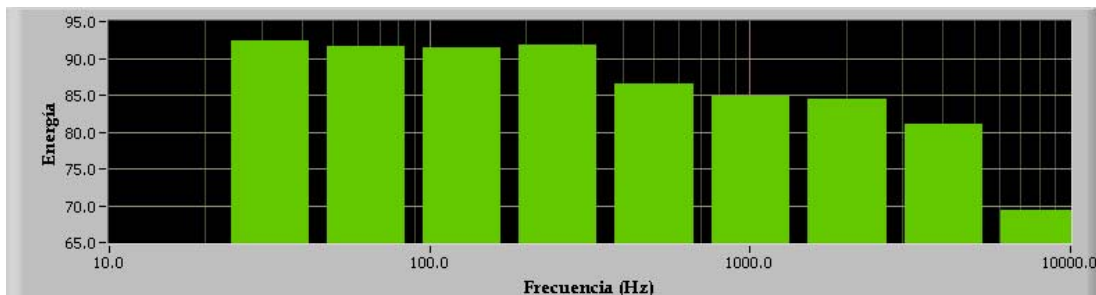


Fig. 4.8 Análisis de octavas de un 747-400

Para el análisis de octavas la banda de frecuencia mínima usada es de 31.5 Hz y la máxima es de 8000 Hz.

El análisis de octavas se realiza por medio de filtros pasa banda, los cuales tienen las frecuencias centrales f_c en 31.5, 63, 125, 250, 500, 1000, 2000, 4000, 8000 Hz. Para cada uno de ellos al ser filtros pasa banda requieren dos frecuencias de corte que se calculan con base en las Ec. (4.8).

$$f_{c1} = \frac{f_c}{\sqrt{2}} \quad f_{c2} = f_c \sqrt{2} \quad (4.8)$$

Siendo f_{c1} la frecuencia de corte inferior y f_{c2} la frecuencia de corte superior para cada una de las bandas.



Cuando el análisis que se realiza es de 1/n octava, entonces para calcular las frecuencias centrales de las bandas intermedias se aplica lo siguiente:

- Si N es par.

$$f_i = 1000 \times 2^{ib} \quad (4.9)$$

- Si N es impar.

$$f_i = 1000 \times 2^{\frac{(i+1)b}{2}} \quad (4.10)$$

Donde f_i es la frecuencia central del filtro i-esimo expresado en Hz, i indica el número de la banda, cuando $f_0 = 1$ KHz, que es la frecuencia de referencia, y b es el tipo de análisis de banda 1 para el análisis de octava, 1/3 para el análisis de 1/3 de octava, 1/6 para 1/6 de octava, 1/12 para 1/12 de octava y 1/24 para 1/24 de octava [ANSI S1.11, 2004; IEC1260, 1995].

En el Anexo B se presentan ejemplos de los análisis obtenidos para 1/n octavas.

4.2.2.2.4 Bandas de energía

El análisis de bandas de energía fue definido para este trabajo. Este análisis separa por bandas de frecuencias usando la envolvente de la señal, considerando los picos y los valles de la señal; y entrega como resultado el porcentaje de energía presente en cada una de las bandas respecto al total de la energía de la señal.



Esto es importante, porque permite ver en que bandas de frecuencias se concentra la mayor energía de la señal de una manera sencilla, por ejemplo en la Fig. 4.9 se puede ver como son mostrados los resultados, para este ejemplo la banda está centrada en 116.963 Hz, tiene un ancho de banda de 189.208 Hz y en estas frecuencias se encuentra concentrado el 28.5336% de la energía de la señal.

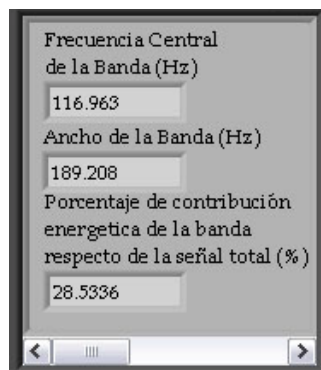


Fig. 4.9 Resultados de las bandas de energía

El análisis se calcula de la siguiente manera: Se obtiene la envolvente del espectro normalizado. Por medio de la respuesta en frecuencia de un filtro auto-regresivo (Ver Capítulo 5). Tomando dicha envolvente separa en bandas de frecuencias considerando los valles del espectro de la señal. Por último calcula el valor de la potencia por cada una de las bandas y la divide entre el total de la potencia de la señal.

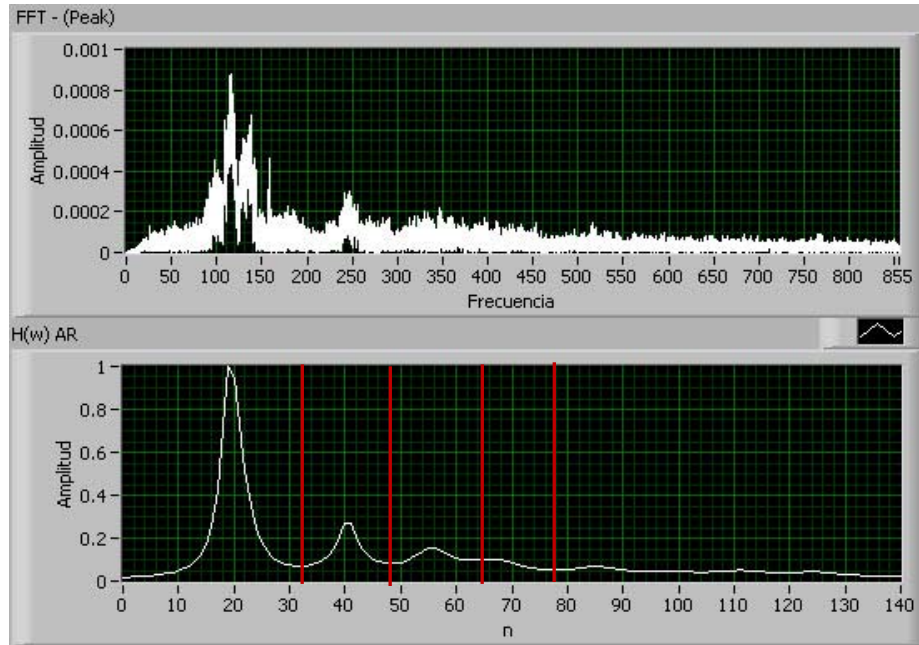


Fig. 4.10 Segmentación de las bandas de energía

Las bandas que son analizadas son aquellas que tienen picos mayores a 0.1 en la envolvente normalizada.

4.2.3 Resultados

4.2.3.1 Posibles efectos en la salud

Debido a las frecuencias contenidas dentro del ruido generado por aviones se encuentran las siguientes afectaciones:

Tabla 4.1 Afectaciones ocasionadas por el ruido.

Efecto	Frecuencias causantes	Nivel de presión sonora	Tiempo de Exposición
Desplazamiento de Umbrales Auditivos y Pérdida Auditiva [Kryter, 1985; Berglund et al, 1999; Harris, 1995]	3000 - 6000 Hz	80 dB	Meses
Dolores en el Oído [Berglund et al, 1995;	2 - 8000 Hz	140 dB	Segundos



Kryter, 1985]			
Molestias en el Oído [Berglund et al, 1995; Kryter, 1985]	50 - 8000 Hz	110 dB	Segundos
Interferencia en la Comunicación [Berglund et al, 1999; Kryter, 1985]	100 - 4000 Hz	50 dB	Minutos
Interferencia en la Comunicación [Berglund et al, 1999; Kryter, 1985]	30 - 100 Hz	90 dB	Minutos
Reducción del Rendimiento [Recuero, 1994]	2 - 2000 Hz	140 dB	Minutos
Enfermedad Vibroacústica [Alves et al, 2000]	< 500 Hz	90 dB	Años
Incremento del Pulso [Kryter, 1985]	50 Hz	128 dB	Segundos
Efectos Cardiovasculares [Berglund et al, 1999]	< 500 Hz	90 dB	Años
Variación de Frecuencia Respiratoria [Berglund et al, 1995; Kryter, 1985]	0.5 - 100 Hz	70 dB	Segundos
Molestias Estomacales [Harris, 1995]	800 Hz	80 dB	Segundos
Cambios Endocrinos [Berglund et al, 1995; Kryter, 1985]	3000 - 4000 Hz	80 dB	Días
Tos y Ahogamiento [Kryter, 1985]	60 a 73 Hz	80 dB	Segundos
Efectos en la Vista (Vibración del campo visual) [Recuero, 1994, Kryter, 1985]	4 a 800 Hz	110 dB	Segundos
Vibraciones en el Cuerpo [Recuero, 1994]	4 a 100 Hz	105 dB	Segundos
Estrés [Ostrosky, 2001]	Todo el espectro	105 dB	Minutos
Alteración del Sueño [Michaud, 2007; Knipschild, 1977]	Desconocida (se relaciona con el ruido de aviones)	45 dB	10 - 15 eventos por noche
Hipertensión [Knipschild, 1977; Ostrosky, 2001]	Desconocida (se relaciona con el ruido de aviones)	50 dB	Años

El estrés puede tener diversas manifestaciones tanto físicas como psicológicas. Algunos ejemplos pueden ser: alergias, urticaria, dolor de espalda, calambres musculares, asma,



bronquitis, presión elevada, migraña, ulcera duodenal, colitis, obesidad, ansiedad, angustia, fatiga, etc. [Ostrosky, 2001].

Casi todas las afectaciones aún siguen siendo objeto de estudio.

Incluso, durante cada una de las mediciones realizadas para este trabajo se pudieron sentir algunos efectos, tales como dolor de cabeza, zumbido en los oídos, fatiga; y a pesar de que las mediciones tenían una duración de aproximadamente 3 horas los efectos continuaban horas después de haber concluido.

El sistema proporciona información acerca de las posibles afectaciones potenciales a la salud, cuando el Lmax calculado es mayor o igual al nivel de presión sonora mostrado en la Tabla 4.1.



4.11 Efectos potenciales ocasionados por un 747-400. Vista básica

En la Fig. 4.11 se puede ver como el sistema muestra de manera básica algunas afectaciones ocasionadas por un 747-400, en específico muestra que ese ruido puede ocasionar molestias en el oído, si ese sonido se mantiene durante algunos segundos.



4.12 Efectos potenciales ocasionados por un 747-400. Vista avanzada

En la Fig. 4.12 se muestra la misma afectación mostrada en la Fig. 4.11, pero en este caso, se describe de manera más detallada las condiciones necesarias para que la afectación se presente, es decir, el tiempo de exposición al sonido es de segundos, con un nivel de sonido de 110 dB y que el sonido que lo provoque se encuentre entre 50 y 8000 Hz.

En el Anexo C se presentan más afectaciones ocasionadas por el ruido.

CAPÍTULO 5. RECONOCIMIENTO DE PATRONES (IDENTIFICACIÓN DEL RUIDO DE AVIONES)

5.1 Generación de patrones

5.1.1 Características de la señal

El ruido de avión es considerado como una señal no estacionaria y transiente. Ya que empieza y termina en un nivel cero y tiene una duración finita.

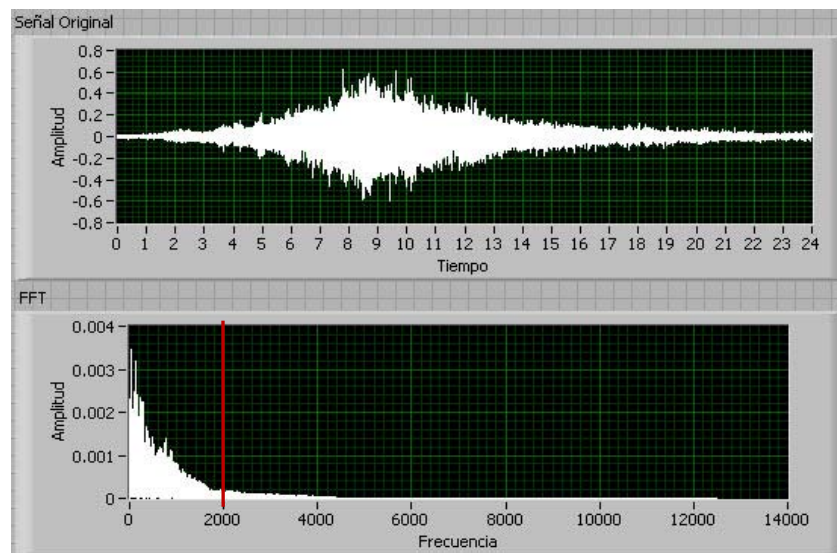


Fig. 5.1 Señal y espectro de frecuencias del ruido del despegue de un MD87

Como se puede apreciar en la Fig. 5.1 la mayor energía de la señal se encuentra por debajo de los 2 KHz, además de que se puede ver que en este caso si bien la señal empieza y termina en nivel cero, se encuentra presente un ruido de fondo durante la medición que es más notorio hacia los bordes, ya que en la parte central, el ruido del avión enmascara al ruido de fondo. Es por eso que la señal que se tiene esta descrita por la Ec. (5.1)



$$S(t) = \alpha_0 R_{avión}(t) + \alpha_1 R_{fuente\ 1}(t) + \dots + \alpha_n R_{fuente\ n}(t) \quad (5.1)$$

Es decir, la suma del ruido de las diversas fuentes sonoras, los cuales son alterados por un factor α el cual depende del clima, el efecto Doppler, entre otros.

El problema para realizar la identificación es que se tienen un sinnúmero de fuentes sonoras, que pueden afectar la clasificación, y al ser tan diversas, como ladridos, sonidos de aves, campanas, martillos, etc.; es complicado poder definir un filtro digital para atenuar cada una de ellas. Es por eso que el método de generación de patrones pretende atenuar el ruido de fondo de manera global como se describe a continuación.

5.1.2 Diagrama a bloques de la generación de patrones

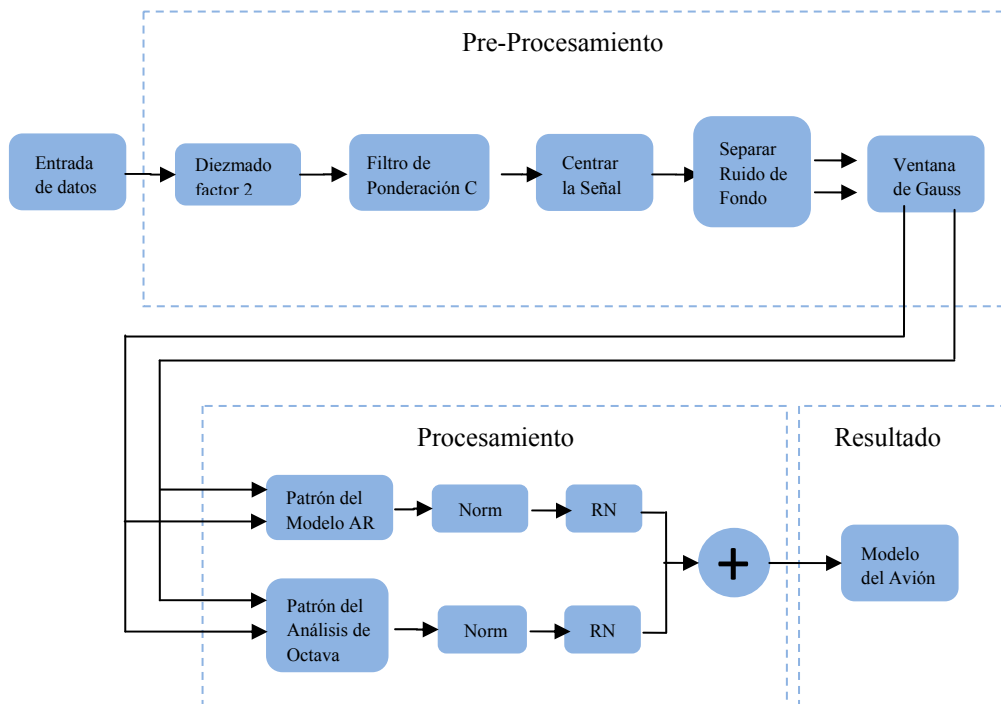


Fig. 5.2 Diagrama a bloques de la generación de patrones

5.1.3 Pre-procesamiento

5.1.3.1 Diezmado

Se debe de re-muestrear la señal a 12500 Hz, en lugar de los 25 KHz. Si bien este paso no es necesario, ayuda a aligerar la carga computacional en un 75%. Además de que los resultados son muy similares.

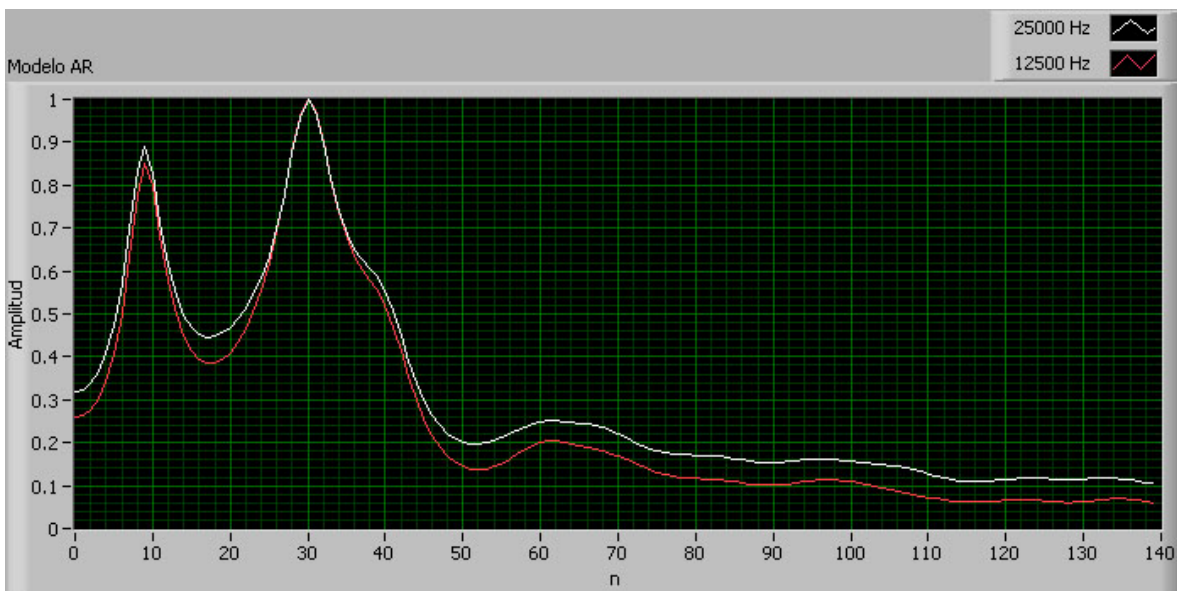


Fig. 5.3 Comparativo del resultado del modelo AR a diferentes frecuencias de muestreo.

Como se puede apreciar en la Fig. 5.3 si bien hay diferencias entre los valores de las dos gráficas, la forma es prácticamente la misma, por lo que el cambio en la frecuencia de muestreo no afecta al reconocimiento y en cambio disminuye la carga computacional en gran medida.

5.1.3.2 Filtro de ponderación C

Este filtro atenúa las bajas frecuencias y esto ayuda a mantener más estable la forma del espectro ante diferentes muestras del mismo avión, ya que la respuesta de los micrófonos a



bajas frecuencias no necesariamente es adecuada especialmente por debajo de los 20Hz. Este filtro fue creado para modelar la respuesta del oído humano ante sonidos de gran intensidad. Se utiliza para evaluar sonidos ambientales, así como, sonidos de baja frecuencia en la banda de frecuencias audibles. En la sección 4.2.1.2 se describe su forma de cálculo.

5.1.3.3 Centrado de la señal

Se hace buscando el punto de mayor intensidad y viendo cual de los extremos está más cerca y tomando el mismo número de puntos hacia el lado contrario. Esto sirve para dos cosas. La primera ayuda a eliminar ruido que es más notorio hacia los extremos ya que en el centro el ruido del avión enmascara en su gran mayoría el ruido de fondo. La segunda prepara a la señal para aplicarle una ventana a toda la señal. Posteriormente se normaliza la señal.

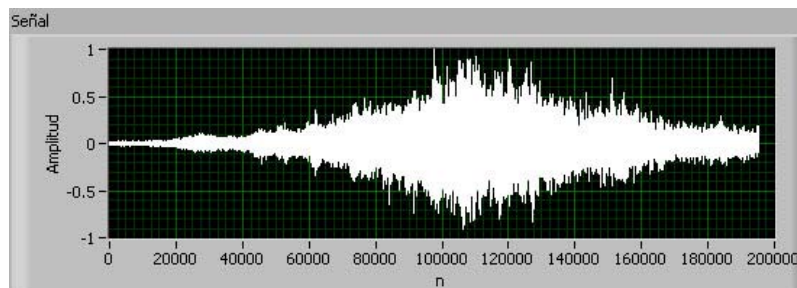


Fig. 5.4 Señal de un MD87 ponderada, centrada y normalizada

5.1.3.4 Separación del ruido de fondo

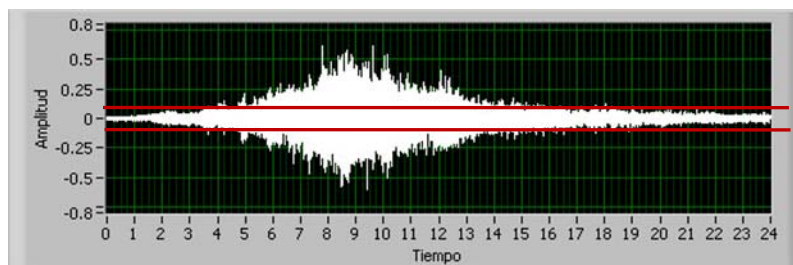


Fig. 5.5 Señal y desviación estándar



La Fig. 5.5 muestra una señal típica de un avión, en la cual, se puede ver que el sonido del avión es menor a la duración total de la medición, esto garantiza que el sonido del avión este dentro de la medición pero a su vez ocasiona que hacia los bordes se encuentre ruido de fondo.

El ruido de fondo que se localiza hacia los bordes, se atenúa al centrar la señal y al aplicar una ventana Gaussiana, sin embargo al centro de la señal se sigue teniendo ruido de fondo, el cual es enmascarado por el ruido del avión, pero no totalmente. Para disminuir el efecto causado por lo que queda del ruido de fondo contenido en el ruido del avión, se determinó de manera heurística que al tomar los valores menores a la desviación estándar de la señal, estos corresponden al ruido de fondo que se localiza hacia los bordes (ver Fig. 5.5), ahora bien, se puede suponer que el ruido de fondo se mantiene constante durante la medición, por lo que se infiere que si se toman los valores menores a la desviación estándar de la señal se tiene el ruido de fondo de la señal.

Para obtener el ruido de fondo de la señal se calcula la desviación estándar de la señal, se obtienen los valores menores a la desviación estándar, y los valores mayores se llevan a 0. La desviación estándar se calcula mediante la Ec. (5.2).

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2} \quad (5.2)$$

Donde N es el tamaño del arreglo de datos, x_i es cada uno de los valores contenidos en el arreglo y \bar{x} es el promedio del arreglo.

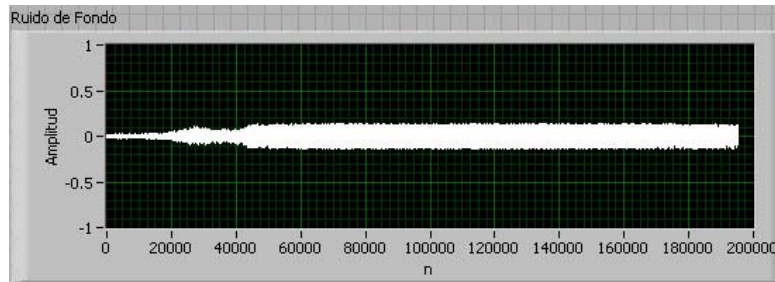


Fig. 5.6 Ruido de fondo de la señal

La Fig. 5.6 muestra el resultado de la separación del ruido de fondo. Los datos obtenidos sirven para construir un filtro que modela al ruido de fondo.

5.1.3.5 Ventaneo Gaussiano

Aplicar una ventana de Gauss a las dos señales que se tienen: la señal del ruido de avión y la señal resultante de separar el ruido de fondo, lo cual sirve para resaltar las características espectrales del centro de la señal que es donde se encuentra la mayor energía de la señal. La ventana de Gauss tiene la ventaja de que al usar un valor como la desviación estándar que es un parámetro que se calcula directamente sobre los datos, se puede decir que es una ventana auto-ajustable y de manera visual el resultado que se obtuvo fue que ayudo más que otras ventanas a resaltar la información central y a atenuar los extremos de la señal. La ventana se calcula usando la Ec. (5.3).

$$W_g(x) = e^{-\frac{x^2}{2\sigma^2}} \quad (5.3)$$

El valor de la desviación estándar se toma del calculado en el paso 5.1.3.4.

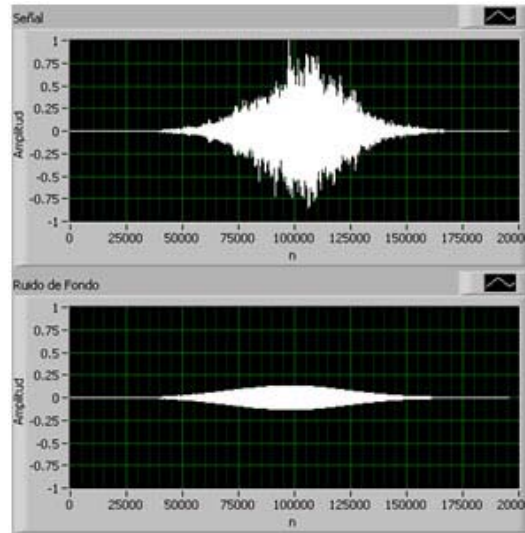


Fig. 5.7 Señal y ruido de fondo ventaneados

5.1.4 Procesamiento

5.1.4.1 Modelo Auto-Regresivo

A las señales mostradas en la Fig. 5.7 se les aplica el modelo auto-regresivo para modelar el comportamiento del ruido del avión. Este modelo considera que un sonido puede ser descrito como un filtro IIR con entrada de ruido blanco, el cual al pasar a través del mismo genera el sonido [Chu, 2003; Perez-Meana, 2007; García, 2000]. Este filtro está descrito mediante la Ec. (5.4).

$$H_s(z) = \frac{1}{\sum_{i=0}^M a_i z^{-i}} = \frac{1}{A(z)} \quad (5.4)$$

Por lo tanto, lo primero que se hace es calcular $A(z)$ que son los coeficientes del filtro. El vector $A(z)$ se calcula resolviendo la Ec. (5.5) por el método de Levinson – Durbin [Pérez-Meana, 2007].



$$\begin{bmatrix} R_{ss}(0) & R_{ss}(-1) & \dots & R_{ss}(-(p-1)) \\ R_{ss}(1) & R_{ss}(0) & \dots & R_{ss}(-(p-2)) \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ R_{ss}(p-1) & R_{ss}(p-1) & \dots & R_{ss}(0) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_p \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} R_{ss}(1) \\ R_{ss}(2) \\ \vdots \\ R_{ss}(p) \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

$R_{ss}(k) = R_{ss}(-k)$ por lo tanto $R_{ss}(-1) = R_{ss}(1)$ y así sucesivamente.

Para obtener los valores de $R_{ss}(k)$, se utiliza la Ec. (5.6).

$$R_{ss}(k) = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{N-1-|k|} S(i+|k|)S(i) \quad \text{para } |k| < p+1 \quad (5.6)$$

El factor $1/N$, es el factor de escala de la autocorrelación parcial, el cual garantiza la estabilidad de los coeficientes [Pérez-Meana, 2007].

Se debe escoger un número p , mientras más grande es, la respuesta en frecuencia del filtro se aproxima más a la FFT. El número usado para este caso es $p = 156$ (se obtuvo de manera heurística) y se eligió este ya que si el p es menor se pierden rasgos, y si es mayor es más susceptible a las variaciones entre patrones de las misma clase, las cuales pueden ser ocasionadas por el viento, la humedad, las variaciones de velocidad a las que despega el avión, o simplemente las diferencias que se encuentran de un motor a otro; pero a la vez permite diferenciar entre las distintas clases de aviones.

Se obtiene la respuesta en frecuencia $H(w)$ del filtro IIR con base en Ec. (5.7).

$$H(w) = \frac{FFT(1)}{FFT(A(z))} \quad (5.7)$$



Los coeficientes obtenidos después de aplicar la FFT se dividen término a término. Se utilizó una FFT de 2048, ya que esta permite una buena precisión con pocos valores.

Se calcula la magnitud de cada componente del vector dado por la Ec. (5.8)

$$|H(w)| = \sqrt{Re^2 + Im^2} \quad (5.8)$$

Al haber aplicado la FFT de 2048 a una señal muestreada a 12,500Hz nos entrega 1024 coeficientes equivalentes a 6,250 HZ. De los 1024 valores gran parte de ellos son ceros y otros muchos son valores que no permiten distinguir entre clases, es por eso que sólo se tomaron los primeros 140 puntos, que es donde se encuentran las mayores diferencias entre las clases.

El modelo auto-regresivo se aplica a las dos señales obtenidas mediante el pre-procesamiento y mostradas en la Fig. 5.7.

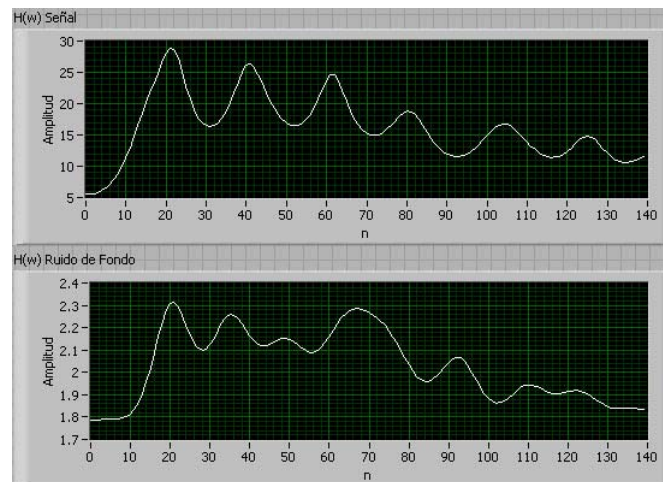


Fig. 5.8 Respuesta en frecuencia del modelo AR de la señal y del ruido de fondo de un MD87

Ahora se le restan los coeficientes $H(w)$ del ruido de fondo a los coeficientes $H(w)$ de la señal.



Debido a la resta algunos de los coeficientes pueden ser negativos, en tal caso se toman como 0. Esta resta atenúa las frecuencias introducidas por el ruido de fondo en el ruido producido por el avión.

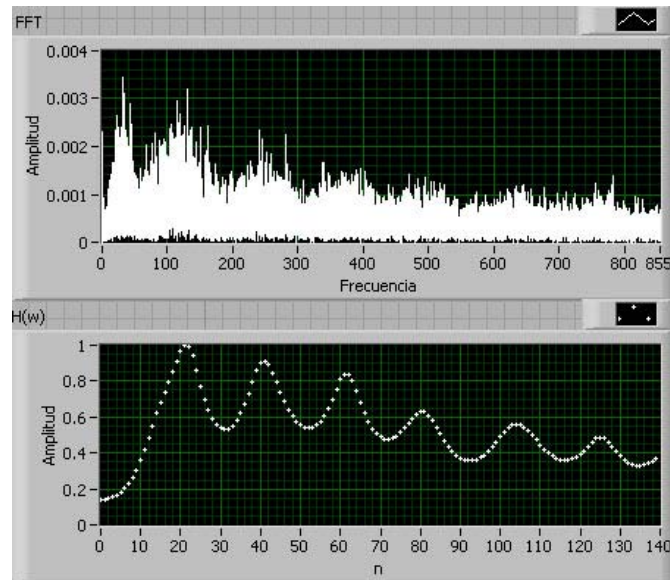


Fig. 5.9 FFT y respuesta en frecuencia del modelo AR de un MD87

Como se puede ver en la Fig. 5.9 la $H(w)$ con pocos puntos se aproxima a la envolvente de la FFT, pero con algunas diferencias. La principal es que como se aprecia el primer pico mostrado en la FFT no aparece, esto se debe al filtro de ponderación C y a los coeficientes $H(w)$ restados del ruido de fondo. Esto ayuda a mantener más estables los $H(w)$ de distintos aviones de la misma clase.

5.1.4.2 Análisis de 1/12 de octavas

Para complementar la información obtenida usando el modelo auto-regresivo, se utiliza el análisis de 1/12 octavas para obtener patrones y entrenar una segunda red neuronal, el modelo auto-regresivo proporciona información frecuencial de manera lineal, pero hay información que puede pasar inadvertida en esa clase de análisis y que al hacer un análisis



de 1/12 de octavas resulta más notorio ya que en este caso se usa una escala logarítmica. Se utilizó el 1/12 de octavas ya que si se utilizan análisis como 1/3 o 1/6 de octavas se obtienen pocos valores y no permiten la clasificación, y si se utiliza el 1/24 las bandas son demasiado estrechas.

Para este análisis se usaron las bandas de frecuencias (Hz) centradas en: 129, 136, 144, 153, 162, 172, 182, 193, 204, 216, 229, 243, 257, 273, 289, 306, 324, 343, 364, 386, 408, 433, 459, 486, 510, 550, 580, 610, 650, 690, 730, 770, 820, 870, 920, 970, 1030, 1090, 1160, 1220. Calculados en base a lo mostrado en [ANSI S1.11, 2004; IEC1260, 1995]. Se empieza a partir de la banda centrada en 129 Hz, ya que si se empieza con un valor más pequeño, la banda es tan estrecha que es muy similar a la información obtenida por el modelo AR.

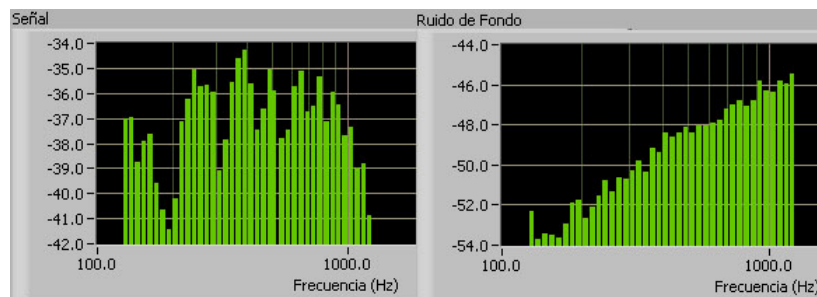


Fig. 5.10 Valores resultantes del análisis de 1/12 de octava.

Izquierda: valores de la señal de ruido de avión.

Derecha: valores de la señal del ruido de fondo.

Los valores son negativos ya que el análisis se hizo con los valores sin haber sido convertidos a Pa, pero lo importante no es el valor obtenido si no la forma y esa es la misma. Sin embargo, los valores resultantes no son prácticos para ingresarlos a una red neuronal, ya que son negativos y con valores muy dispersos es por eso que hay que acondicionarlos de la siguiente manera:



- Aplicar la Ec. (5.9).

$$O(f_i) = \left| \frac{1}{\text{Band Power}(f_i)} \right| \quad (5.9)$$

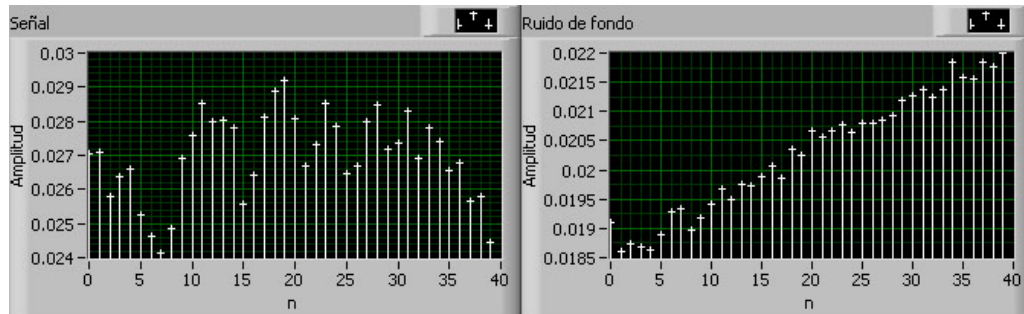


Fig. 5.11 Análisis de 1/12 de octava acondicionado

Esto hace que los valores sean positivos y sigan manteniendo la misma forma. Al aplicar esto a ambas señales se obtiene la $O(f)_{señal}$ y la $O(f)_{ruido}$.

- A continuación se restan los coeficientes $O(f)_{ruido}$ a los coeficientes $O(f_i)_{señal}$, es decir se aplica la Ec. (5.10).

$$O(f)_{resultante} = O(f)_{señal} - O(f)_{ruido} \quad (5.10)$$

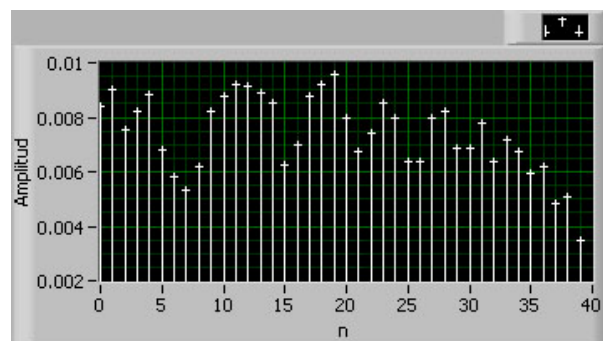


Fig. 5.12 Análisis de 1/12 de octava de un MD87 sin ruido de fondo.

Como resultado se obtienen 40 valores los cuales se usan para entrenar una red neuronal.



5.1.4.3 Normalización

Se tienen 140 valores obtenidos del modelo AR y 40 valores del análisis de 1/12 de octava, ahora lo que falta es normalizar estos valores para que al ingresarlos a una red neuronal sea más sencillo su reconocimiento, esto se hace poniendo todos los valores en un rango de 0 a 1. Para este trabajo, se usa la siguiente normalización.

Para el caso del modelo AR:

- Se toma el valor máximo de los $H(w)$ y se divide entre todos los puntos, como se presenta en la Ec. (5.11) (normalización clásica).

$$H_{norm}(w) = \frac{H(w)}{MAX(H(w))} \quad (5.11)$$

- Se calcula el promedio y la desviación estándar de $H_{norm}(w)$ y se aplica la Ec. (5.12) (normalización propuesta).

$$H_{norm\ 2}(w) = \frac{H_{norm}(w)}{(\mu + \sigma)\alpha} \quad (5.12)$$

Donde μ es el promedio, σ es la desviación estándar de $H_{norm\ 2}$ y $\alpha = 3$ es un factor para lograr que la mayoría de los valores de $H_{norm\ 2}(w)$ sea menor que 1.

Al hacer la normalización de esta manera se hace que en caso de que algún valor de $H(w)$ se salga de rango, los demás permanezcan estables. Ver Fig. 5.13.

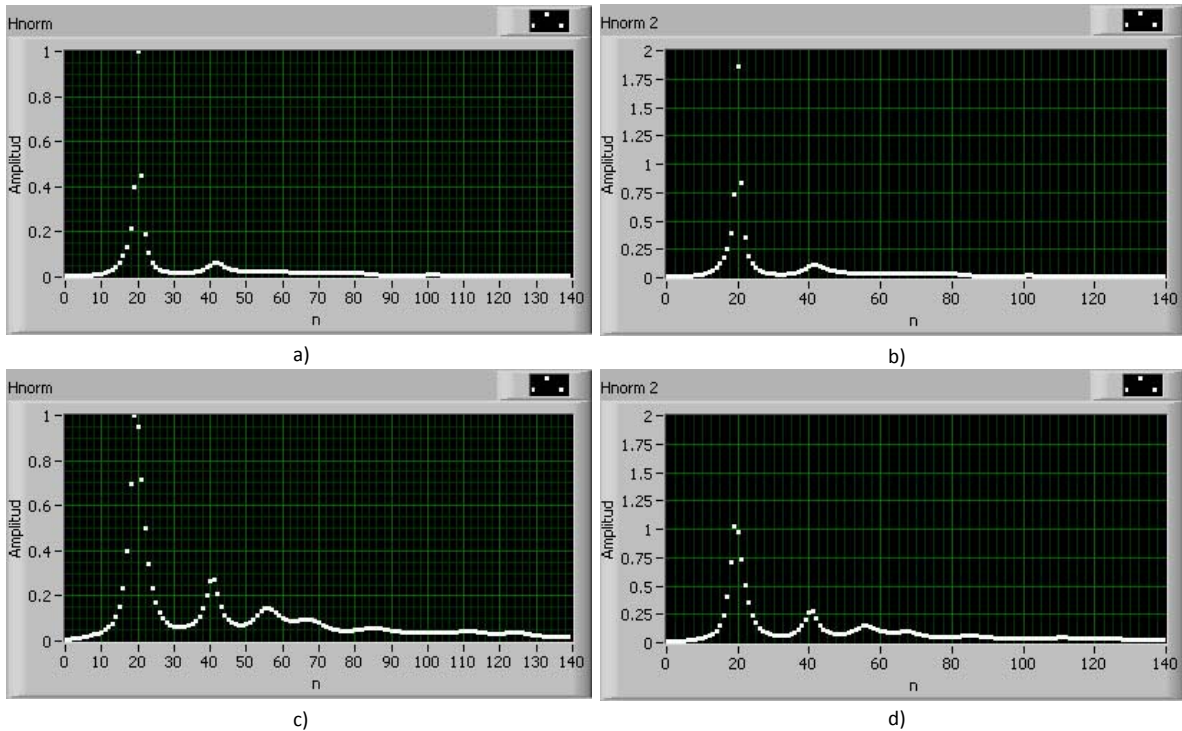


Fig. 5.13 Comparativo de normalización clásica y normalización propuesta. a) ATR-42 (1) con normalización normal, b) ATR-42 (1) con normalización propuesta. c) ATR-42 (2) con normalización normal, d) ATR-42 (2) con normalización propuesta.

La Fig. 5.13 muestra dos aviones ATR-42, con amplias variaciones entre ellos. Se observa que en la normalización clásica *a)* y *c)*, el segundo pico se multiplica por 4 es decir cambia de 0.05 a poco más de 0.2, en cambio al utilizar la normalización propuesta *b)* y *d)* la variación es de 0.15 a poco más de 0.35 es decir se multiplica por un factor de 2.33. Las diferencias entre los dos ATR-42 se deben únicamente a la componente $n = 20$ como se aprecia en *a)* esa componente es muy grande por lo que atenúa a los demás puntos. En cambio al usar la normalización propuesta si bien la componente $n = 20$ se sale de rango, queda en un valor de 1.85 los demás puntos son afectados en menor medida, por lo cual se mantienen más estables, y por lo tanto se facilita el reconocimiento.

Para el caso del análisis de octavas, las fórmulas y el factor α son los mismos.



5.1.4.4 Indicadores estadísticos

Adicionalmente a los modelos AR y al análisis de 1/12 de octava, se tienen dos valores que se usan para ayudar al reconocimiento, estos se calculan con base en indicadores estadísticos.

$$I1 = \frac{L_{50}}{L_{10}} \quad I2 = \frac{LEQ}{L_{max}} \quad (5.13)$$

Los indicadores mostrados sirven como invariantes a la distancia de medición, ya que si se varia la distancia de medición los indicadores cambian, pero no su relación. Ya que si se mide más lejos el ruido del avión es menor, pero afecta de la misma manera a los indicadores. Esto es válido siempre que el ruido de fondo en la nueva posición no sea mayor a L_{50} .

5.2 Modelo neuronal

5.2.1 Corpus de ruido de aviones

La obtención de los ruidos de aviones se realiza mediante el método descrito en el Capítulo 6. El corpus de ruido de aviones está conformado por sonidos grabados a 25 KHz durante 24 segundos, los cuales fueron obtenidos durante 4 días de medición y bajo diferentes circunstancias como se muestra en la Tabla 5.1.

Tabla 5.1 Características de las mediciones del corpus de ruido de aviones

Fecha de Medición	Hora de la Medición	Temperatura	Humedad	Velocidad del Viento
31 de Junio de 2007	9:34 hrs	19° C	64 %	12 Km/h N
6 de Julio de 2007	10:13 hrs	25° C	23%	7 Km/h NE



13 de Diciembre de 2007	10:39 hrs	18° C	51%	Sin viento
21 de Diciembre de 2007	10:57 hrs	17° C	34%	Sin viento

Se tienen 149 sonidos almacenados los cuales se dividen de la siguiente forma:

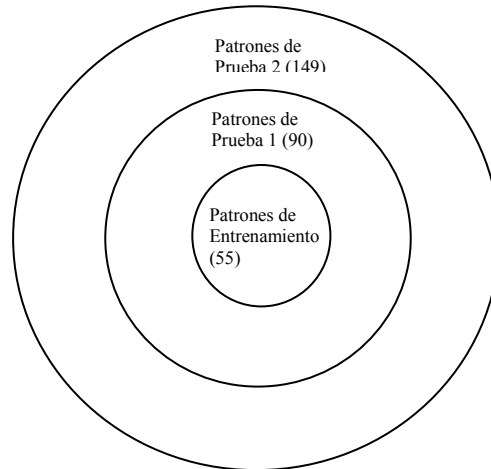


Fig. 5.14 Clasificación de conjuntos de patrones

La asignación de la clasificación se hace por medios visuales y la clasificación se basa en marca y modelo. Para facilitar su reconocimiento a simple vista, se obtuvo información de la flota de cada una de las aerolíneas mexicanas que tienen actividades en el AICM (Ver Anexo D).

Los patrones de prueba 2 son todos los sonidos almacenados y clasificados mediante marca y modelo. Los patrones de prueba 1 son los sonidos que fueron corroborados mediante fotos (Ver Fig. 5.15), mediante niveles estadísticos similares tanto los obtenidos por el sistema, como por un sonómetro externo, también son sonidos los cuales están totalmente contenidos dentro de los 24 segundos de medición y que están clasificados mediante sus características espectrales. Los patrones de entrenamiento son un subconjunto de los patrones de prueba, los cuales son los más representativos de cada clase.



Fig. 5.15 Ejemplo de foto tomada en el AICM. (Pertenece a un Fokker F100)

Las características espectrales dependen del tipo de turbina que tengan, así como de la configuración que tienen. En la Tabla 5.2 se muestran algunas de las configuraciones que tienen los distintos aviones.

Tabla 5.2 Modelos y tipo de turbinas utilizadas. (Información proporcionada por los fabricantes)

Marca y Modelo	Motorización
Airbus A318	CFMI CFM56-5 Pratt & Whitney PW 6122A
Airbus A319 y A320	CFMI CFM56-5 IAE V2500
Avions de Transport Régional ATR-42-300	Pratt & Whitney PW120
Avions de Transport Régional ATR-42-320	PW121
Avions de Transport Régional ATR-42-500	Pratt & Whitney PW127E
Boeing 737-100 y 737-200	Pratt & Whitney JT8D
Boeing 737-300, 737-400 y 737-500	CFMI CFM56-3B
Boeing 737-600, 737-700, 737-800 y 737-900	CFMI CFM56-7B
Boeing 747-400	Pratt & Whitney PW4062 Roll-Royce RB211-524H2-T General Electric CF6-80C2B5F



Boeing 757-200 y 757-300	Roll-Royce RB211 Pratt & Whitney PW2037 Pratt & Whitney PW2040 Pratt & Whitney PW2043
Boeing 767-200ER	Pratt & Whitney PW4000-94 General Electric CF6-80C2
Boeing 767-300ER	Pratt & Whitney PW4000-94 General Electric CF6-80C2 Roll Royce RB211-524H
Boeing 777-200 ER	Pratt & Whitney PW4090 Roll-Royce 895 General Electric 90-94B
DC9-90	JT8D-15
ERJ-145	Roll-Royce AE 3007 A
Fokker F100	Roll-Royce Tay 650-15 Roll-Royce Tay 620-15
McDonnell Douglas MD 87 y MD 88	Pratt & Whitney JT8D-217 A/C
SAAB 340B	General Electric CT7-9B

En la Tabla 5.2 se pueden ver varios motores por cada modelo de avión lo que ocasiona que el sonido producido por el avión es distinto dependiendo del motor que tenga, además de esto hay algunos motores que se incluyen en diferentes modelos de aviones, por ejemplo en el caso del CFM56-5 lo pueden tener un A318, un A319 y un A320, por lo tanto no se pueden distinguir entre ellos por el sonido.

Si bien los modelos mostrados en la Tabla 5.2 son los pertenecientes a las aerolíneas mexicanas, en las mediciones no aparecen todos los modelos, teniendo en cuenta esto, las clases que identifica el sistema se muestran en la Tabla 5.3. Esta clasificación está hecha con base en las características espectrales que tienen y las cuales son resultado del modelo



AR y del análisis de octavas. Los resultados de estos análisis para cada clase se presentan en el Anexo E.

Tabla 5.3 Clasificación del sistema

Clase	Modelos
Boeing 737-100, 737-200	737-100, 737-200
Boeing 737-600, 737-700	737-600, 737-700
Boeing 747-400	747-400
Airbus 1	A318, A319, A320
Airbus 2	A318, A319, A320
Airbus 3	A318, A319, A320
Airbus, Boeing 737-800	A318, A319, A320, 737-800, 737-900
ATR-42	ATR-42
Fokker F100	F100
Fokker F100 2	F100
Fokker F100, Boeing 737-200	F100, 737-100, 737-200
Fokker F100, Boeing 737-200 2	F100, 737-100, 737-200
MD87, MD88	MD87, MD88

5.2.2 Topología

Una vez que se tuvieron los patrones listos, se agruparon por categoría y de ahí, se escogieron los 6 patrones más representativos de cada una de las clases. Cabe señalar que a lo largo del desarrollo de este trabajo el número de categorías tuvo modificaciones, ya que en lo que se ajustaba el algoritmo de creación de patrones, el sistema no era capaz de distinguir entre algunas de las clases, por lo tanto estas se agrupaban en una sola. En otros



casos, algunas clases se refinaron al contar con más patrones obtenidos de más mediciones y con esto se podía tener con una mayor precisión.

Además cada vez que el algoritmo se modificaba se generaban varias redes neuronales con distintas neuronas intermedias y se probaba su rendimiento con los patrones de prueba 1 y se escogía a la de mejor desempeño, se probaron algunas topologías con dos capas intermedias, pero estas memorizaban demasiado y por lo tanto al probarlas con otros patrones estos eran identificados de manera incorrecta, mientras que las redes neuronales con una capa intermedia permitieron identificar mejor los patrones que no habían sido usados para entrenar. En total se hicieron pruebas con 47 redes neuronales la mayoría con una sola capa intermedia, aunque se tienen algunas con dos capas intermedias. El entrenamiento de las redes neuronales se llevó a cabo en Matlab.

Después de todas las pruebas se llegó a la siguiente topología. Se crearon dos redes neuronales Feed-Forward. La primera de 142 neuronas de entrada, 27 intermedias y 13 de salida, usando los valores obtenidos al aplicar el modelo auto-recursivo y los dos valores I_1 e I_2 obtenidos de los valores estadísticos, la segunda red con 40 neuronas de entrada, 27 intermedias y 13 de salida, obtenida a partir del análisis de 1/12 de octava. Se usaron 55 patrones para entrenar, 6 por cada clase, por lo tanto en algunas clases hay patrones repetidos. Se utilizaron dos redes en lugar de una sola debido a que resultó mucho más simple el entrenamiento de cada una de las redes de manera independiente, ya que cuando se mezclaron todos los valores en una sola red, esta no fue capaz de entrenar.

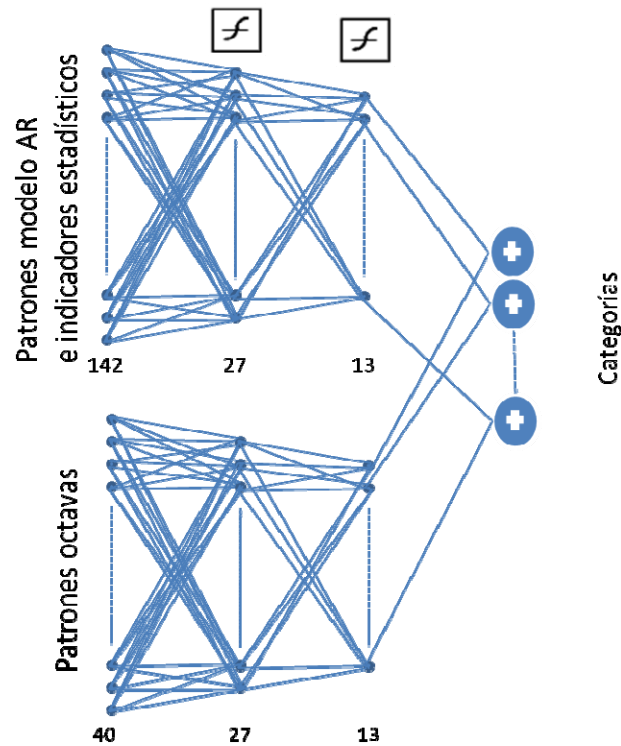


Fig. 5.16 Topología del modelo neuronal para el reconocimiento de aviones

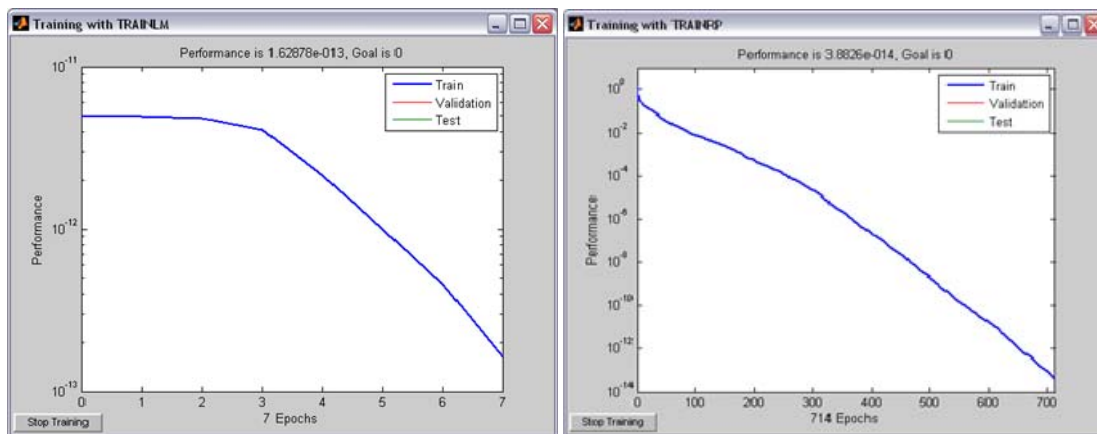


Fig. 5.17 Resultados de los entrenamientos de las redes neuronales (cortesía de Matlab)

Izquierda: red 142x27x13, derecha: red 40x27x13



Tabla 5.4 Errores por categoría. Patrones de prueba 1

Categoría	Número de patrones totales (patrones de entrenamiento)	Número de errores usando modelo AR (Auto-Regresivo)	Número de errores usando Octavas	Número de errores usando la suma de las salidas de las redes neuronales del modelo AR y octavas
Airbus 1	5 (4)	0	1	0
Airbus 2	4 (3)	0	0	0
Airbus 3	13 (6)	1	4	3
Airbus, Boeing 737-800	10 (6)	2	1	0
Atr-42	2 (2)	0	0	0
Boeing 737-100, 737-200	2 (2)	0	0	0
Boeing 737-600, 737-700	13 (6)	0	1	0
Boeing 747-400	1 (1)	0	0	0
Fokker F100	8 (5)	0	1	0
Fokker F100 2	2 (2)	0	0	0
Fokker F100, Boeing 737-200	9 (6)	0	1	0
Fokker F100, Boeing 737-200 2	11 (6)	1	1	0
MD87, MD88	10 (6)	1	3	1
Total	90 (55)	5	13	4

La Tabla 5.4 es un resumen de los resultados obtenidos usando los patrones de prueba 1. Como se puede ver los errores son distintos en cada técnica, es decir cada técnica permite identificar mejor algunas clases. Se puede apreciar que el simple hecho de sumar las salidas de las dos redes neuronales permite obtener un rendimiento superior que al usar cada técnica por separado.



Ahora bien al usar los patrones de prueba 2 los resultados son los siguientes:

Tabla 5.5 Errores por modelo. Patrones de prueba 2

Modelo	Número de errores usando modelo AR (Auto-Regresivo)	Número de errores usando la suma de las salidas de las redes neuronales del modelo AR y octavas
25 Junio		
737-700	2	2
737-200	2	2
A318, A319	1	0
A320	1	4
ATR-42	1	2
F100	1	1
MD87	4	4
6 Julio		
A318, A319	0	0
A320	0	1
737-700	1	3
737-200	1	0
747	0	0
F100	0	0
MD87, MD88	2	2
13 Diciembre		
737-200	0	0
737-700	2	2
A318, A319, A320	3	2
F100	0	1
MD87, MD88	0	0
21 Diciembre		
737-200	1	1
737-700	3	1
A318, A319, A320	1	1



F100	1	0
MD	5	3
Totales		
Totales	32	32

En la Tabla 5.5 se muestran los errores por modelo y por fecha de medición dando un total de 32 errores para cualquiera de los dos métodos el de usar la red neuronal dada por el modelo AR y los indicadores estadísticos y la suma de este con la salida de la red dada por el análisis de 1/12 de octava. Los 32 errores son el equivalente al 78.5% de efectividad.

5.2.2.1 Suma ponderada

Al igual que en la Tabla 5.4 en la Tabla 5.5 se ve que los errores son distintos dependiendo del método es por eso que se propone una suma ponderada como se muestra a continuación.

Las redes neuronales usan la función de transferencia Sigmoide mostrada en la Fig. 5.18, por lo que las salidas de las redes neuronales van de -1 a 1.

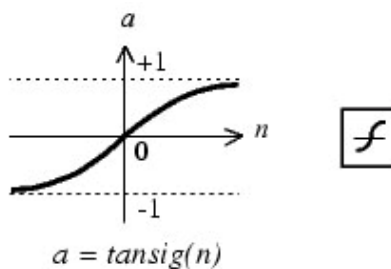


Fig. 5.18 Función de Transferencia Sigmoide

Es por eso que a las salidas de las dos redes neuronales se le suma 1 para hacerlos positivos, posteriormente se multiplican por lo mostrado en la Tabla 5.6.



Tabla 5.6 Coeficientes para la suma ponderada

Clase	Red AR	Red Octavas
ATR-42	1	1
Airbus 2	1.7	0.3
Fokker F100	1.7	0.3
Airbus 3	1.4	0.6
MD87, MD88	0.9	1.1
Fokker F100, Boeing 737-200 2	1.15	0.85
Airbus, Boeing 737-800	0.9	1.1
Boeing 737-600, 737-700	1.5	0.5
Fokker F100, Boeing 737-200	1.7	0.3
Boeing 737-100, 737-200	1.8	0.2
Fokker F100 2	2	0
Airbus 1	1	1
Boeing 747-400	1	1

Por último después de multiplicar las salidas de las redes por los coeficientes mostrados en la Tabla 5.6 se suman los valores de cada una de las clases. Es decir, el resultado obtenido de la red AR ponderada para un ATR-42 se suma al resultado ponderado de la red de Octavas para un ATR-42. Usando la suma ponderada los resultados obtenidos son:

Tabla 5.7 Errores por modelo usando suma ponderada. Patrones de prueba 2

Modelo	Número de errores usando la suma ponderada
25 Junio	
737-700	2
737-200	1
A318, A319	1
A320	1
ATR-42	2



F100	0
MD87	4
6 Julio	
A318, A319	0
A320	0
737-700	1
737-200	1
747	0
F100	0
MD87, MD88	2
13 Diciembre	
737-200	0
737-700	2
A318, A319, A320	1
F100	0
MD87, MD88	0
21 Diciembre	
737-200	0
737-700	1
A318, A319, A320	1
F100	0
MD	5
Totales	25

Esto es, se paso de un 78.5% a un 83.2%.

Los patrones de prueba 2, pueden tener errores en la clasificación ya que hay algunos que sólo fueron observados en el momento del paso del avión y no se cuenta con medios como fotos, para poder corroborar el modelo del avión. Esto puede explicar en parte la diferencia en la eficiencia obtenida con los patrones de prueba 1 y los patrones de prueba 2.



Los valores obtenidos en la Tabla 5.6 fueron obtenidos ajustando los resultados de los patrones de prueba 2 y considerando que la suma de los dos valores a multiplicar para todas las clases fuera el mismo, en este caso 2. Con esto se garantiza que ninguna clase tenga “ventaja” sobre las otras.

Por ejemplo, si para una clase el factor es 2 y para otro es 3, a pesar de que la primera clase sea la correcta, es posible que el sistema detecte como correcta la clase 2, porque al multiplicarse por un factor de 3 el valor sea mayor que el de la clase 1 que fue multiplicado por 2. Por eso, la suma de los factores que se usan para cada clase debe ser la misma.

5.2.3 Ejemplos de ruidos de aviones

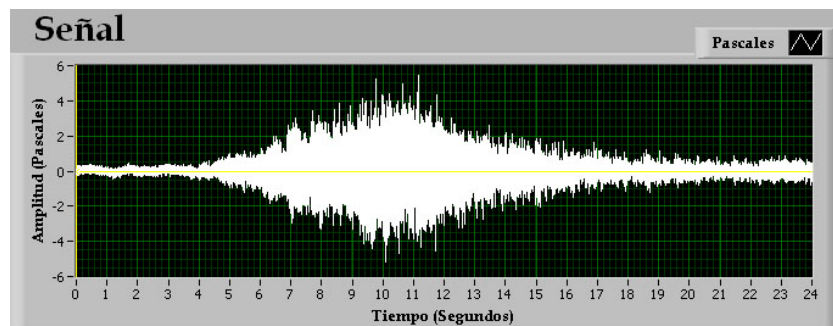


Fig. 5.19 Sonido de patrón de prueba 1. Airbus 1 (correctamente identificado)

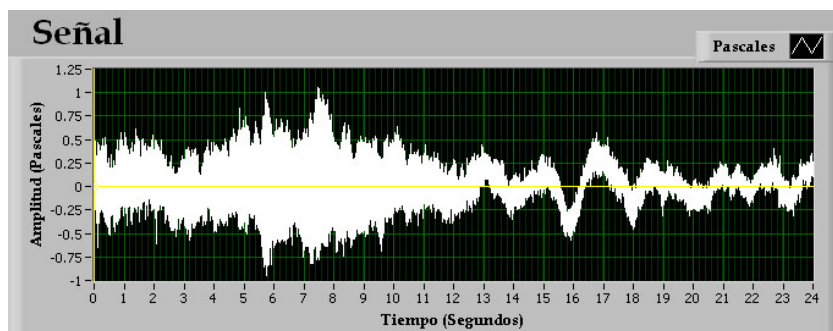


Fig. 5.20 Sonido de patrón de prueba 2. ATR-42 (correctamente identificado)

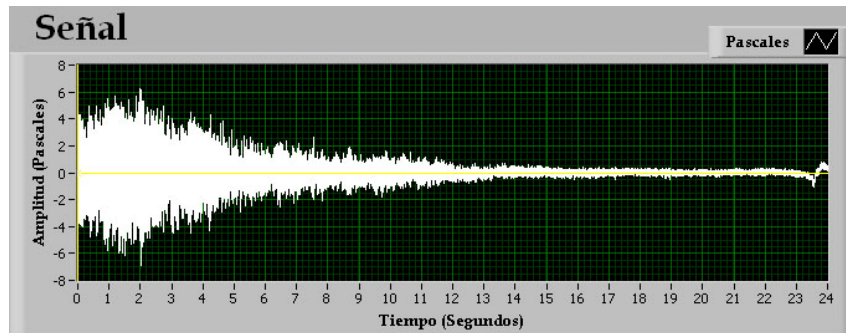


Fig. 5.21 Sonido de patrón de prueba 2. MD87 (correctamente identificado)

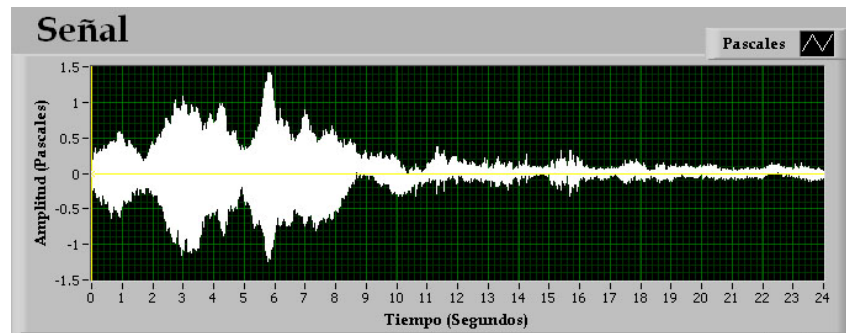


Fig. 5.22 Sonido de patrón de prueba 2. ATR-42 (identificado como un 747-400)

Ven el anexo E se presentan gráficas de ruidos de aviones y sus respectivos patrones usados para el entrenamiento de las redes.



CAPÍTULO 6. PRUEBAS DEL SISTEMA

6.1 Punto de medición

Cuando se mide el ruido de un avión, la norma NOM-036-SCT3-2000 indica que se deben de tener tres puntos de referencia:

- ***Punto de referencia de medición de ruido lateral a plena potencia.***
 - Para aviones de reacción. Punto en la paralela al eje de la pista, a 450 m del eje de la pista, en el que el nivel del ruido de despegue sea máximo.
 - Para aviones propulsados por hélice. Punto en la prolongación del eje de la pista, a 650 m verticalmente bajo la trayectoria de ascenso inicial a plena potencia de despegue.
- ***Punto de referencia de medición de ruido de sobrevuelo.*** Punto en la prolongación del eje de la pista a una distancia de 6.5 km del comienzo del recorrido de despegue.
- ***Punto de referencia de medición de ruido de aproximación.*** Punto sobre el terreno en la prolongación del eje de la pista a 2,000 m del umbral. En terreno horizontal, este punto se encuentra a 120 m por debajo de la trayectoria de descenso de 3° que intercepta la pista a 300 m más allá del umbral.

Ahora bien este trabajo se centra en los despegues de los aviones por lo que los puntos de referencia lateral y de sobrevuelo, son los más relevantes. El punto de sobrevuelo se encuentra sobre la carretera México-Texcoco a la alturas de unos terrenos baldíos por lo que no es muy útil para ver los niveles a los que está expuesta la población.

Y en referencia al punto de medición lateral, aproximadamente el 90% de los aviones son de reacción, por lo que la medición se debería realizar a 450 m del eje de la pista. Sin embargo como se puede apreciar en la Fig. 6.1 debido a una mala planeación, las casas más cercanas al aeropuerto se encuentran aproximadamente entre 100 y 150 m del eje de la

pista. Y en estas casas se pueden alcanzar hasta 120 dB por lo que es el punto de medición más crítico que se tiene.



Fig. 6.1 Mapa del AICM

El punto de medición se encuentra aproximadamente a 130 m de manera perpendicular al eje de la pista. La línea roja mostrada en la Fig. 6.1 muestra la ruta “normal” de despegue en la pista 1. Esto puede variar dependiendo de la dirección del viento, ya que tanto para aterrizar como para despegar se debe de tener el viento en contra. El despegar de manera inversa llega a suceder durante los meses de junio y julio en las tardes principalmente. El punto de despegue mostrado en la Fig. 6.1, puede variar dependiendo el tipo de avión y la carga que lleve.

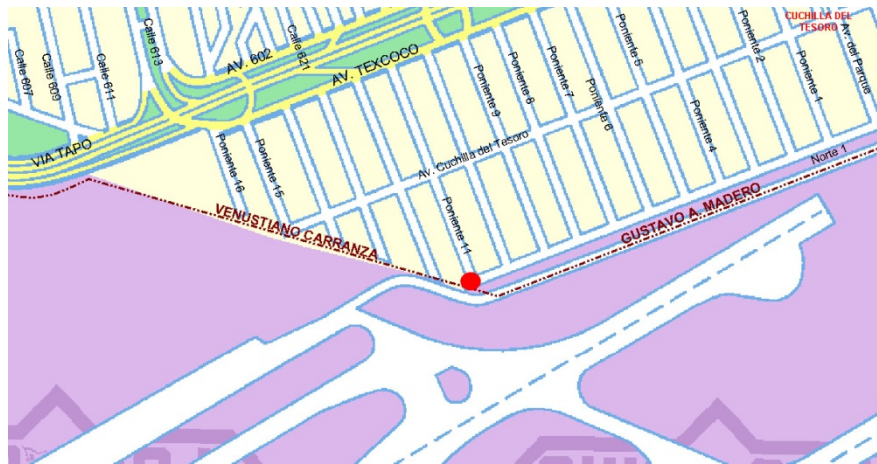


Fig. 6.2 Punto de medición

El punto de medición se encuentra en la esquina de Poniente 11 y Norte 1 Col. Cuchilla del Tesoro. Con coordenadas $19^{\circ}26'41''$ N, $99^{\circ}3'44''$.

Ese punto de medición además de permitir capturar el ruido de los despegues, tiene altos niveles de ruido todo el tiempo debido a que cerca de este punto muchos aviones dan vuelta para ingresar a las puertas de abordaje de la terminal 1.

Este punto además permite realizar mediciones a campo abierto, ya que no hay estructuras que reflejen o distorsionen demasiado el ruido.

Contornos de Ruido - Escenario de Operación Continua de las Pistas 05 I/D

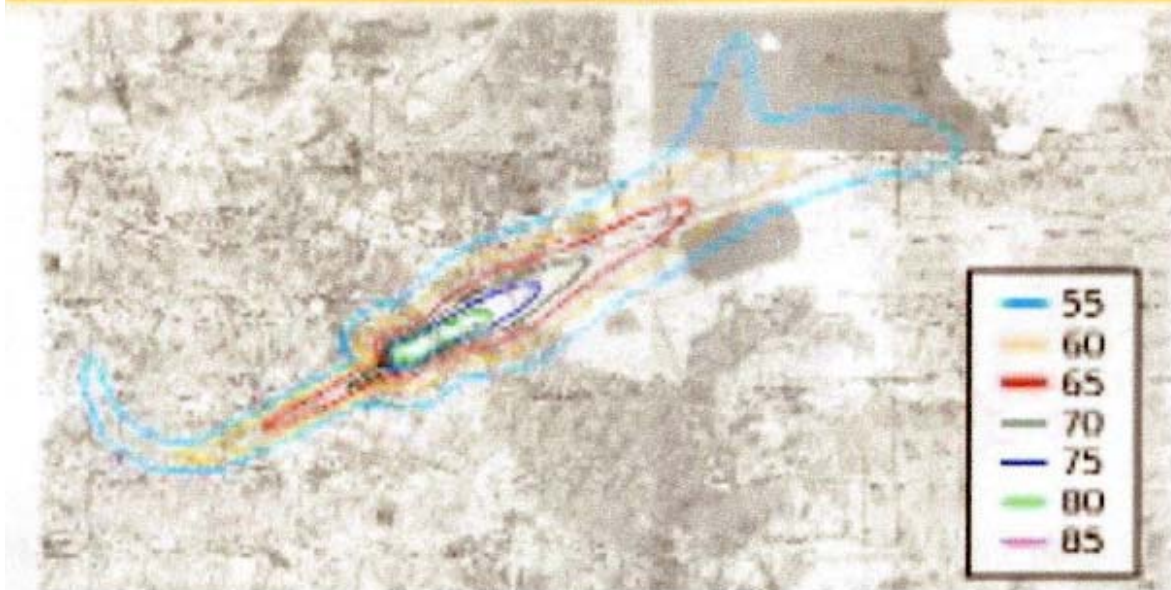


Fig. 6.3 Curvas de nivel del AICM desarrolladas por MITRE en 2001 (Cortesía del AICM)

En la Fig. 6.3 a pesar de tener una resolución muy baja permite ver la forma en que se comporta el tráfico aéreo, del lado izquierdo la curva azul muestra como se alinean los aviones para aterrizar, y la misma curva del lado derecho muestra se alejan los aviones del aeropuerto. Este mapa tiene una escala aproximada de 1:250000. Los valores mostrados en están en dB(A) y se refieren a L_{eq} de 24 hrs.

Si se considera a un aeropuerto como una fuente de ruido fija, la norma NOM-081-ECOL-1994, establece que el punto de medición se debe de establecer lo más cerca posible a los límites exteriores del predio, a una altura del piso no inferior a 1.20 m. Por lo tanto el punto de medición seleccionado cumple con esta norma.



6.2 Metodología de la medición

1. Obtener información del clima presente en el lugar de medición (humedad, temperatura, velocidad y dirección del viento).
2. Calibrar el equipo de medición. Para esto se usa un calibrador TES-1356, el cual tiene dos niveles de calibración de 94 dB y de 114 dB a 1KHz. Cumple las normas IEC 942 clase 2 y ANSI S1.40-1984.
3. Colocar el micrófono a una altura de 3 m (suficiente para superar la barda del aeropuerto) y en caso de haber viento se le coloca una pantalla anti-viento. El micrófono debe de estar lejos de fachadas y lejos de obstáculos.
4. Almacenar el sonido de los eventos de despegue durante 24 seg., empezando la grabación cuando el avión se encuentre a 250 m del punto de medición. Este sonido es almacenado con una frecuencia de muestreo de 25 KHz.
5. Tomar una fotografía del avión despegando (sirve para corroborar el modelo del avión).
6. Para cada medición almacenar fecha, hora, modelo del avión y pista de despegue.

6.3 Medición

6.3.1 Características de la medición

La medición fue hecha el día 15 de mayo, y empezó a las 10:32 am. La temperatura fue de 21° C, con viento del sur a 8 km/h y una humedad del 46%.



Fig. 6.4 Sistema de medición instalado en sitio

6.3.2 Resultados de la medición

Tabla 6.1 Resultados de la medición

Avión despegando	Clase detectada	Observaciones	Resultado
A319	Airbus 2		✓
737-200	Fokker F100, Boeing 737-200 2		✓
737-200	Airbus, Boeing 737-800	Despegó muy abajo	✗
A320	Airbus 3		✓
A320	MD87, MD88	Ruido de avión en la pista	✗



F100	Fokker F100, Boeing 737-200 2		✓
737-200	Airbus 3	Despegó muy abajo e interferencia del paso de un camión	✗
737-200	Fokker F100, Boeing 737-200		✓
A320	Airbus, Boeing 737-800	Despegó muy abajo	✓
F100	Fokker F100, Boeing 737-200		✓
ATR-42	Fokker F100, Boeing 737-200 2		✗
F100	Fokker F100	Interferencia de avión en la pista	✓
F100	Fokker F100, Boeing 737-200		✓
F100	Fokker F100 2		✓
A320	MD87, MD88	Despegó muy bajo y con interferencia de camioneta	✗
737-800	Airbus, Boeing 737-800		✓
A318	Airbus 1		✓
A318	Airbus 1		✓
ATR-42	ATR-42		✓
MD87	MD87, MD88		✓
A319	No identificado		✗
A320	Airbus 3		✓
737-700	Boeing 737-600, 737-700		✓
737-200	Boeing 737-100, 737-200		✓
A318	Airbus 2		✓
737-700	Boeing 737-600, 737-700		✓



El sistema obtuvo un 77% de efectividad en el reconocimiento de los aviones, y detectó niveles de hasta 116 dB durante la medición.



Fig. 6.5 Airbus A320 en despegue (15 de mayo de 2008)



Fig. 6.6 Fokker F100 en despegue (15 de mayo de 2008)



Fig. 6.7 Airbus A320 en despegue (15 de mayo de 2008)

Las figuras 6.5, 6.6 y 6.7 son algunas de las fotos tomadas para corroborar la identificación realizada por el sistema.



7 CONCLUSIONES

El sistema permite realizar mediciones adecuadas del ruido producido por los aviones en el AICM durante el despegue; esto ya que se contemplan 24 segundos para la medición de cada uno de los eventos, y al tener una frecuencia de muestreo de 25 KHz permite muestrear bien las frecuencias más representativas de la señal las cuales se encuentran por debajo de los 2 KHz.

El sistema es capaz de realizar diversos tipos de análisis espectrales y permite obtener los principales indicadores estadísticos usados para la medición de ruido los cuales pueden ser expresados en dB(A) o en dB(C) dependiendo del filtro de ponderación utilizado.

Se pueden determinar posibles afectaciones potenciales a la salud, a diferentes tiempos de exposición, lo cual puede servir para dar una idea de lo que puede pasar si se mantienen los niveles sonoros constantes durante un cierto tiempo.

Se desarrollan diferentes análisis, así como la identificación de los aviones tanto en tiempo real, como en sonidos almacenados previamente, los cuales han sido almacenados sin ninguna clase de procesamiento. Esto permite que durante una medición simplemente se capture la información de los despegues y posteriormente se haga un análisis profundo de la información recopilada.

El sistema de reconocimiento utilizado, si bien únicamente se basa en el ruido obtenido, lo hace utilizando diferentes características que sirven para complementarse y así poder aumentar el nivel de identificación. El nivel de certidumbre que se tiene, se encuentra alrededor del 80%, obtenido en mediciones reales, las cuales pueden estar afectadas por sonidos que no tienen parte del ruido de despegue, sonidos de aves que se encuentran cercanas al micrófono, ladridos, sonidos de camiones, sonidos de otras aeronaves que se encuentran maniobrando dentro del aeropuerto, sonidos generados en las viviendas



cercanas al punto de medición como música, trabajos de hojalatería, incluso voces de los operadores; además de las variaciones generadas por el clima, la velocidad y la carga del avión en el momento del despegue, etc.

Al realizar el procesamiento de la señal en una computadora portátil se tiene la ventaja de poder agregar de una manera sencilla otro tipo de análisis, e incluso poder hacer actualizaciones del sistema. Además de que los costos son mucho más bajos que cualquier sistema de monitoreo portátil por más sencillo que este sea.

Se cumplieron los objetivos del trabajo y se demostró la hipótesis. El modelo computacional propuesto será de gran utilidad en un sistema de monitoreo permanente en el cual se puede contar con información adecuada del plan de vuelo y del centro de control del aeropuerto.



8 TRABAJO FUTURO

Para trabajos futuros se propone la implementación de un método automatizado de detección de despegues. Esto para poder captar los despegues sin necesidad de un operador en el sistema, si bien lo más usado para esta detección puede ser el número de cruces por cero o el nivel de energía presente, entre algunos otros, esto puede ser algo complicado de determinar si se consideran algunos factores como: se tienen dos pistas de despegue por lo cual los niveles sonoros obtenidos de las dos pistas son distintos, por lo cual se tendría que escoger el menor de estos para disparar el evento; sin embargo en ciertas épocas del año la dirección del viento cambia lo cual obliga a aterrizar en sentido contrario al “normal”, esto puede hacer que el sistema dispare un evento para aterrizaje y no para despegue por lo cual la identificación del avión es muy probable que sea errónea. Además, muchos aviones en su recorrido a las terminales pasan cerca del punto de medición, alcanzando en algunas ocasiones valores sonoros incluso superiores a los del despegue, por lo que en estos casos nuevamente se dispararía un evento de despegue cuando no lo es, además en estos casos es común que haya varios aviones haciendo el recorrido, por lo que el sonido de las turbinas se mezcla lo cual hace que el sistema de identificación falle.

Se propone tener más puntos de medición, esto ayudaría por ejemplo a tener un mejor sistema de identificación de despegues ya que al tener varias referencias se podría tener mayor certeza para determinar si es un despegue, un aterrizaje o simplemente es el recorrido de un avión o incluso un camión dentro del aeropuerto. Además ayudaría a compensar el Efecto Doppler ya que se podría determinar la velocidad del avión y por tanto saber las variaciones en las frecuencias ocasionadas por dicho efecto en cada punto de medición. A su vez ayudaría en la evaluación de los efectos causados en más zonas cercanas al aeropuerto, y daría redundancia al sistema, así en el caso de algún fallo de alguna de las terminales el sistema seguiría funcionando.



Al tener varios puntos de medición se debe de tener capacidad de interconexión tanto para compartir la información entre ellos, como para poder transmitir los niveles sonoros a un sistema de monitoreo de ruido externo como puede ser el que se tiene dentro de una ciudad.

Si bien este sistema está diseñado únicamente para los despegues se podrían realizar modificaciones para permitir el monitoreo de ruido de larga duración, es decir que se puedan hacer mediciones de 24 horas, con lo cual se podrían implementar más indicadores estadísticos como pueden ser el CNEL, DNL, PNL, EPNL, etc., así como que se tenga un registro de los eventos ocurridos durante ese tiempo, tanto de despegue como de aterrizaje.

También sería importante dar mayor flexibilidad a los análisis que permite el sistema, por ejemplo poder escoger el Δf de la FFT, poder escoger el rango que se quiera para el análisis de octavas, poder aplicar los análisis a una sección de la señal, etc.

Algo importante sería mejorar la forma de correlacionar las afectaciones a la salud con los valores obtenidos por el sistema, así como agregar más posibles afectaciones ocasionadas por altos niveles de ruido.

Incrementar el número de categorías para poder identificar un mayor número de modelos de aviones, para esto se requieren más mediciones en campo para obtener el ruido generado por otros modelos.

Explorar nuevas formas de crear patrones, como podría ser en lugar de tomar todos los valores obtenidos de la respuesta en frecuencia del filtro obtenido del modelo AR, tomar el área bajo la curva de cada uno de los picos, se puede explorar la obtención de valores considerando las pendientes entre los picos de la respuesta en frecuencia del modelo AR, etc. Adicionalmente, combinar la información de las dos redes neuronales en una tercer red neuronal. Sería muy interesante crear patrones usando MFCCs y analizar los resultados proporcionados por estos.



Explorar topologías de redes neuronales que se puedan adaptar fácilmente cuando se agreguen más categorías o se tengan más patrones de una misma categoría para mejorar el reconocimiento, sin necesidad de tener que re-entrenar la red o redes que se tengan.



REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. *Aircraft Noise Monitoring Stations* [en línea]. 2008 [citado febrero 25, 2008]. Disponible de World Wide Web:
http://www.aeroporto.public.lu/en/environnement/bruit_avions/station_mesurage.htm
1
2. *Aircraft Noise Monitoring System SEATTLE-TACOMA International Airport* [en línea]. 2008 [citado abril 14, 2008]. Disponible de World Wide Web:
<http://www.portseattle.org/downloads/business/noisemonitoringbrochure.pdf>
3. ALT, Robert; WILEY, Sam. *A generalized wave diagram for moving sources*. The Physics Teacher Volumen 42, páginas 526-527, Diciembre 2004.
4. ALVES-PEREIRA, Mariana; CASTELO BRANCO, Nuno. *Vibroacoustic Disease: Need for a New Attitude Towards Noise*. CITIDEP & DCEA_FCT-UNL. 2000.
5. American National Standards Institute (ANSI): Standard S1.11-2004: *Specification for Octave-Band and Fractional-Octave-Band Analog and Digital Filters*. 2004.
6. American National Standards Institute (ANSI): Standard S1.40-1984: *Specifications for Acoustical Calibrators*. 1984.
7. BERGLUND, Birgitta; LINDVALL, Thomas; SCHWELA, Dietrich H. *Community Noise*. World Health Organization, 1995.
8. BERGLUND, Birgitta; LINDVALL, Thomas; SCHWELA, Dietrich H. *Guidelines for Community Noise*. World Health Organization, 1999.



-
9. BRUEL & KJAER, *Environmental Noise Measurement* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web: http://www.bksv.com/pdf/Environmental_Noise_Measurement.pdf
 10. BRUEL & KJAER, *Ruido Ambiental* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web: <http://www.bksv.com/pdf/br1630.pdf>
 11. *California Airport Land Use Planning Handbook*. [en línea]. 2002. Capítulo 6, Measuring Airport Noise. [citado febrero 25, 2008]. Disponible de World Wide Web: <http://www.dot.ca.gov/hq/planning/aeronaut/documents/ALUPHComplete-7-02rev.pdf>
 12. CHU, Wai C. *Speech Coding Algorithm: Foundation and Evolution of Standardized Coders*, J. Wiley. 2003.
 13. CORTÉS, Azucena. *Criterios Acústicos en el Diseño de Centros Docentes* [en línea]. 2001. [citado junio 11, 2007]. Parte 1ª, Fundamentos del ruido y su caracterización. Disponible de World Wide Web: http://www.stee-eilas.org/dok/arloak/lan_osasuna/udakoikas/acust/acus2.pdf
 14. CROCKER, Malcom J. *Handbook of Acoustics*. Wiley, 1998.
 15. *Environmental Protection*. International Civil Aviation Organization, Anexo 16 Convention on International Civil Aviation, Vol. 1 Aircraft Noise. Noviembre, 1985.
 16. GARCÍA, Juan L. *Procesamiento digital de señales* [en línea]. 2000. [citado febrero 12, 2008]. Disponible de World Wide Web: <http://www.tijbc.com/pds/libros/libro-pds.htm>



-
17. HANSEN, Colin H. *Occupational exposure to noise: evaluation, prevention and control* [en línea]. Editado por Berenice Goelzer, Colin H. Hansen y Gustav A. Sehrndt. Serie de publicaciones hechas por el Instituto Federal para la Seguridad y la Salud Ocupacionales y la Organización Mundial de la Salud, 2001. Capítulo 1, Fundamentals of Acoustics, p.23-52 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web:
http://www.who.int/occupational_health/publications/noise.pdf.
18. HARRIS, Cyril. *Manual de Medidas Acústicas y Control de Ruido*. Mc. Graw Hill. 1995.
19. HILERA, José R; MARTÍNEZ, Víctor J. *Redes Neuronales Artificiales. Fundamentos, modelos y aplicaciones*. Alfaomega Ra-Ma, 1995.
20. HOLDING, J. M. *Aircraft noise monitoring: principles and practice, IMC measurement and Control*, Volumen 34, páginas 72-76, Abril 2001.
21. International Electrotechnical Commission (IEC): Standard IEC1260: *Octave Filters*. 1995.
22. International Electrotechnical Commission (IEC): Standard IEC61672: *Electroacoustics-sound level meters*. 2002.
23. International Electrotechnical Commission (IEC): Standard IEC651: *Sound Level Meters*. 1979.
24. International Electrotechnical Commission (IEC): Standard IEC942: *Specifications for Sound Calibrators*. 1988.



-
25. KINSLER, Lawrence E.; et al. *Fundamentos de Acústica*. Limusa, 1999.
26. KNIPSCHILD, P. *Medical Effects of Aircraft Noise: Review and Literature*. International Archives of Occupational and Environmental Health, Springer Berlin, Vol. 40, Número 3, pp 201-204, 1977.
27. KOGAN, Pablo. *Análisis de la ponderación "A" para evaluar efectos del ruido en el ser humano*. Universidad Austral de Chile, Facultad de Ciencias de la Ingeniería, Escuela de Ingeniería Acústica. 2004.
28. KRYTER, Karl D. *The effects of Noise in Man*. Segunda Edición, Academic Press, 1985.
29. MICHAUD, David S., et al. *Review of field studies of aircraft noise-induced sleep disturbance*. The Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 121, pp 32-41, Enero 2007.
30. MIYARA, Federico. *Introducción a la Psicoacústica* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web:
<http://www.eie.fceia.unr.edu.ar/~acustica/audio/psicoacu.pdf>
31. *Nociones de Acústica* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web: <http://www.sinfomed.org.ar/Mains/publicaciones/acustic1.htm>
32. OSTROSKY-SOLÍS,
Feggy. *Toc Toc, ¿Hay alguien ahí?*. Infored, 2001.
33. PÉREZ-MEANA, Héctor [editor]. *Advances in Audio and Speech Signal Processing: Technologies and Applications*, Idea Group Pub. 2007.



-
34. Procuraduría Federal de Protección al Ambiente (PROFEPA): NOM-081-ECOL-1994: *Que establece los límites máximos permisibles de emisión de ruido de las Fuentes fijas y su método de medición.*
35. RECUERO, Manuel. *Ingeniería Acústica.* Paraninfo, 1994.
36. RUIZ PADILLO, Diego Pablo. *Comentarios sobre los distintos tipos de sonómetros, sus especificaciones técnicas y su uso* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web:
<http://www.ruidos.org/Documentos/sonometros.html>
37. Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT): *NOM-036-SCT3-2000: Que establece los límites máximos permisibles de emisión de ruido producido por las aeronaves de reacción subsónicas, propulsadas por hélice, supersónicas y helicópteros, su método de medición, así como los requisitos para dar cumplimiento a dichos límites.*, 2000.
38. SEXTO, Luis Felipe. *¿Cómo elegir un sonómetro?* [en línea]. 2007 [citado junio 11, 2007]. Disponible de World Wide Web:
<http://www.eie.fceia.unr.edu.ar/~acustica/biblio/sonometr.htm>



PUBLICACIONES RELACIONADAS

1. *Environmental noise monitoring. 1st stage: Aircrafts noise patterns recognition.* Research in Computing Science, Vol. 24, pp. 95-104, 2006
2. *Noise pattern recognition of airplanes taking off: task for a monitoring system.* Lecture Notes in Computer Science, Springer-Verlag. Vol.4756, pp. 831-840, ISSN 0302-9743. 2007.

PUBLICACIONES GENERADAS

1. *Aircraft Noise Evaluation: First Stage,* Research in Computing Science, Vol. 31, pp. 173-182, ISSN 1870-4069. 2007.
2. *Computational Model for Aircraft's takeoffs Pattern Recognition.* Lecture Notes in Computer Science, Springer-Verlag. Vol.5197, pp. 14-21, ISSN 0302-9743, 2008.
3. *Sound Features for Aircraft Identification,* Research in Computing Science, Vol. 34 pp. 37-46, ISSN 1870-4069. 2008

ANEXO A – Pantallas del sistema

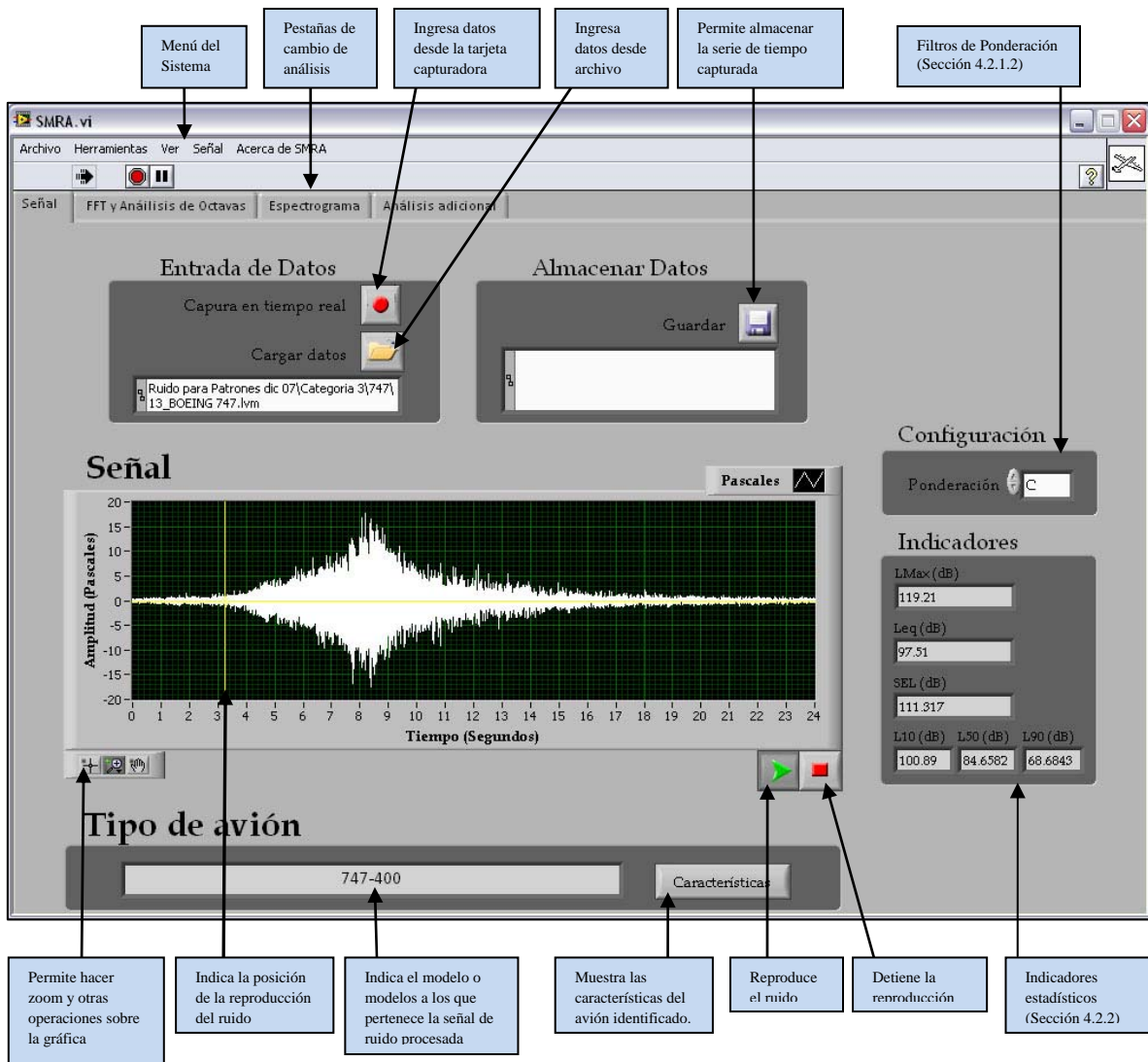


Fig. A.1 Pantalla principal del sistema

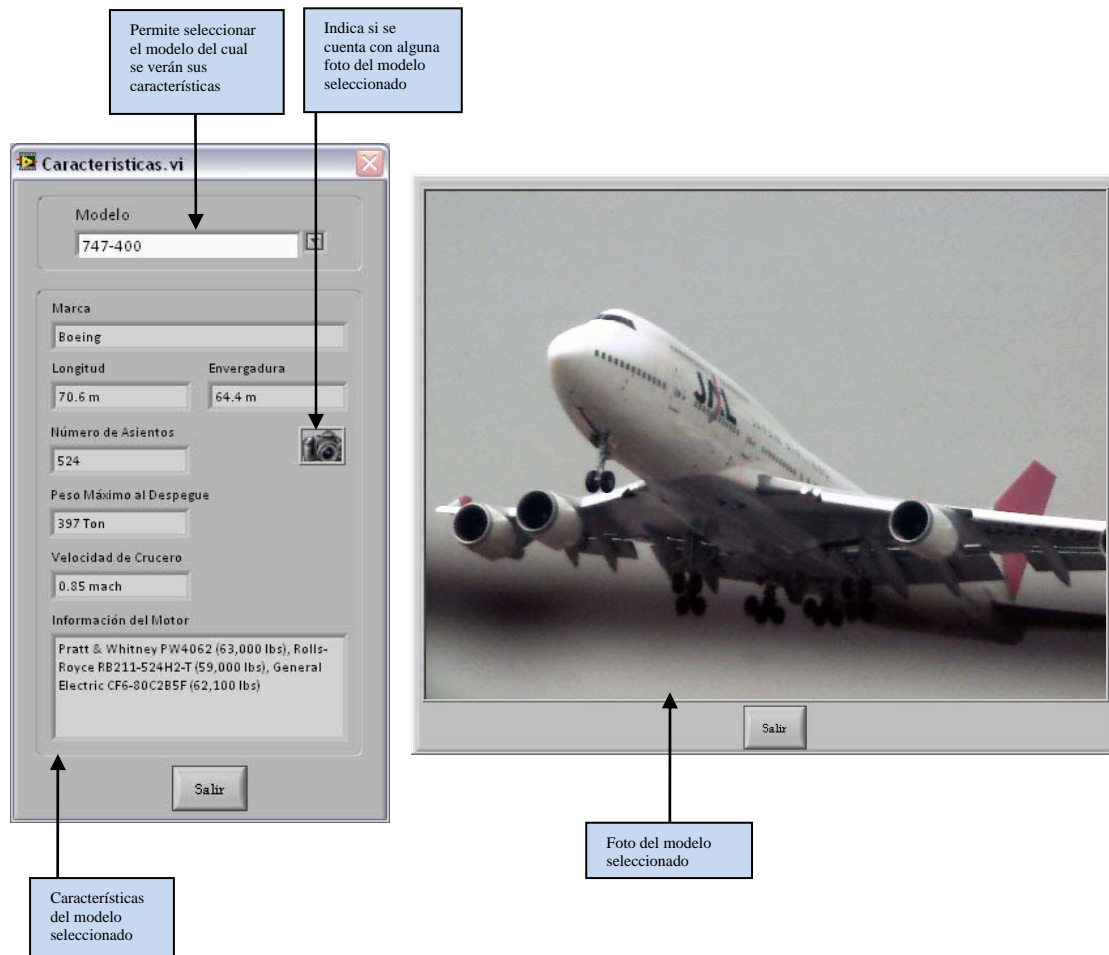


Fig. A.2 Pantallas de características de los aviones

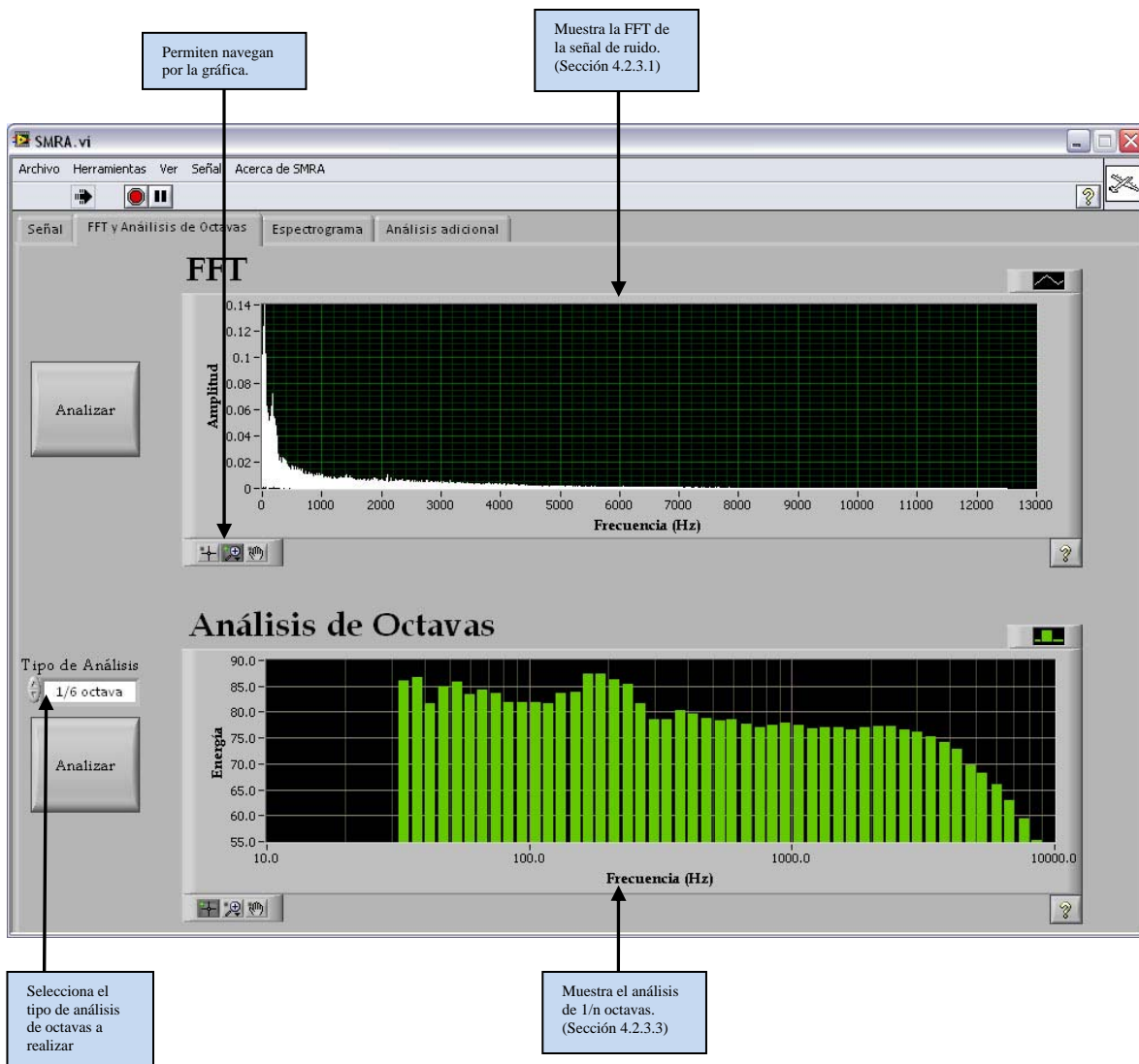


Fig. A.3 Pantalla de FFT y análisis de 1/n octavas

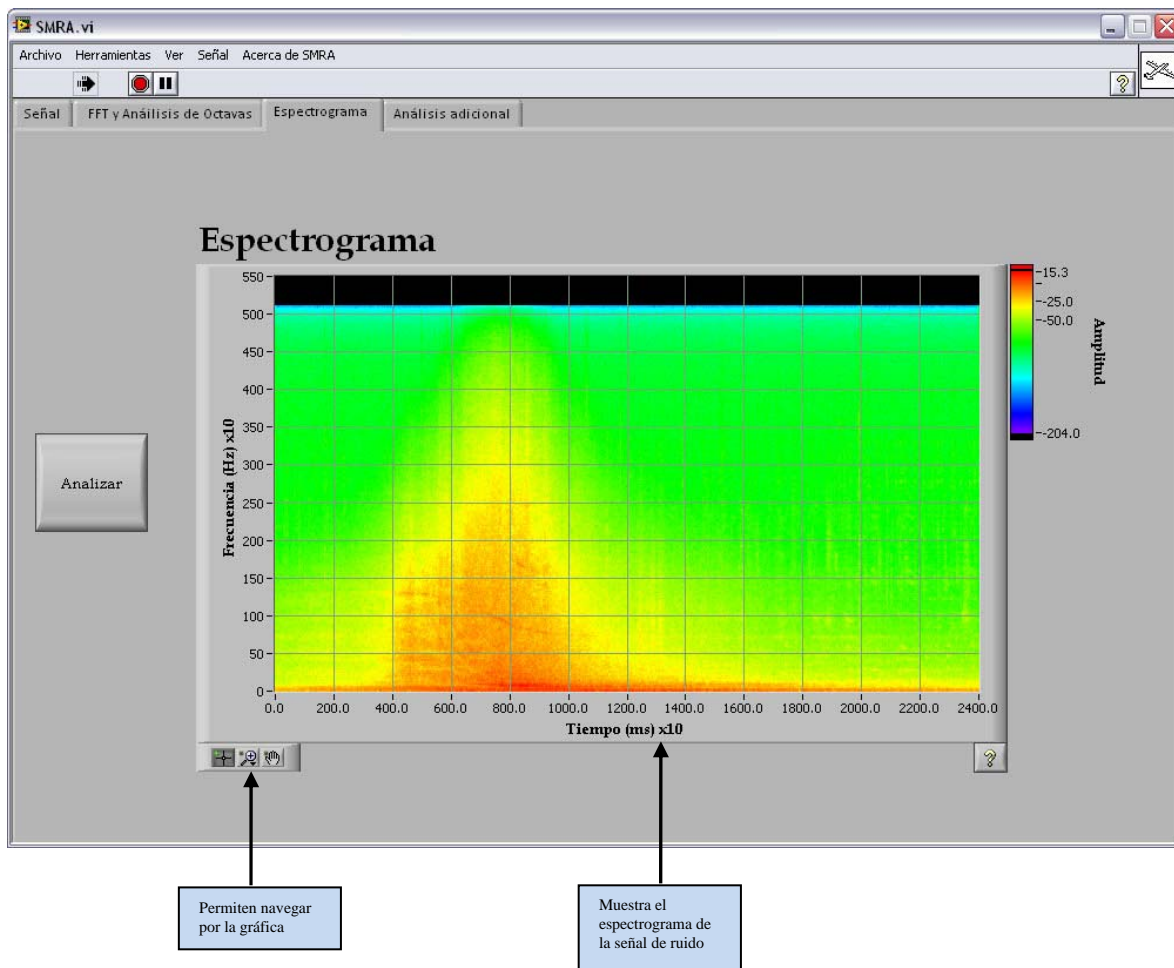


Fig. A.4 Pantalla del espectrograma

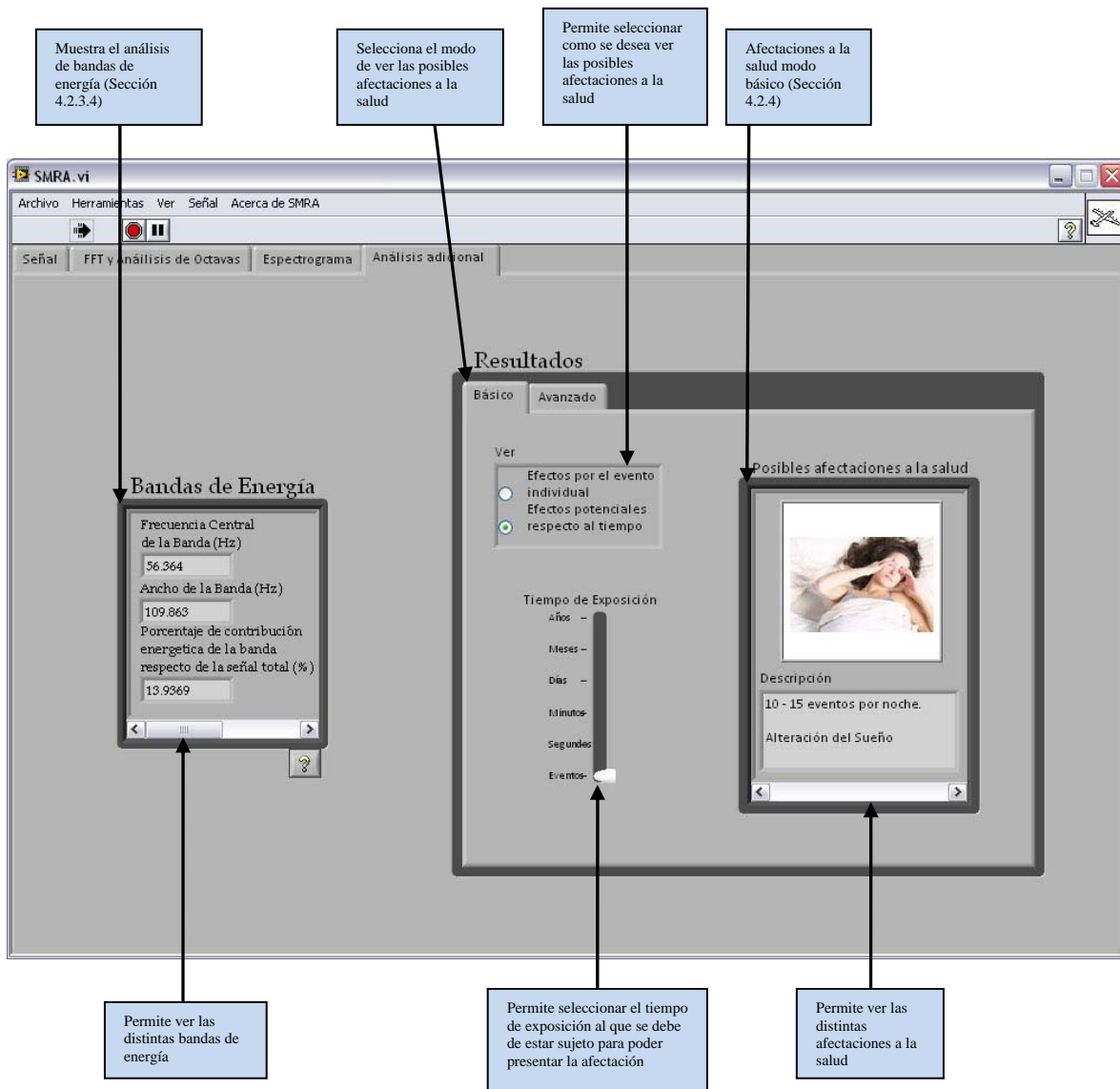


Fig. A.5 Pantalla de análisis adicional 1

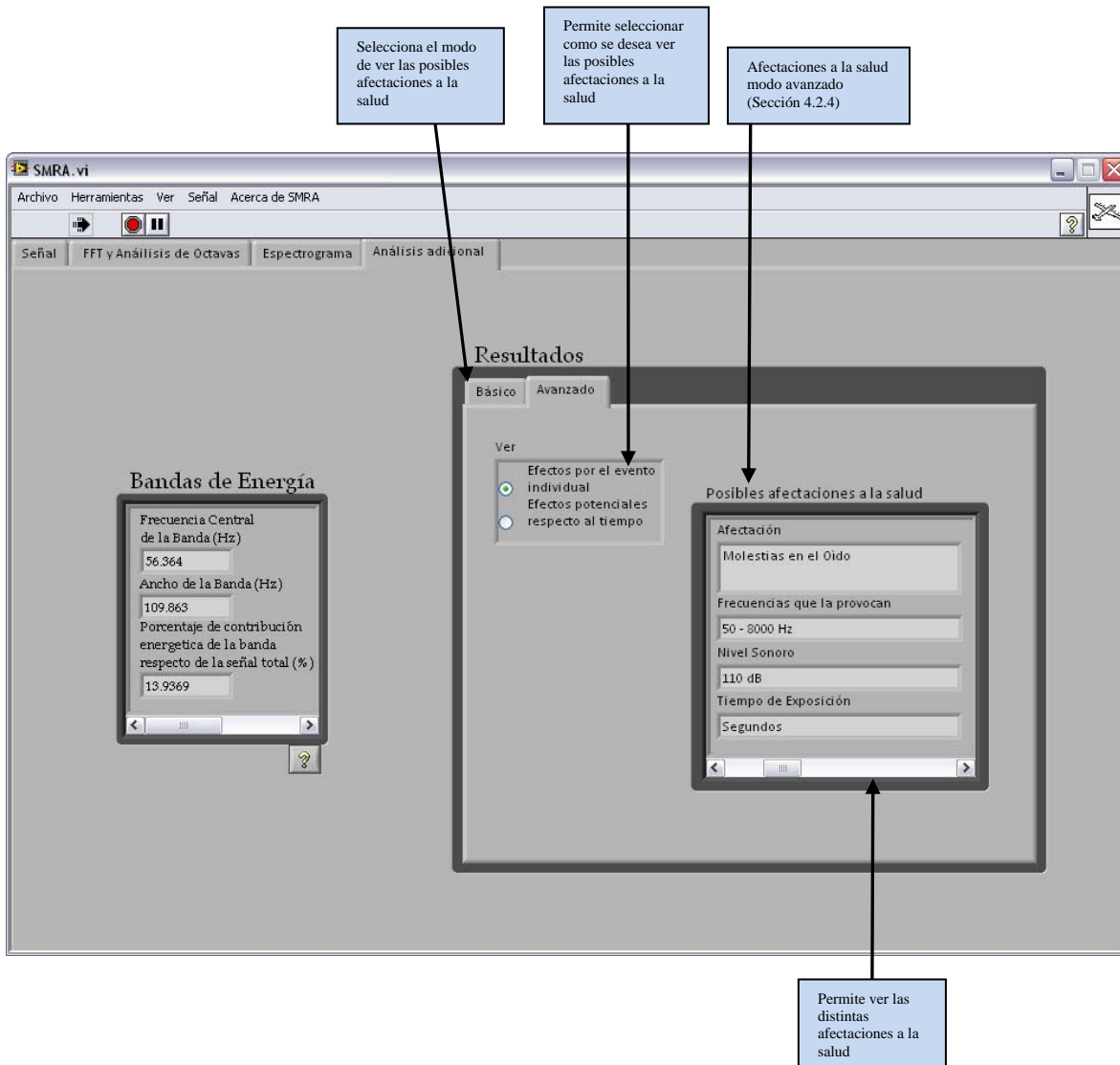




Fig. A.6 Pantalla de análisis adicional 2



Sistema de Monitoreo de Ruidos Ambientales
producidos por aviones en el AICM
(Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México)

Versión 1.0

Arturo Rojo Ruiz, Luis P. Sánchez Fernández

Centro de Investigación en Computación, IPN (2007)
www.cic.ipn.mx

Proyecto CONACyT vigente (02/2007 - 02/2010).
"Sistema Avanzado de Monitoreo Ambiental de Sonidos y Vibraciones"
Clave: 51283-Y

Proyecto de la Secretaría de Investigación y Posgrado, IPN.
Clave: 20070802

Fig. A.7 Pantalla acerca de SMRA

ANEXO B – Análisis de 1/n octavas

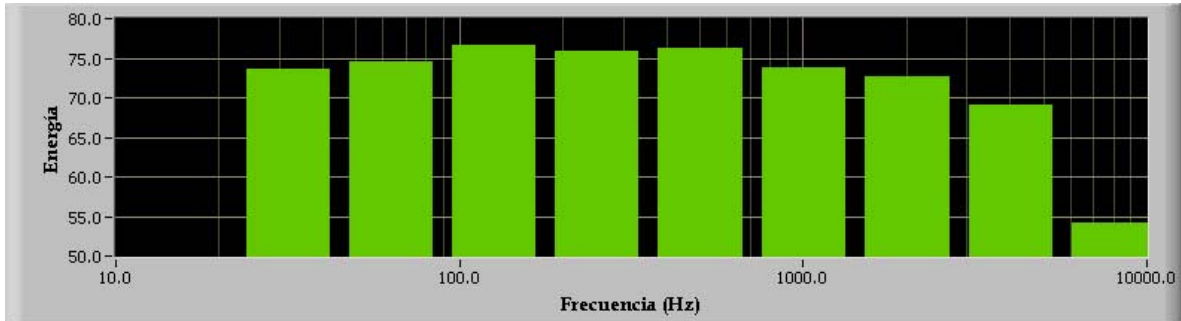


Fig. B.1 Análisis de Octava de un Airbus 2

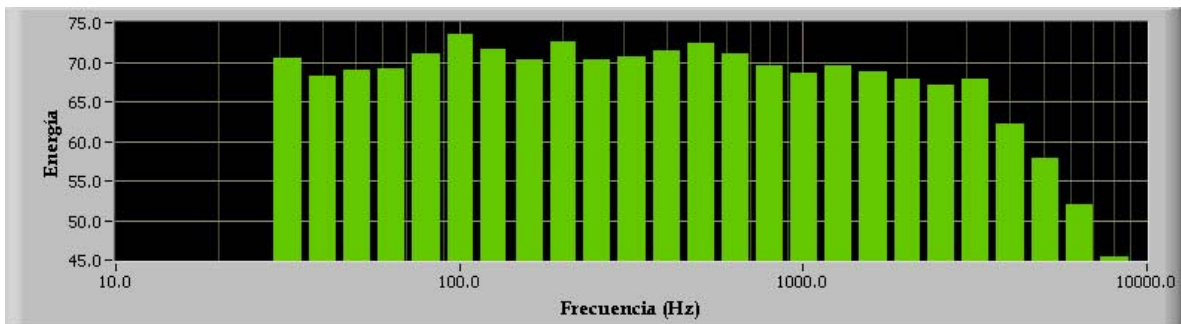


Fig. B.2 Análisis de 1/3 de Octava de un Airbus 2

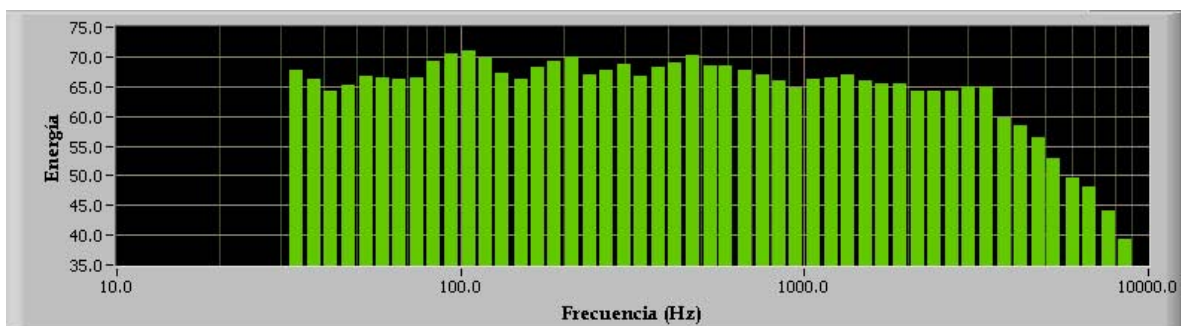


Fig. B.3 Análisis de 1/6 de Octava de un Airbus 2

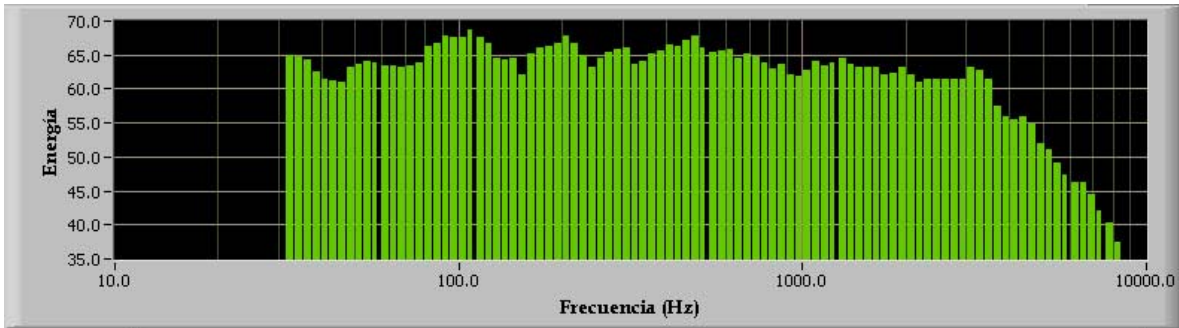


Fig. B.4 Análisis de 1/12 de Octava de un Airbus 2

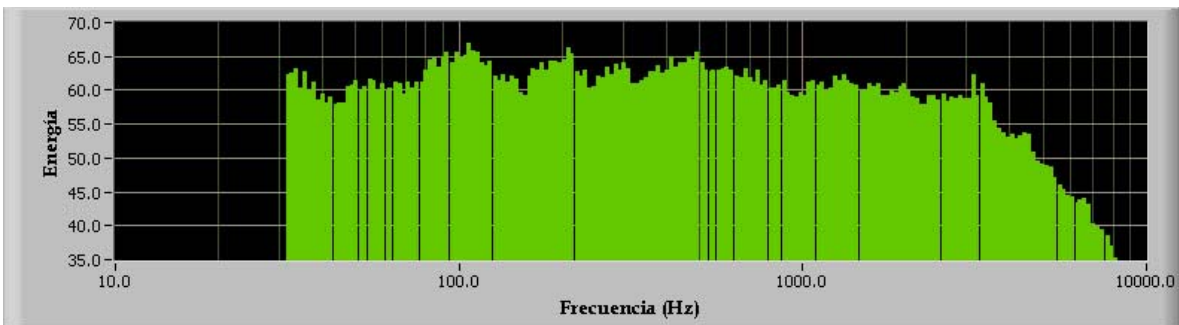


Fig. B.5 Análisis de 1/24 de Octava de un Airbus 2



ANEXO C – Efectos del ruido en el ser humano

Tabla C.1 Efectos del ruido en el ser humano, espectros que lo causan, niveles sobre los cuales pueden tener lugar, tiempos de exposición necesarios para provocarlos y fuentes bibliográficas (Kogan, 2004)

Efecto	Frecuencias Causantes	Nivel de Presión Sonora	Tiempo de exposición	Otras frecuencias causantes	Fuentes de información
Desplazamiento de Umbrales Auditivos y Pérdida Auditiva	Agudos-medios frecs. Aprox 1 oct < frec. desplazamientos	80 dB Leq>70 dBA	meses	En frecs. Bajas se requiere mayores niveles	(Kryter, 1985) (Harris, 1995) (Berglund et al., 1999)
Dolores en el Oído	2 a 50 Hz 50 a 8000 Hz 50 a 8000 HZ	140 dB dolor 100 dB molestia 140 dB dolor	segundos	Si	(Berglund – Lindvall, 1995) (Kryter, 1985) (Beranek, 1996)
Enmascaramiento	Bajas y medias frecs. menores que frec. señal. Bandas más anchas producen más enmascaramiento	Mayor nivel mayor enmasc. de frecs. superiores al ruido.	segundos	No	(Gelfand, 1998) (Moore, 2003)
Interferencia en la Comunicación	100 a 4000 Hz 30 a 100 Hz	> 50 dB > 90 dB Leq > 35 dbA	Minutos Hora/s	Diffícilme nte	(Kryter, 1985) (Berglund et al., 1999)
Molestia	Agudos especialmente (ver curvas ruidosidad) tonos puros y bandas estrechas muy subjetivo (significado del ruido)	Subjetivo (sobre 30 dB)	segundos	Si	(Kryter, 1985) (Berglund – Lindvall, 1995) (Kogan-Rosales, 2003)
Reducción del Rendimiento	Agudos banda estrecha 2 a 2000 Hz	140 dB	minutos	Si	(Griefahn, 1982)



	7 Hz				(Recuero, 1994) (Johnson, 1982)
Enfermedad vibroacústica	< 500 Hz	Sobre 90 dB	Años	Probable	(Alves-Pereira-Castelo Branco, 2000)
Efectos Vegetativos en General (VAD)	Aumentan con el ancho de banda	> 60 dB	Segundos a años	Probable	(Griefahn, 1982) (Castelo Branco, 1999)
Incremento del Pulso	Banda ancha con máximo en 50 Hz	Lmax = 128 dB	1 a 2 seg.	Si	(Kryter, 1985)
Efectos Cardiovasculares	Desc. < 500 Hz (VAD)	Leq > 65 dBA 90 dB	24 horas – años	Muy probable	(Berglund et al., 1999) (Castelo Branco et al., 1999)
Variación de Frecuencia Respiratoria	Banda ancha con máximo en 50 Hz 0.5 a 100 Hz ruidos impulsivos	Lmac = 128 dB > 125 dB 70 dB	1 a 2 seg.	Si	(Kryter, 1985) (Berglund – Lindvall, 1995) (Harris, 1995)
Respiración Artificial Inducida	0.5 Hz a 8 Hz	172 dB	Desc.	Difícilmente	(Johnson, 1982)
Desgarros Alveolares (Muerte)	Infrasonidos	>180 dB	Desc.	Difícilmente	(Recuero, 1994)
Alteración de la Motilidad del Estómago	800 Hz	80 dB	Segundos	Si	(Harris, 1995)
Exceso de Salivación / Dolor al Deglutir	60 a 73 Hz	150 dB	1 a 2 seg.	Si	(Kryter, 1985)
Cambios Endocrinos	2000 Hz 3000 – 4000 Hz	90 dB 80 dB	30 seg. Días	Si	(Berglund – Lindvall, 1995) (Kryter, 1985)
Reducción de Tensión en Músculos de Fibra Lisa	Frecuencia baja	170 dB	Desc.	Probable	(Kryter, 1985)
Efectos sobre el Sistema Nervioso Central	Desconocido	Desconocido	Milisegundos	Desconocido	(Recuero, 2002)
Fatiga Corporal	Infrasonidos Frecuencia baja	>120 dB	Horas	No	(Kryter, 1985) (Recuero, 1994)
Mareos	Tonos puros 60 a 100 Hz	150 dB	1 a 2 seg.	Si	(Kryter, 1985) (Harris, 1995)



	Ultrasonidos	160 dB			
Nauseas	Infrasonidos y bajas. Tonos 100 Hz	153 dB	1 a 2 seg.	Probable	(Johnson, 1982) (Kryter, 1985)
Deficiencias Motrices y Pérdida del Equilibrio	0.1 10 Hz Ultrasonidos	140 dB 160 dB	Minutos – horas	Probable	(Recuero, 1994) (Harris, 1995)
Desmayos	Infrasonidos Frecuencias bajas	Altos	Horas	Difícilme nte	(Harris, 1995)
Respuesta reflejo	Desconocido	Diferencia de NPS respecto a ruido de fondo	Milisegu ndos	Desconoc ido	(Harris, 1995) (Berglund- Lindvall, 1995)
Respuesta Sensorial No- auditiva (sensación táctil)	10Hz 7 Hz 5 Hz 3.5 Hz 2.2 Hz 2 a 100 Hz	>115 dB >110 dB >102 dB >100 dB >95 dB	5 seg. 12 seg. 18 seg. 28 seg. > 2 horas	Difícilme nte	(Kryter, 1985) (Berglund- Lindvall, 1995)
Calentamiento y Fisuras en a Piel	Frecuencia alta y ultrasonidos	140 a 150 dB	Desc.	Difícilme nte	(Kryter, 1985)
Sensación de Cambio Inusual en el Ambiente	12 Hz	>80 dB	Segundos	Probable	(Kryter, 1985)
Tos y Ahogamiento	60 a 73 Hz	150 dB	1 a 2 seg.	Muy probable	(Kryter, 1985)
Variaciones sobre las Cuerdas Vocales y el Habla	Bandas entre 15 y 50 Hz Tonos puros entre 43 y 100 Hz 1 a 100 Hz 10 Hz	>125 dB 150 dB	1 a 2 seg.	Probable	(Kryter, 1985) (Recuero, 1994) (Berglund- Lindvall, 1995)
Efectos en la Vista	4 a 800 Hz Tonos Puros de 43 a 73 Hz	110 dB 150 dB	1 a 2 seg.	Probable mente	(Recuero, 1994) (Recuero, 2002) (Kryter, 1985)
Vibraciones Localizadas en el Cuerpo	4 a 100 Hz	Sobre 105 dB	Segundos	Probable mente	(Recuero, 1994)
Vibración Pared Abdominal	5 a 10 Hz Banda ancha con máximo en 50 Hz Tonos infrasónicos superiores a 10 Hz 40 a 60 Hz	 128 dB 145 dB 105 dB	90 seg	Difícilme nte	(Harris, 1995) (Kryter, 1985) (Johnson, 1982)



	4 a 20 Hz	132 dB			
Vibración dentro del Tórax	40 a 60 Hz	105 dB		Probable	(Johnson, 1982)
	4 a 20 Hz	132 dB		mente	(Kryter, 1985)
	Tonos infrasónicos superiores a 10 Hz	145 dB	90 seg.		(Skille, 1998)
	entre 15 y 50 Hz	140 dB	1 a 2 seg.		
	Tonos 60 y 73 Hz	150 dB	1 a 2 seg.		
Vibración Tabique Nasal	Bandas estrechas entre 2 y 10 Hz	142 dB	1 a 2 seg.	Difícilmente	(Kryter, 1985)
	4 a 20 Hz	132 dB			(Johnson, 1982)
Presión y Molestia en la Garganta	Banda ancha con máximo en 50 Hz	140 dB	1 a 2 seg.	Difícilmente	(Kryter, 1985)
	Tonos entre 3 y 40 Hz	140 dB	1 a 2 seg.		
	Bandas estrechas centradas entre 15 y 50 Hz	150 dB	1 a 2 seg.		
	Tonos de 60 Hz y de 73 Hz				
Vibración en la Pantorrilla	Tonos de 40 Hz	Desc.	Segundos	Muy probable	(Skille, 1998)
Vibración en los Muslos	Tonos de 20 Hz	Desc.	Segundos	Muy probables	(Skille, 1998)
Vibración en zona Lumbar y Sacro	Tonos de 50 Hz	Desc.	Segundos	Muy probable	(Skille, 1998)
Efectos Positivos	Tonos puros con altavoces de 30 a 120 Hz	Desc.	Minutos	Probable mente	(Skille, 1998)
	Tonos de diapasones de 32, 64, 128 y 256 Hz y superiores a 8000 Hz Algunos tipos de música				(Campbell, 1998)
Estrés	Ultrasonido	105 dB	Milisegundos a horas	Si	(Berglund-Lindvall, 1995)
	Infrasonido				(Harris, 1995)
	Todo el espectro en general				
“Débil Locura”	Infrasonido de frecuencia fija	Altos	Cotidianamente	Probable mente	(Recuero, 1994)
Alteración del Sueño	Desconocido (ver efectos vegetativos)	Lmax = 45 dBA Leq > 30 dBA	10-15 veces /	Si	(Berglund et al., 1999)



	también presentados durante el sueño)		noche		
Comportamiento Agresivo	Desconocido	Leq > 80 dBA	Desc.	Desc.	(Berglund et al., 1999)
Otros Cambios de Estado de Ánimo	Desconocido	Desconocido	Desc.	Desc.	(Berglund-Lindvall, 1995)

ANEXO D – Flota de las aerolíneas mexicanas

D.1 Aero California

D.1.1 DC9-30

Aero California opera una flota de aviones DC9-30 con capacidad para que 115 pasajeros viajen cómodamente. Las cabinas de los aviones están configuradas para clase turista.



Fig. D.1 DC9-30 Aero California

Tabla D.1 Características DC9-30

Características DC9-30	
Marca	Douglas
Longitud	119 ft. 4 in.
Envergadura	93 ft. 4 in.
Número típico de pasajeros	115
Peso máximo al despegue	--
Velocidad crucero	505 mph
Motorización	Pratt & Whitney JT8D-9 Pratt & Whitney JT8D-11

D.2 Aeromar

D.2.1 ATR42-500

Aeromar cuenta con 10 aviones ATR-42-500. Esta versión está equipada con motores PW127E de 2400 shp cada uno, con hélices de seis palas de diseño avanzado que reducen el ruido y la vibración. La carga que puede transportar se incrementó a 5450 kg. y alcanza una velocidad de crucero de más de 300 kts.



Fig. D.2 ATR-42-500 Aeromar

Tabla D.2 Características ATR-42-500

Características ATR-42-500	
Marca	Avions de Transport Régional
Longitud	22.67 m
Envergadura	24.57 m
Número típico de pasajeros	60
Peso máximo al despegue	18,600 kg
Velocidad crucero	300 kt
Motorización	Pratt & Whitney PW127E

D.2.2 ATR42-300

Aeromar cuenta con 6 aviones ATR-42-300. Esta es la versión básica, equipada con motores Pratt & Whitney Canada PW120 de 2000 shp cada uno. Es ampliamente utilizado por grandes y pequeñas empresas regionales y tiene menor costo operativo que cualquier otro avión de su categoría.



Fig. D.3 ATR-42-300 Aeromar

Tabla D.3 Características ATR-42-300

Características ATR-42-300	
Marca	Avions de Trasport Régional
Longitud	22.67 m
Envergadura	24.57 m
Número típico de pasajeros	50
Peso máximo al despegue	16,700 kg
Velocidad crucero	269 kt
Motorización	Pratt & Whitney PW120

D.3 Aeroméxico

D.3.1 SAAB 340 B



Fig. D.4 Saab 340 B Aeroméxico

Tabla D.4 Características Saab 340B

Características Saab 340 B	
Marca	Saab
Longitud	19.7 m
Envergadura	21.4 m
Número típico de pasajeros	33
Peso máximo al despegue	13.2 ton
Velocidad crucero	530 km/h
Motorización	General Electric CT7-9B

D.3.2 ERJ-145



Fig. D.5 ERJ-145 Aeroméxico

Tabla D.5 Características ERJ-145

Características ERJ-145	
Marca	Embraer

Longitud	29.8 m
Envergadura	20 m
Número típico de pasajeros	50
Peso máximo al despegue	22 ton
Velocidad crucero	833 km/h
Motorización	Rolls-Royce AE 3007A

D.3.3 MD87



Fig. D.6 MD87 Aeromexico

Tabla D.6 Características MD87

Características MD87	
Marca	McDonnell Douglas
Longitud	39.8 m
Envergadura	32.9 m
Número típico de pasajeros	109
Peso máximo al despegue	67.8 ton
Velocidad crucero	820 km/h
Motorización	Pratt & Whitney JT8D-217C

D.3.4 MD88



Fig. D.7 MD88 Aeroméxico

Tabla D.7 Características MD88

Características MD88	
Marca	McDonnell Douglas
Longitud	45.1 m
Envergadura	32.9 m
Número típico de pasajeros	142
Peso máximo al despegue	69 ton
Velocidad crucero	820 km/h
Motorización	Pratt & Whitney JT8D

D.3.5 737-700



Fig. D.8 737-700 Aeroméxico

Tabla D.8 Características 737-700

Características 737-700	
Marca	Boeing
Longitud	33.6 m
Envergadura	35.8 m
Número típico de pasajeros	124
Peso máximo al despegue	67.13 ton
Velocidad crucero	830 km/h
Motorización	CFMI CFM56-7B

D.3.6 737-800



Fig. D.9 737-800 Aeroméxico

Tabla D.9 Características 737-800

Características 737-800	
Marca	Boeing
Longitud	39.5 m
Envergadura	35.8 m
Número típico de pasajeros	150
Peso máximo al despegue	79 ton
Velocidad crucero	830 km/h
Motorización	CFMI CFM56-7B

D.3.7 757-200



Fig. D.10 757-200 Aeroméxico

Tabla D.10 Características 757-200

Características 757-200	
Marca	Boeing
Longitud	47.3 m
Envergadura	38 m
Número típico de pasajeros	180
Peso máximo al despegue	104.3 ton
Velocidad crucero	850 km/h
Motorización	Rolls-Royce RB211 Pratt & Whitney PW2037 Pratt & Whitney PW2040

Pratt & Whitney PW2043

D.3.8 767-200 ER



Fig. D.11 767-200 ER Aeroméxico

Tabla D.11 Características 767-200 ER

Características 767-200 ER	
Marca	Boeing
Longitud	48.5 m
Envergadura	47.6 m
Número típico de pasajeros	181
Peso máximo al despegue	175.5 ton
Velocidad crucero	850 km/h
Motorización	Pratt & Whitney PW4000-94 General Electric CF6-80C2

D.3.9 767-300 ER



Fig. D.12 767-300 ER Aeroméxico

Tabla D.12 Características 767-300 ER

Características 767-300 ER	
Marca	Boeing
Longitud	54.9 m
Envergadura	47.6 m
Número típico de pasajeros	209
Peso máximo al despegue	184.6 ton
Velocidad crucero	850 km/h
Motorización	Pratt & Whitney PW4000-94 General Electric CF6-80C2 Rolls-Royce RB211-524H

D.3.10 777-200 ER

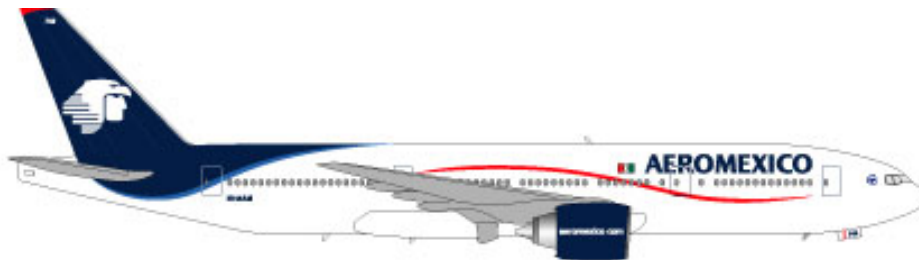


Fig. D.13 777-200 ER Aeroméxico

Tabla D.13 Características 777-200 ER

Características 777-200 ER	
Marca	Boeing
Longitud	63.7 m
Envergadura	60.9 m

Número típico de pasajeros	277
Peso máximo al despegue	297.5 ton
Velocidad crucero	850 km/h
Motorización	Pratt & Whitney PW4090 General Electric 90-94B Rolls-Royce 895

D.4 Aviacsa

D.4.1 737-200 (Cuenta con 23)



Fig. D.14 737-200 Aviacsa

Tabla D.14 Características 737-200

Características 737-200	
Marca	Boeing
Longitud	30.53 m
Envergadura	28.53 m
Número típico de pasajeros	120
Peso máximo al despegue	52 ton
Velocidad crucero	0.73 mach
Motorización	Pratt & Whitney JT8D

D.4.2 737-300 (Cuenta con 3)



Fig. D.15 737-300 Aviacsa

Tabla D.15 Características 737-300

Características 737-300	
Marca	Boeing
Longitud	33.4 m
Envergadura	28.88 m
Número típico de pasajeros	138
Peso máximo al despegue	62.8 ton
Velocidad crucero	0.745 mach
Motorización	CFMI CFM56-3B-1

D.5 Azteca

Cuenta con aviones Boeing 737 de las series 300 (sección D.4.2) y 700 (sección D.3.5).

D.6 Click

D.6.1 Fokker F100 (Cuenta con 15)



Fig. D.16 Fokker F100 Click

Tabla D.16 Características Fokker F100

Características Fokker F100	
Marca	Fokker
Longitud	35.53 m
Envergadura	28.076 m
Número típico de pasajeros	119
Peso máximo al despegue	43 ton
Velocidad crucero	0.77 mach
Motorización	Rolls-Royce Tay 650-15 Rolls-Royce Tay 620-15

D.7 Mexicana

D.7.1 A320 (Cuenta con 30)



Fig. D.17 A320 Mexicana

Tabla D.17 Características A320

Características A320	
Marca	Airbus
Longitud	37.57 m
Envergadura	34.10 m
Número típico de pasajeros	150
Peso máximo al despegue	74 ton
Velocidad crucero	0.82 mach
Motorización	CFMI CFM56-5 International Aero Engines IAE V2500

D.7.2 A319 (Cuenta con 16)



Fig. D.18 A319 Mexicana

Tabla D.18 Características A319

Características A319	
Marca	Airbus
Longitud	33.84 m
Envergadura	34.10 m
Número típico de pasajeros	120
Peso máximo al despegue	64 ton
Velocidad crucero	0.82 mach
Motorización	CFMI CFM56-5 International Aero Engines IAE V2500

D.7.3 A318 (Cuenta con 10)



Fig. D.19 A318 Mexicana

Tabla D.19 Características A318

Características A318	
Marca	Airbus
Longitud	31.45 m
Envergadura	34.10 m
Número típico de pasajeros	100
Peso máximo al despegue	59 ton
Velocidad crucero	0.82 mach
Motorización	CFMI CFM56-5 Pratt & Whitney PW6122A



D.7.4 757-200 (Cuenta con 3)



Fig. D.20 757 Mexicana

Para las características ver Tabla D.10.

D.7.5 767-200 ER (Cuenta con 2)

Para las características ver la sección D.3.8.

ANEXO E – Categorías de Aviones

E.1 Airbus 1

Esta categoría abarca los modelos Airbus A318, A319 y A320.

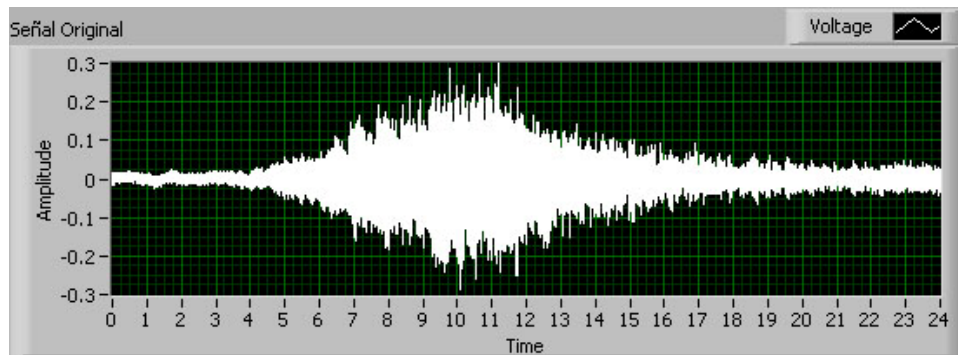


Fig. E.1 Señal original Airbus 1

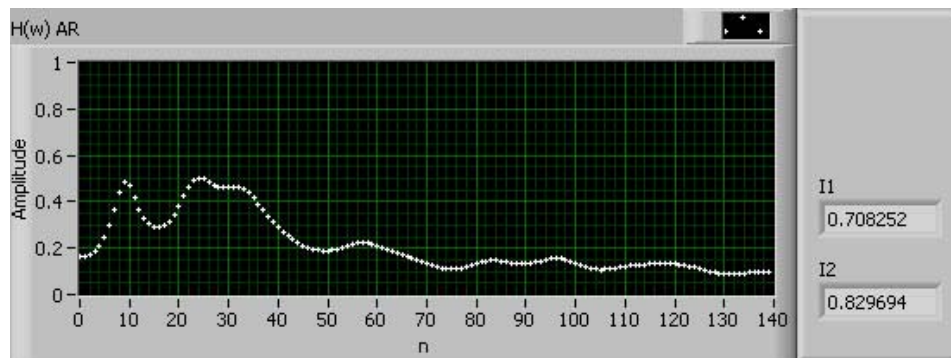


Fig. E.2 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 1

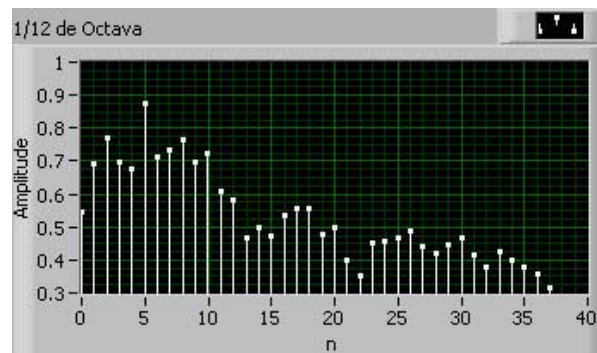


Fig. E.3 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 1

E.2 Airbus 2

Esta categoría abarca los modelos Airbus A318, A319 y A320.

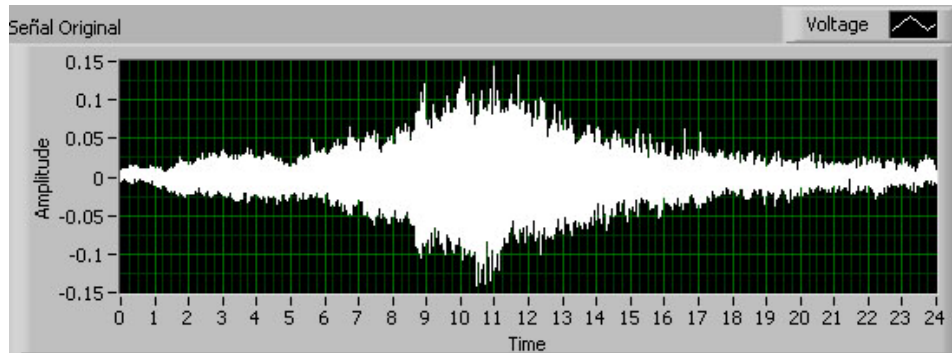


Fig. E.4 Señal original Airbus 2

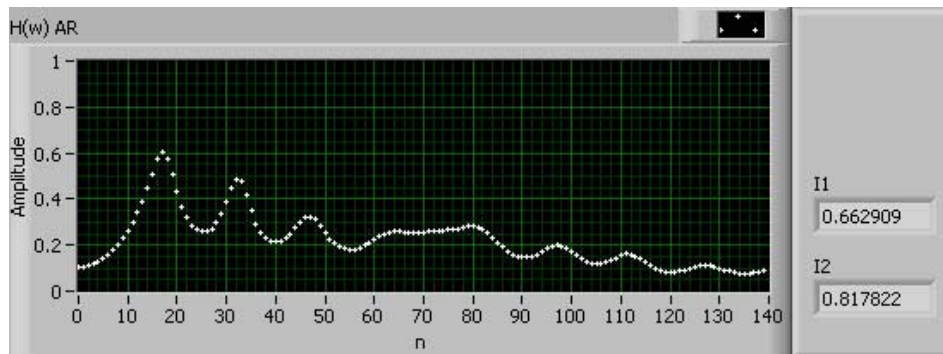


Fig. E.5 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 2

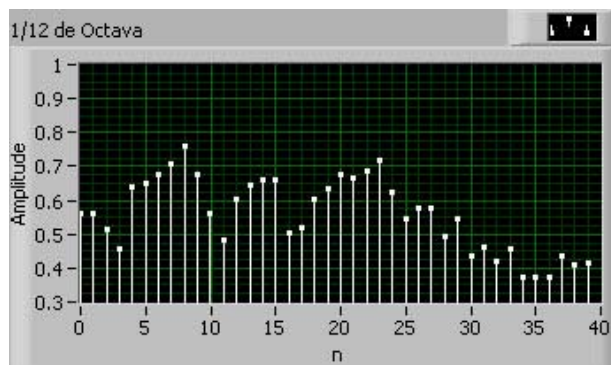


Fig. E.6 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 2

E.3 Airbus 3

Esta categoría abarca los modelos Airbus A318, A319 y A320.

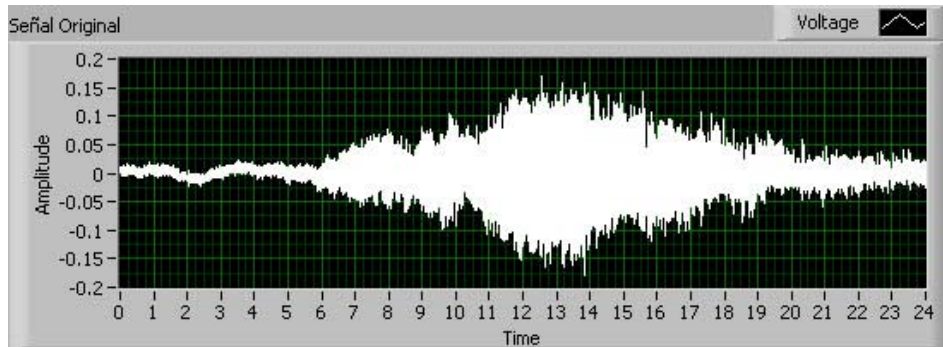


Fig. E.7 Señal original Airbus 3

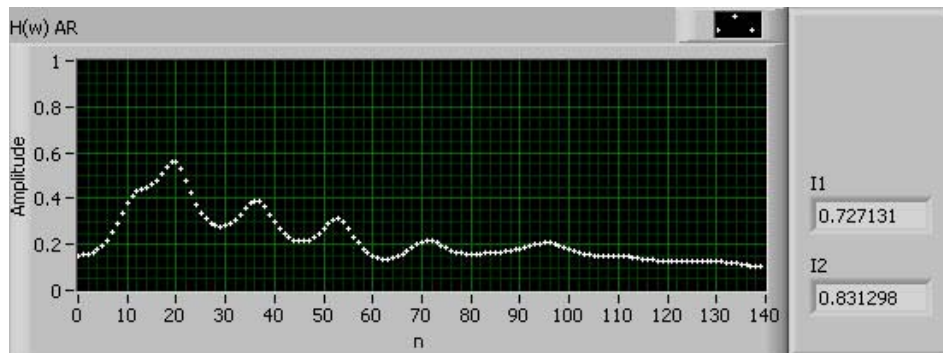


Fig. E.8 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus 3

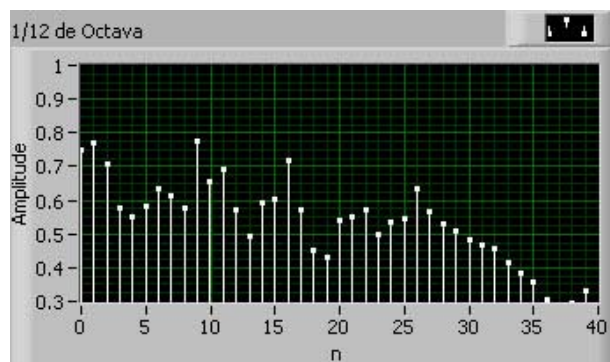


Fig. E.9 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus 3

E.4 Airbus, Boeing 737-800

Esta categoría abarca los modelos Airbus A318, A319, A320; Boeing 737-800 y 737-900.

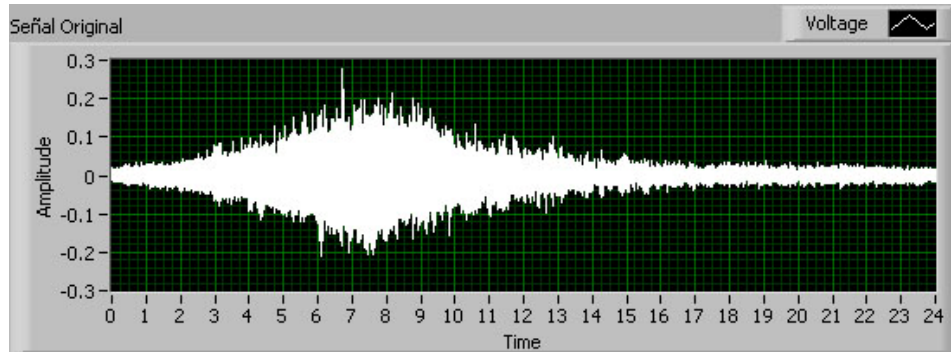


Fig. E.10 Señal original Airbus, Boeing 737-800

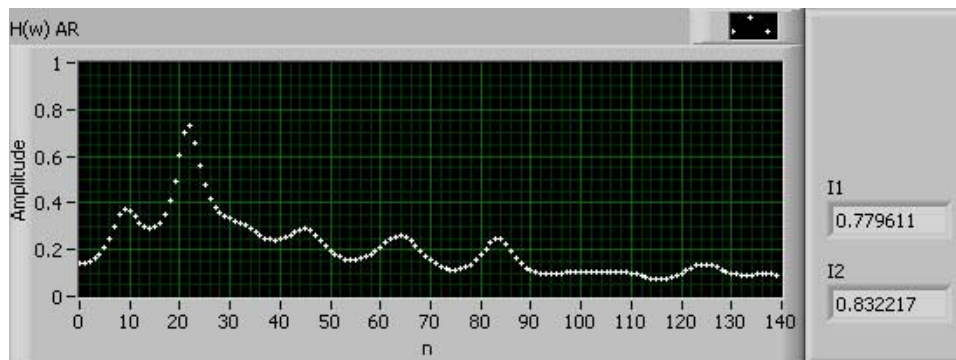


Fig. E.11 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Airbus, Boeing 737-800

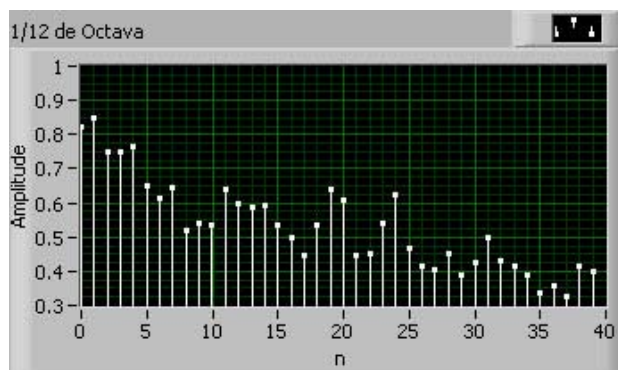


Fig. E.12 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Airbus, Boeing 737-800

E.5 Boeing 737-200

Esta categoría abarca los modelos Boeing 737-100 y 737-200.

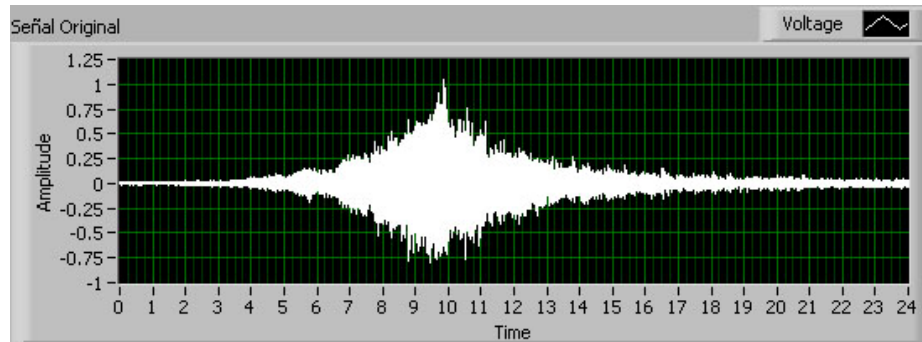


Fig. E.13 Señal original Boeing 737-200

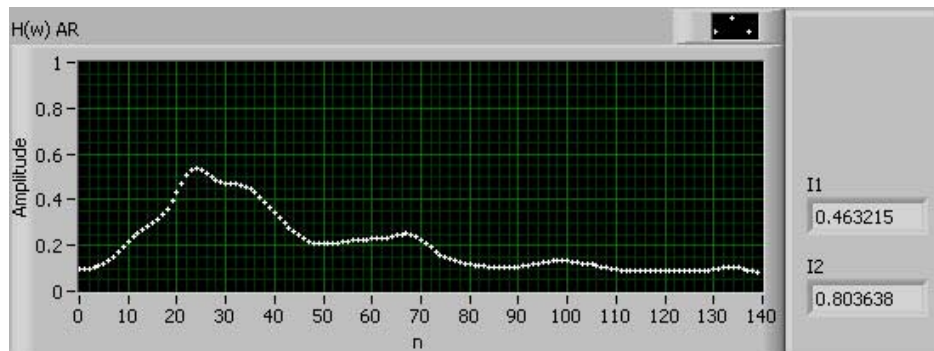


Fig. E.14 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 737-200

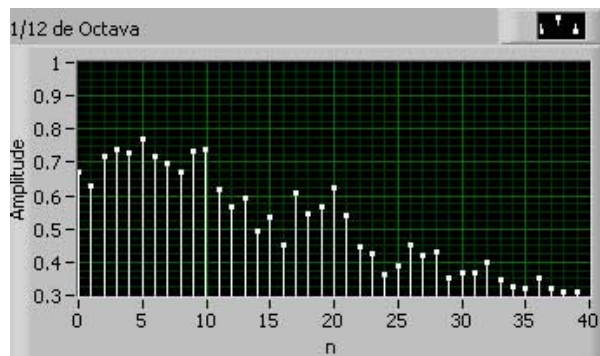


Fig. E.15 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 737-200

E.6 Boeing 737-700

Esta categoría abarca los modelos Boeing 737-600 y 737-700.

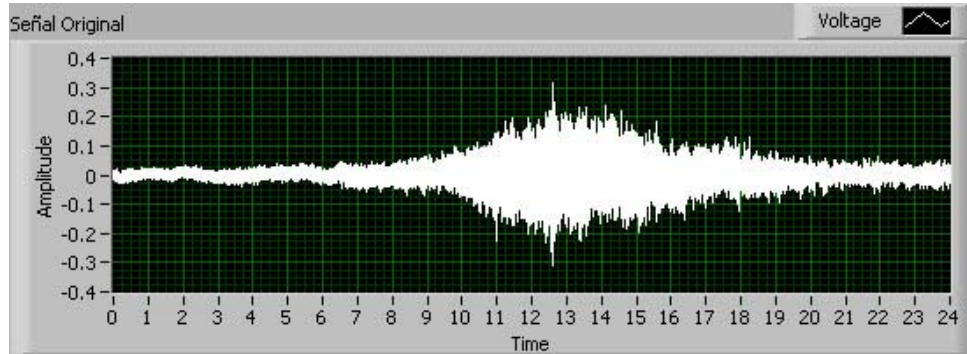


Fig. E.16 Señal original Boeing 737-700

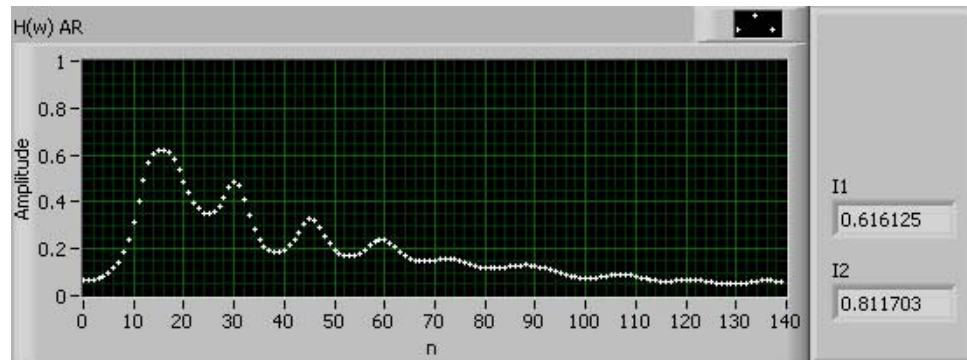


Fig. E.17 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 737-700

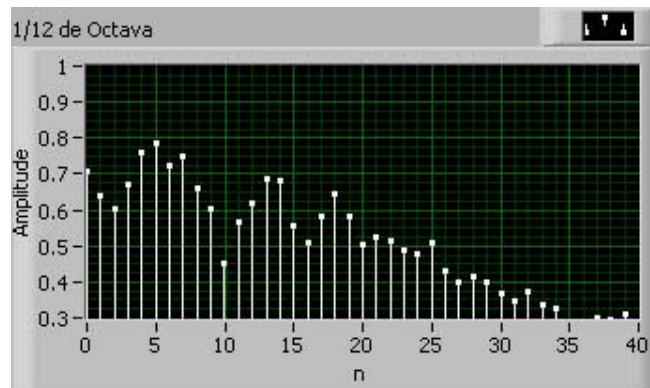


Fig. E.18 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 737-700



E.7 Boeing 747-400

Esta categoría abarca el modelo Boeing 747-400.

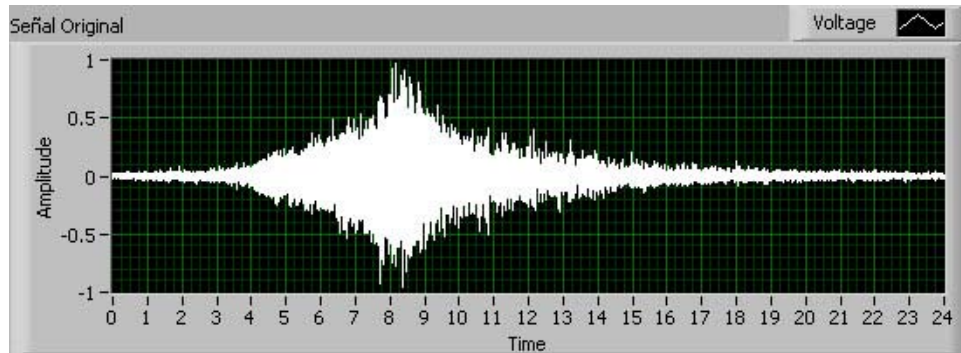


Fig. E.19 Señal original Boeing 747-400

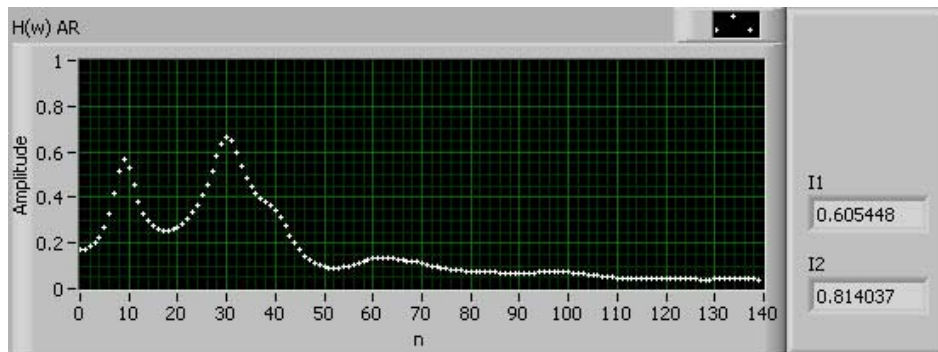


Fig. E.20 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Boeing 747-400

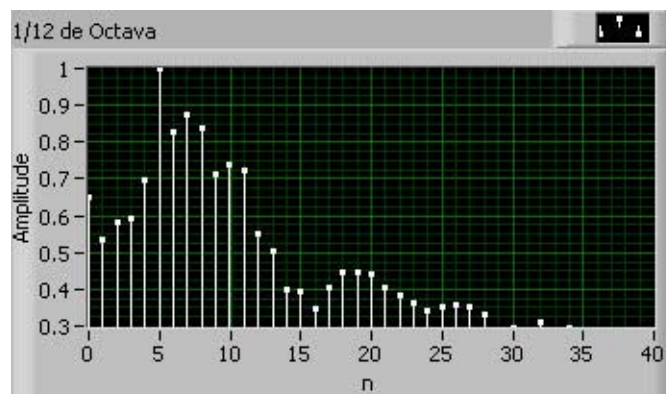


Fig. E.21 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Boeing 747-400

E.8 ATR-42

Esta categoría abarca los modelos ATR-42-300 y ATR-42-500.

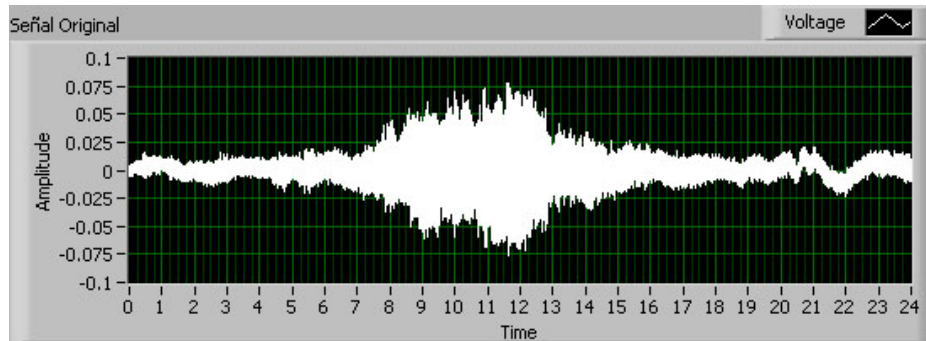


Fig. E.22 Señal original ATR-42

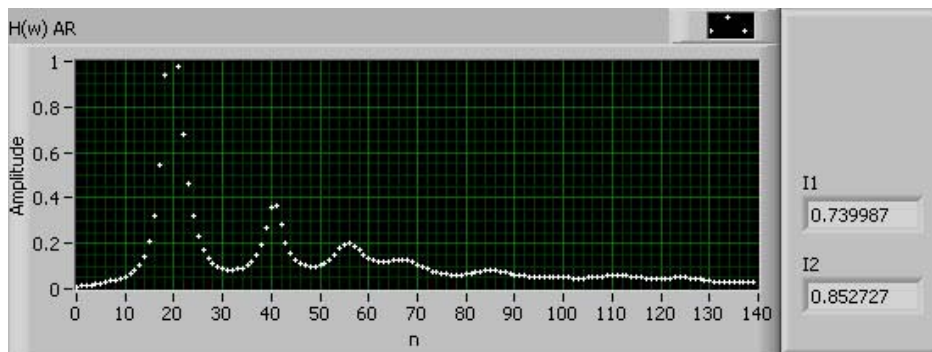


Fig. E.23 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un ATR-42

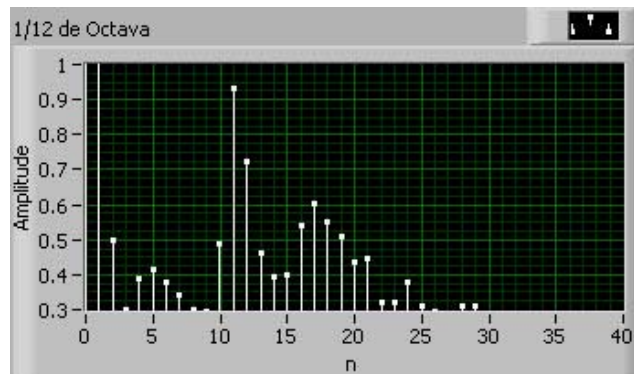


Fig. E.24 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un ATR-42

E.9 Fokker F100

Esta categoría abarca el modelo Fokker F100.

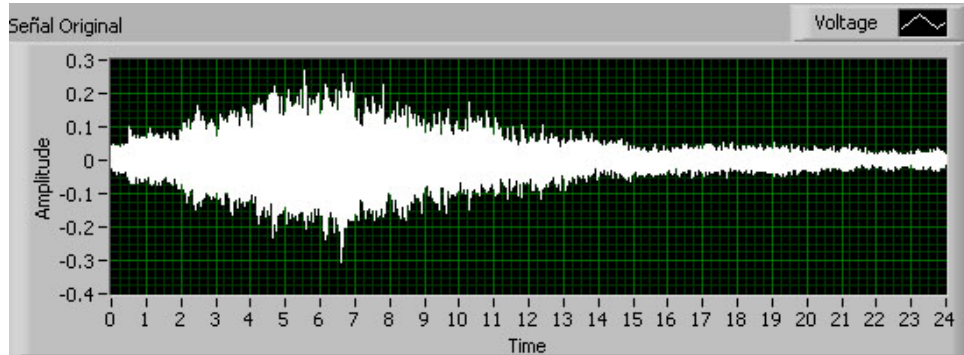


Fig. E.25 Señal original Fokker F100

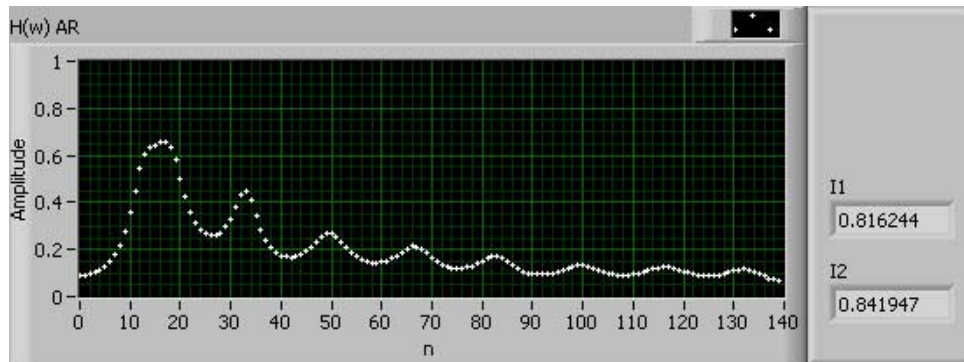


Fig. E.26 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100

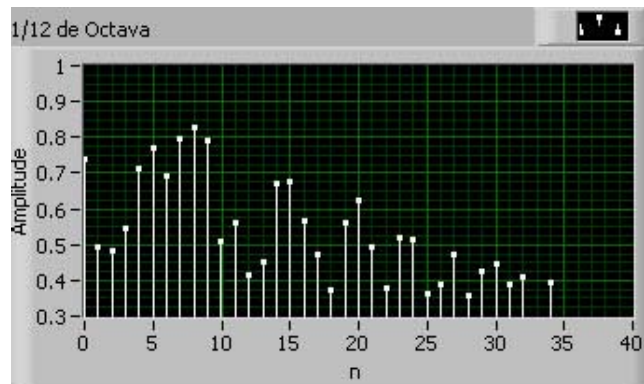


Fig. E.27 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100

E.10 Fokker F100 2

Esta categoría abarca el modelo Fokker F100.

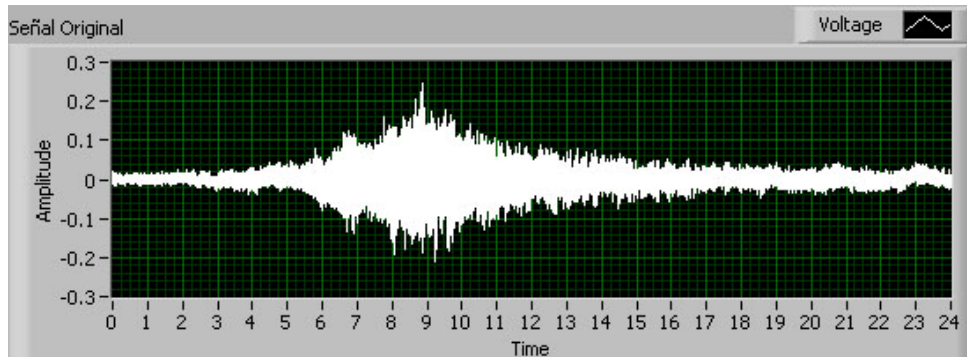


Fig. E.28 Señal original Fokker F100 2

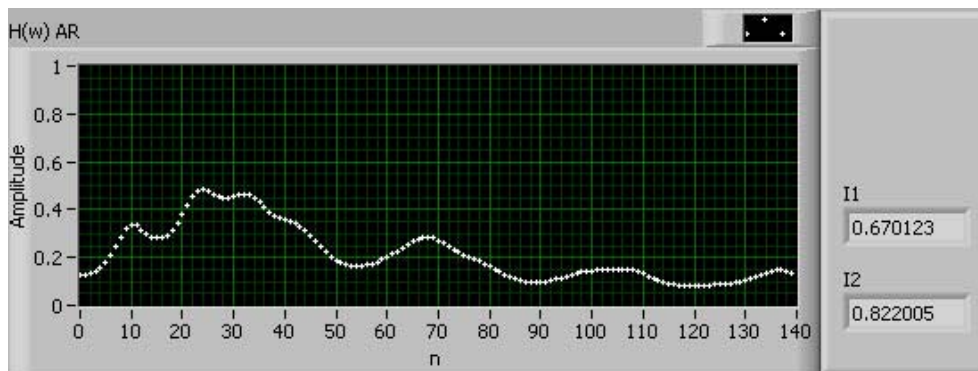


Fig. E.29 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100 2

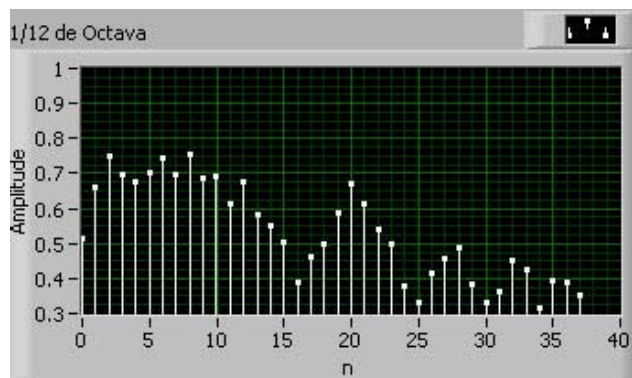


Fig. E.30 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100 2

E.11 Fokker F100, Boeing 737-200

Esta categoría abarca los modelos Fokker F100, Boeing 737-100 y 737-200.

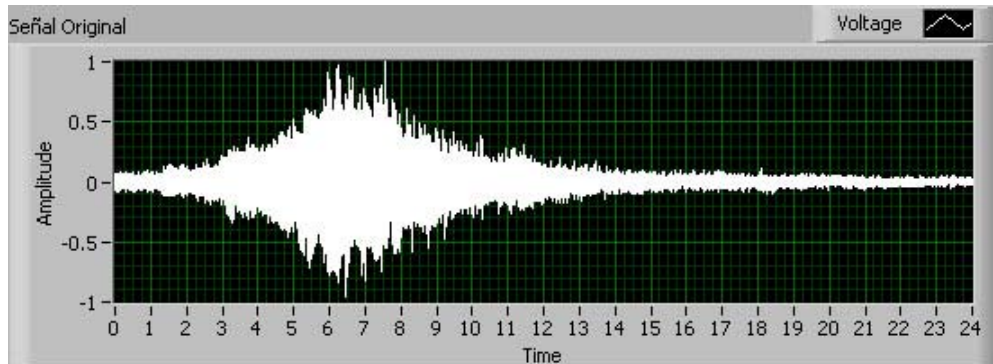


Fig. E.31 Señal original Fokker F100, Boeing 737-200

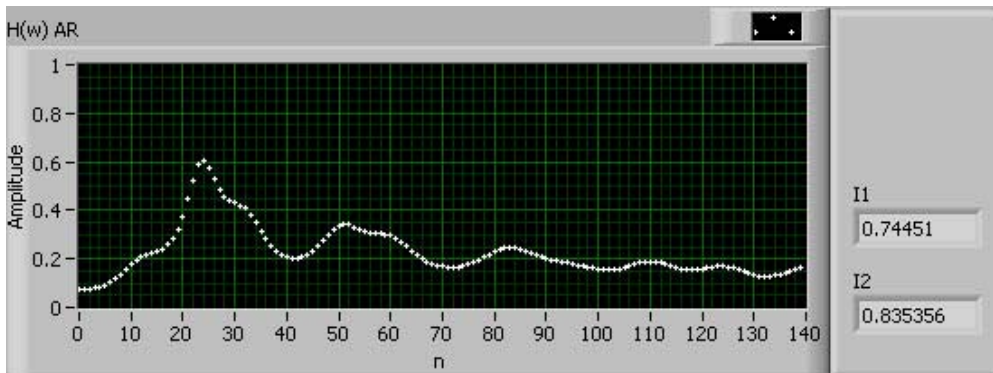


Fig. E.32 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100, Boeing 737-200

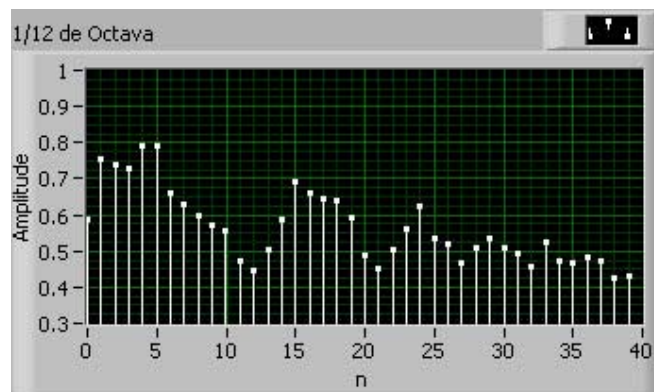


Fig. E.33 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100, Boeing 737-200

E.12 Fokker F100, Boeing 737-200 2

Esta categoría abarca los modelos Fokker F100, Boeing 737-100 y 737-200.

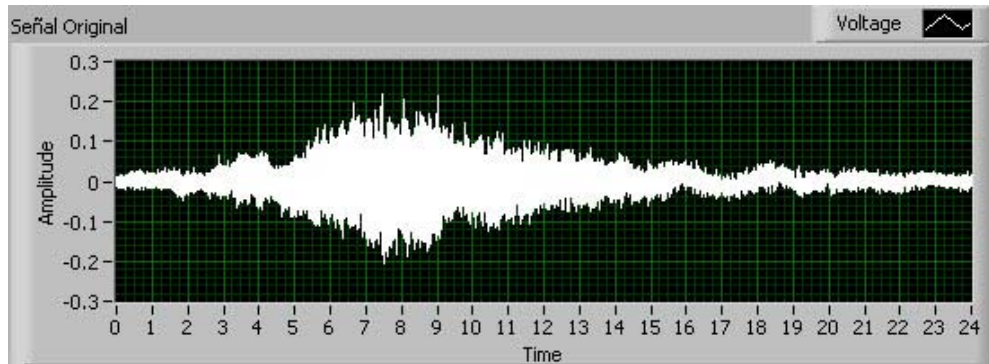


Fig. E.34 Señal original Fokker F100, Boeing 737-200 2

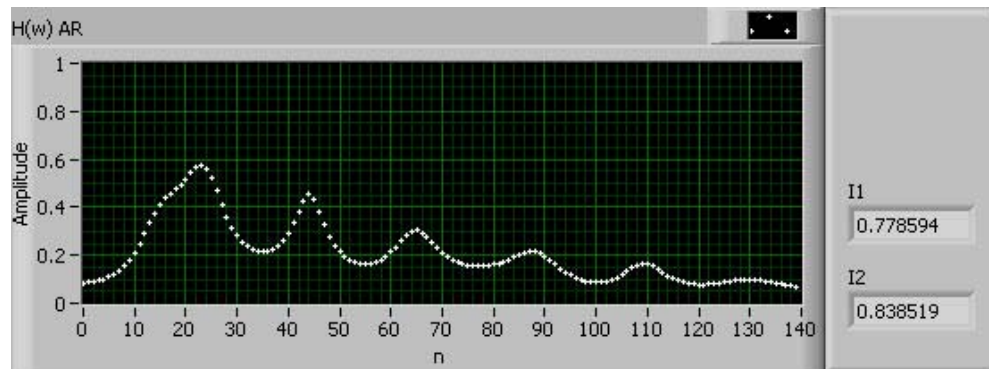


Fig. E.35 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un Fokker F100, Boeing 737-200 2

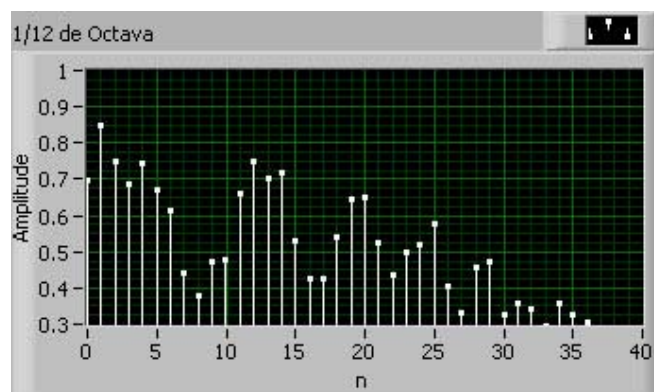


Fig. E.36 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un Fokker F100, Boeing 737-200 2



E.13 MD87, MD88

Esta categoría abarca los modelos MD87 y MD88.

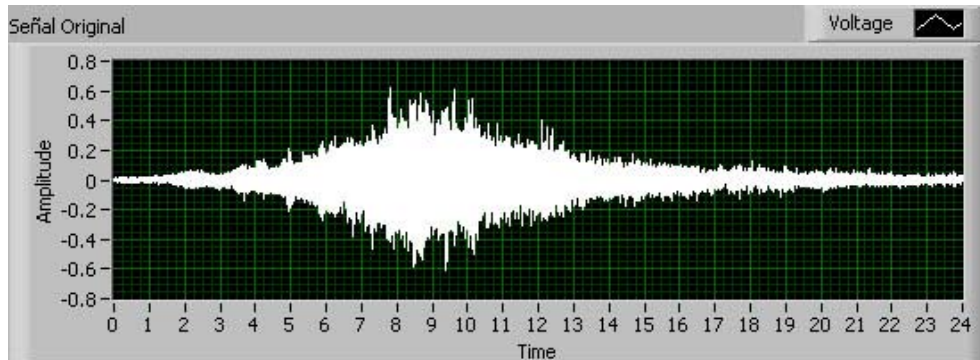


Fig. E.37 Señal original MD87, MD88

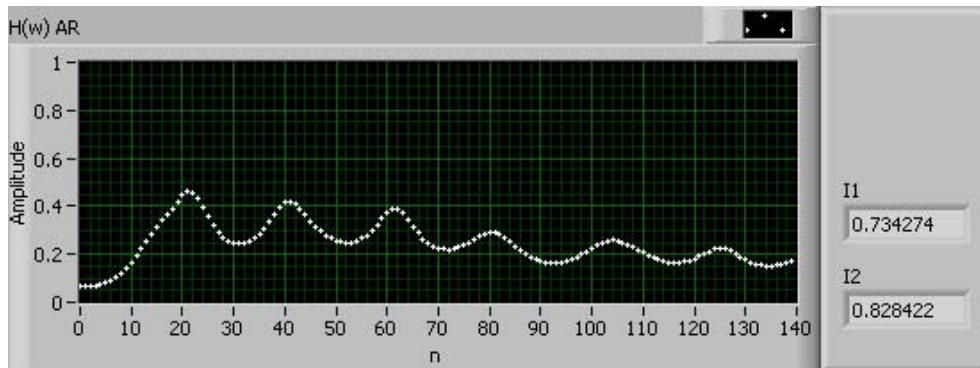


Fig. E.38 Patrón basado en el modelo AR e indicadores I1 e I2 de un MD87, MD88

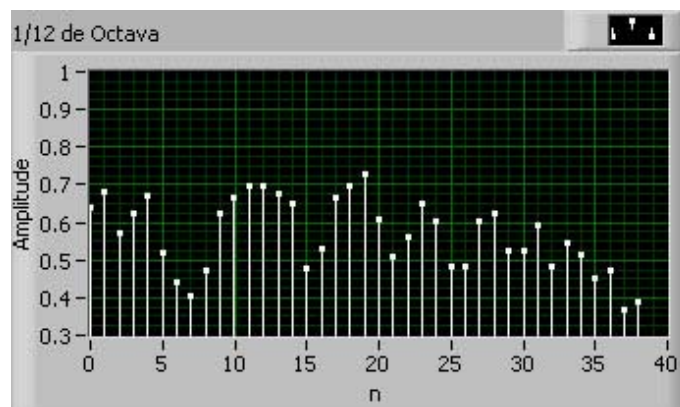


Fig. E.39 Patrón basado en el análisis de 1/12 de octava de un MD87, MD88



GLOSARIO

<i>Calibrador</i>	Dispositivo que permite realizar ajustes en los sistemas de medición, generando un nivel de señal conocido, por ejemplo: 94 dB a 1KHz.
<i>CNEL</i>	Community Noise Equivalent Level (CNEL). Es un indicador de presión sonora similar a Leq con la diferencia de que compensa la molestia ocurrida por las noches. Los eventos ocurridos entre las 7:00 p.m. y las 10 p.m. se compensan agregando 4.77 dB a cada uno, y los eventos ocurridos entre las 10 p.m. y las 7 a.m. se compensan con 10 dB.
<i>Curvas de ruidosidad</i>	Fueron creadas para evaluar el ruido de aviones por observadores en tierra, las curvas de ruidosidad están relacionadas con el indicador PNL.
<i>Curvas de sonoridad</i>	Indican el nivel de sonoridad y reflejan contornos de igual sonoridad.
<i>Decibelio (dB)</i>	Es una unidad logarítmica que relaciona la magnitud de interés y una magnitud de referencia, utilizada en acústica como la unidad para indicar el nivel de intensidad del sonido.
<i>DNL</i>	Day/Night Level (DNL). Es un indicador de presión sonora similar a Leq con la diferencia de que compensa la molestia ocurrida por las noches. Los eventos ocurridos entre las 10 p.m. y las 7 a.m. se compensan con 10 dB.
<i>DSL</i>	Digital Subscriber Line (DSL). Protocolo para acceso a internet.
<i>EMU</i>	Environmental Monitoring Unit (EMU). Unidad de monitoreo ambiental, estos dispositivos cuentan con: un micrófono, una unidad de almacenamiento y un modem para transmitir datos a la central.
<i>EPNL</i>	Effective Perceived Noise Level (EPNL). Es el nivel en dB de la integral del antilogaritmo de la décima parte del tono corregido del PNL durante el paso de un avión con una duración de 10 s.



<i>Espectrograma</i>	El espectrograma es una representación visual de las variaciones de la frecuencia en el eje vertical, y de la intensidad mediante los niveles de colores o grises del sonido que se está representando a lo largo del tiempo que se representa en el eje horizontal.
<i>FFT</i>	Fast Fourier Transform (FFT). Algoritmo que permite calcular la transformada de Fourier discreta. Ampliamente utilizada en el tratamiento digital de señales.
<i>Fonos</i>	Unidad del nivel de sonoridad.
<i>GPS</i>	Global Positioning System (GPS). Es un sistema global de navegación por satélite que permite determinar en todo el mundo la posición de un objeto, persona o vehículo.
<i>GSM</i>	Global System for Mobile (GSM). Es un sistema estándar para comunicación utilizando teléfonos móviles que incorporan tecnología digital.
<i>Instrumento Virtual (VI)</i>	Es una capa de software y hardware que se le agrega a una PC de tal forma que permite a los usuarios interactuar con la computadora como si se estuviera utilizando un instrumento electrónico. Al ser el software la parte principal de un instrumento virtual permite adaptarlo a las necesidades específicas, además de ser más barato que un instrumento con las mismas capacidades.
<i>ISDN</i>	Integrated Services Digital Network (ISDN). Protocolo para acceso a un red.
<i>LEQ</i>	Equivalent Sound Level (LEQ). Es el nivel de energía sonora que tendría un ruido constante en el mismo periodo que el ruido medido.
<i>Lmax</i>	Es el nivel sonoro más alto que se registra durante un periodo de tiempo.
<i>Lmin</i>	Es el menor nivel que se registra durante un periodo de tiempo.
<i>Lp</i>	Nivel de presión sonora que se registra en un instante de medición. También conocido como SPL (Sound Pressure Level).
<i>Octava</i>	Es el intervalo que separa dos sonidos cuyas frecuencias fundamentales tienen una relación de dos a uno.
<i>Pascal (Pa)</i>	Es la unidad de presión del sistema internacional de unidades.



<i>Percentiles</i>	Es el nivel sonoro que es superado determinado porcentaje de tiempo.
<i>PNL</i>	Perceived Noise Level (PNL). Es un indicador de nivel de presión sonora con frecuencias ponderadas que combina 24 bandas en tercio de octava que van de los 50 Hz. a los 10 KHz. Expresada en dB.
<i>POTS</i>	Plain Old Telephone Service (POTS). Es el servicio telefónico tradicional.
<i>Rango dinámico</i>	Es el término usado para describir la relación entre el valor más pequeño y el valor más grande posible de una cantidad variable. El oído humano tiene un rango dinámico para los niveles de sonido de aproximadamente 100 dB.
<i>SEL</i>	Sound Exposure Level (SEL). Es el nivel sonoro que, si se mantiene constante durante 1 segundo, tendría la misma energía que el evento sonoro medido.
<i>Sonómetro</i>	Es el dispositivo que sirve para medir los niveles de sonido. Es un equipo que permite cuantificar el nivel de presión sonora.
<i>Sonoridad</i>	Es el nivel sonoro subjetivo del sonido. Es la percepción que se tiene de la intensidad sonora. La sonoridad depende de la intensidad sonora, de la frecuencia y la duración del sonido.
<i>Umbral auditivo</i>	Es un valor de referencia y corresponde a 20 μ Pa.
<i>Umbral de dolor</i>	Es un valor de referencia y corresponde a 100 Pa.
<i>WiFi</i>	Wireless Fidelity (Wi Fi). También es conocida como WLAN (wireless lan). Es el estándar de las redes inalámbricas.