

Recepción: 16 de mayo de 2017

Aceptación: 12 de junio de 2017

Publicación: 14 de junio de 2017

NIVELES DE PRESIÓN SONORA EN UNA HÉLICE: MEDIDA EXPERIMENTAL Y PREDICCIÓN NUMÉRICA. ANÁLISIS COMPARATIVO

SOUND PRESSURE LEVELS ON A PROPELLER. EXPERIMENTAL MEASURE AND NUMERICAL PREDICTION. COMPARATIVE ANALYSIS

Ernesto Ibáñez Benedicto¹

Eduardo Mezquida Orti²

Ricardo Atienza Pascual³

1. Ingeniero Aeronáutico. Investigación en Aeroacústica. Escuela Politécnica de la Universidad Alfonso X El Sabio. E-mail: ibanez.ernesto@gmail.com
2. Ingeniero Aeronáutico. Investigación en Aeroacústica. Escuela Politécnica de la Universidad Alfonso X El Sabio. E-mail: emc_chip@yahoo.es
3. Doctor Ingeniero Aeronáutico. Escuela Politécnica de la Universidad Alfonso X El Sabio. E-mail: ratiepas@uax.es

Citación sugerida:

Ibáñez Benedicto, E., Mezquida Orti, E. y Atienza Pascual, R. (2017). Niveles de presión sonora en una hélice: medida experimental y predicción numérica. Análisis comparativo. *3C Tecnología: glosas de innovación aplicadas a la pyme*, 6(2), 65-85. DOI: <http://dx.doi.org/10.17993/3ctecno.2017.v6n2e22.65-85/>.

RESUMEN

El presente artículo recoge la descripción y presentación de los resultados acústicos obtenidos de una campaña de medidas en plataforma realizadas a una hélice tripala en rotación controlada. A partir de los parámetros físicos y de las variables fluidodinámicas del ensayo, se realizó una predicción del ruido de dicha hélice usando un código numérico desarrollado por los autores, denominado HELyNOISE. Con dichos datos de simulación y de los resultados experimentales se realizó una valoración y representación comparativa de los resultados obtenidos.

ABSTRACT

This paper presents the description and presentation of the acoustic results obtained from a set of measures in platform performed to a tripolar propeller in controlled rotation. A prediction of the noise of such propeller was made using a numerical code developed by the authors, called HELyNOISE from the physical parameters and the fluid dynamics variables of the test. A comparative evaluation and representation of the obtained results was made thanks to these simulation data and the experimental results.

PALABRAS CLAVE

Hélice, BPF, acústica, predicción, ruido.

KEY WORDS

Propeller, BPF, acoustic, prediction and noise.

1. INTRODUCCIÓN

El ruido de origen aerodinámico producido por los rotores de aeronaves, se puede clasificar globalmente en ruido armónico y ruido de banda ancha, según tenga o no componentes periódicos. El ruido armónico es el dominante y el más molesto por sus características espectrales. En este sentido, son muchos los esfuerzos que se han realizado en las últimas décadas en conocer los procesos de generación de ruido debido a superficies aerodinámicas móviles, así como en su predicción y en sus técnicas de minimización. Hoy en día la mayoría de las predicciones del ruido de una hélice se basan en formulaciones integrales en el dominio del tiempo de la ecuación de Ffowcs Williams-Hawkings⁵.

1.1. OBJETO

El objeto de este artículo es la descripción y presentación de los resultados obtenidos de la campaña de medidas acústicas en plataforma realizadas a una hélice tripala. A partir de los resultados en dicho ensayo, se realizó una valoración y representación de la comparativa con los resultados arrojados por un código de predicción de ruido de hélices desarrollado por los autores, denominado HELyNOISE.

1.2. ALCANCE

El que determinan los cálculos realizados para dicho ensayo. En este trabajo aparecen dos conjuntos de cálculos acústicos:

- Experimentales a partir de los datos de medición en plataforma.
- Analíticos mediante simulación a partir del código de predicción y la valoración y representación de ambos resultados.

1.3. ABREVIATURAS

BPF	Frecuencia de Paso de pala (B lade P assing F requency)
c	Velocidad del Sonido
dB	Decibelio
dB(A)	Decibelio (con ponderación de frecuencia A)
L_p	Nivel de Presión Sonora
$L_{p,eq}$	Nivel de Presión Sonora Equivalente.
p	Presión sonora

- p₀ Presión de referencia
- Pa Pascal
- RMS Root Mean Square
- SPL Nivel de Presión Sonora (**S**ound **P**ressure **L**evel)

1.4. ALGUNAS DEFINICIONES

SPL Se define el Nivel de Presión Sonora instantáneo:

$$L_p(t) = 10 \log_{10} \left[\frac{p^2(t)}{p_0^2} \right] \quad p_0 = 20 \mu Pa$$

SPL El Nivel de Presión Sonora equivalente (es un promedio energético temporal):

$$L_{eq} = 10 \log_{10} \left[\frac{\overline{p^2}}{p_0^2} \right], \quad \text{donde}$$

$$\overline{p^2} \equiv p_{rms}^2 = \frac{1}{T} \int_0^T p^2(t) dt$$

2. METODOLOGÍA

2.1. INSTRUMENTACIÓN ACÚSTICA

Los equipos empleados en la realización de este ensayo corresponden al sistema de adquisición acústica LAN XI del fabricante B&Kj para la medida, grabación y cálculo de los diferentes niveles de SPL para los diferentes micrófonos, utilizando software Pulse de B&Kj. Se resume en la Tabla 1, la instrumentación acústica básica empleada:

EQUIPO	FABRICANTE	MODELO
Analizador Acústico	B&Kj	LAN XI
Canal ruido de fondo	Micrófono	GRAS 40AF
	Preamplific.	GRAS 26AK
Calibrador Acústico	B&Kj	4231
4 Micrófonos	B&Kj	4190
Trípodes	MANFROTO	-
Accesorios varios y cables	-	-

Tabla1. Instrumentación acústica.

Fuente: Elaboración propia.

2.2. PLATAFORMA INFORMÁTICA Y CODIGO DE SIMULACIÓN NUMÉRICA

Como plataforma informática donde operar el programa base del HELyNOISE se utilizó una máquina Blade Workstation del fabricante HP, modelo xw460c y con características básicas las siguientes:

- 16 cores Intel Xeon X5570 a 2,93GHz.
- 32G de RAM
- 136G de disco duro
- Tarjeta de vídeo NVidia Quadro FX 3600M

El código denominado HELyNOISE, implementa la ecuación de FW-H⁵ en la formulación 1A de Farassat⁴, excepto el término de cuatripolo, predice el ruido en el campo lejano para una hélice fija y puede considerar tanto observador fijo como móvil, admite cargas estacionarias e impulsivas tanto analíticas como computacionales o experimentales. Este código cuenta con un diagrama de flujo optimizado que reduzca el tiempo de ejecución y los errores acumulados en las distintas linealizaciones y discretizaciones utilizadas.

2.3. INSTALACIÓN DE ENSAYO

La instalación de ensayo la constituyen, básicamente, la plataforma, la góndola de hélice, y el mástil de soporte de micros. Por otra parte, la unidad acústica de captación, grabación y análisis de datos, referidos en el punto anterior.

GÓNDOLA DE HÉLICE

Esta unidad integra de forma funcional la hélice tripala, el motor que proporciona la potencia de giro a la caja reductora, la caja reductora para la selección y control de velocidad, así como el freno de sobrevelocidad, ver gráfico 1. La góndola se encuentra rígidamente soportada a la plataforma por una columna y una torre de celosía. A los efectos de este trabajo, sus características principales son:

Hélice: de paso regulable mecánicamente y palas de aleación bimetal.

B = 3 palas

longitud pala 0.85 m

Motor: de giro axial de velocidad variable

eléctrico cc a 24 V y control electrónico

actuador freno resistivo ENABLE magnético



Gráfico 1. Góndola de hélice.

Fuente: Elaboración propia.

MASTIL DE SOPORTE DE MICRÓFONOS

Un mástil retráctil regulable en altura y giro, eleva un brazo en voladizo al que se encuentran anclados cuatro soportes de micrófonos. Ver gráfico 2.



Gráfico 2. Mástil de micrófonos.

Fuente: Elaboración propia.

2.4. CONFIGURACIÓN DE MEDIDAS EXPERIMENTALES

Para iniciar el giro de la hélice, se conecta el control de par (Enable ON) y se activa el motor, subiendo progresivamente las revoluciones hasta 1200 r.p.m. condición nominal de medida. Se deja en funcionamiento al menos 15 min. hasta que se adquieran condiciones de regulación de giro estables.



Gráfico 3. Hélice en rotación.

Fuente: Elaboración propia.

Antes de cada medida, tras el arranque o desconexión de equipos acústicos, se calibra la cadena de medida con el calibrador sonoro, ver gráfico 4. De igual forma, antes de cada medida y al final de esta campaña de medidas, se verificó la ganancia del sistema de adquisición.



Gráfico 4. Proceso de calibración de micrófonos.

Fuente: Elaboración propia.

Para considerar una medida válida⁷, en todos los casos registrados, el SPL de fondo debería ser inferior en al menos 3 dB frente al SPL de inmisión acústica a BPF.

Durante cada posición de medida se registraron 5 señales procedentes de cuatro canales de medida de micrófonos y uno de monitoreo de ruido ambiental^{8,10} (ruido de fondo).

Se tomó un tiempo de medida de 30 s, registrándose las señales para un ulterior análisis. En cuanto a las variables de muestreo y análisis FFT se configuró el software Pulse de acuerdo a los datos del Gráfico 5.

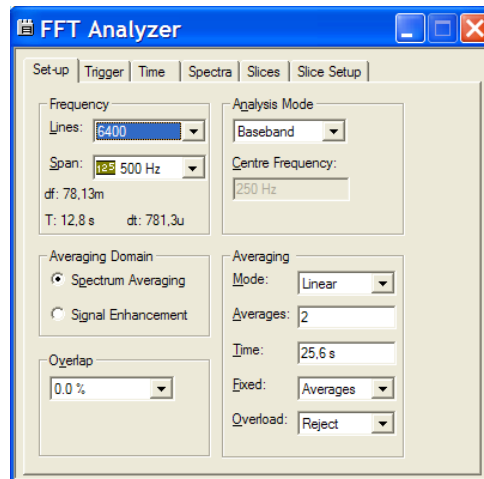


Gráfico 5. Ventana de configuración FFT de Pulse.

Fuente: Elaboración propia.

2.5. CONFIGURACIÓN ESPACIAL DEL ENSAYO

Se pudo disponer de una plataforma de ensayo al aire libre y con condiciones de bajo ruido de fondo, situando la torre de góndola y el mástil de sujeción de micrófonos de forma que no interfirieran las posibles reflexiones acústicas sobre obstáculos próximos, en particular sobre las paredes de la sala de control de equipos. Ver Gráfico 6.

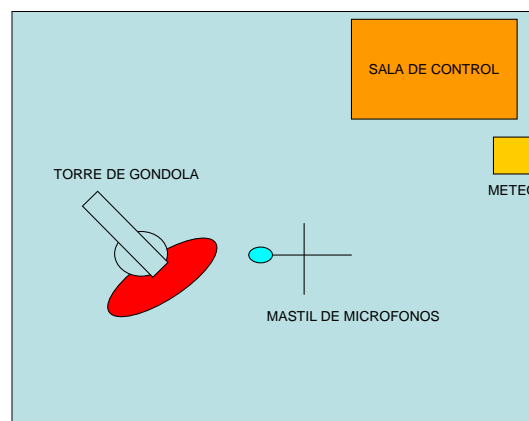


Gráfico 6. Situación de equipos de ensayo en plataforma.

Fuente: Elaboración propia.

POSICIÓN DE LOS MICRÓFONOS

De acuerdo con las posibilidades que permite las dimensiones de la plataforma se posicionó el mástil alrededor de la hélice en diferentes distancias según radiales (con centro en el buje de hélice ver gráfico 7) resultando 240 puntos de medida distribuidos de la siguiente forma:

- En el plano horizontal por eje de hélice, 120 puntos de medida.
- En un plano horizontal a 0.32m por encima del plano horizontal por eje de hélice, 60 puntos de medida.
- En un plano horizontal a 0.32m por debajo del plano horizontal por eje de hélice, 60 puntos de medida.

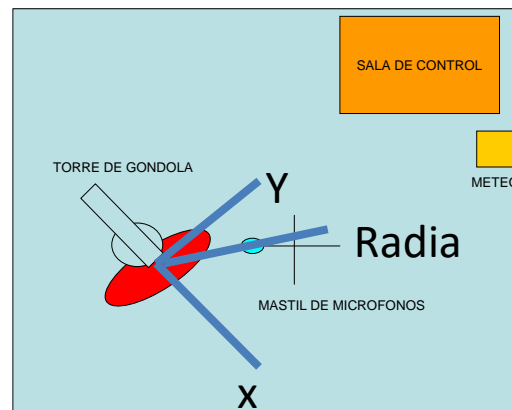


Gráfico 7. Origen de coordenadas para posiciones de micrófonos.

Fuente: Elaboración propia.

INCERTIDUMBRE DE MEDIDA

En general, las causas que generan incertidumbre son muchas entre otras las debidas a los siguientes errores: instrumentación, operación, cálculo aproximado, superficies del recinto, posición y directividades de los micrófonos, y condiciones medioambientales.

En esta aplicación, al no haber cálculos intermedios, la incertidumbre de medida⁶, que pueda participar en la Desviación Estándar de Repetibilidad, se reduce a lo expresado en la Tabla 2:

Tabla 2. Consideraciones sobre incertidumbres de la medida.

CAUSA ERROR	INCERTIDUMBRE ESTÁNDAR u_i (dB)	DISTRIBUCION DE PROBABILIDAD	COEFICIENTE DE SENSIBILIDAD c_i	INCERTIDUMBRE u_i (dB)
Instrumento de medida	0.5	normal	1	0.5
Operación de las fuentes de ruido	0.2	normal	1	0.2
Condiciones medioambientales	0.02	normal	1	0.02
TOTAL $\sqrt{\sum (c_i u_i)^2}$		normal		0.54

Fuente: Elaboración propia.

NOTA: La Incertidumbre Expandida de Medida, con un factor de cobertura de $k = 2$, resultará

$U = k \cdot u = 1.1 \text{ dB}$, para una probabilidad de cobertura del 95 %.

Las cifras de la tabla proceden de los Certificados Anuales de Calibración de los instrumentos y de datos estimados según ISO 3745.

3. RESULTADOS DE MEDIDAS EXPERIMENTALES

En la tabla 3, se incluyen los valores SPL obtenidos a un BPF para alguna de las posiciones (x,y,z en metros) de micrófonos, SPL_{exp} en BPF en dB.

La **Frecuencia nominal de Paso de Pala** (*Blade Passing Frequency*)

$$\text{BPF} = B \cdot N / 60 = 3 \cdot 1200 / 60 = 60 \text{ Hz.}$$

Tabla 3. Valores de SPL para coordenadas x,y,z de micrófono.

x	y	z	SPL _{exp} a BPF
0.000	1.210	0.320	70.26
0.000	2.210	0.320	60.46
0.000	3.210	0.320	57.97
0.000	4.210	0.320	53.35
0.189	1.195	0.320	72.50
0.346	2.183	0.320	60.77
0.502	3.170	0.320	56.43
0.659	4.158	0.320	54.14
0.374	1.151	0.320	72.63
0.683	2.102	0.320	59.71

Fuente: Elaboración propia.

En el gráfico 8 adjunto, se muestra el espectro resultado del análisis acústico para el punto de medida (0.659,4.158,0.320) obtenidos por frecuencia, entre 2 Hz y 100 Hz; y con el objeto de identificar la tonalidad presente y el comportamiento armónico.

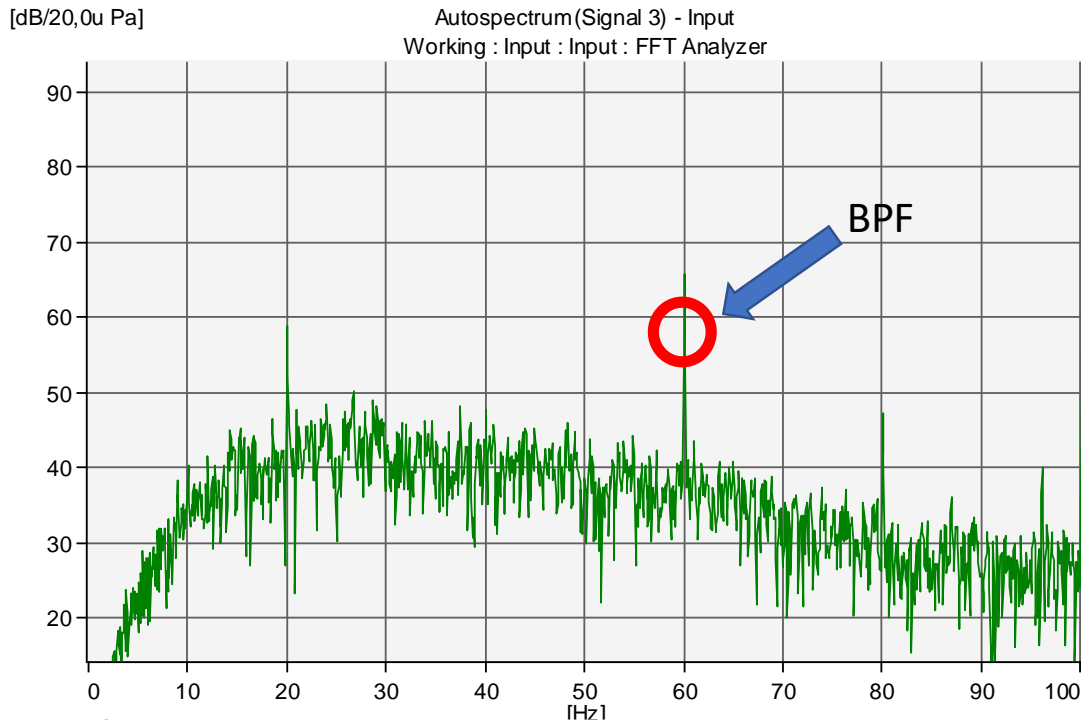


Gráfico 8. Ejemplo de espectro sonoro observado.

Fuente: Elaboración propia

4. CÁLCULO DE NIVELES DE RUIDO POR SIMULACIÓN

Para realizar el cálculo de los niveles de ruido por simulación numérica se configuran los archivos de entrada del programa HELyNOISE en consonancia a las condiciones en las que se realiza el ensayo. Para el cálculo de las cargas de la hélice se realizó un cálculo aerodinámico mediante CFD utilizando ANSYS-FLUENT 13. Ver gráficos 12 y 13.

4.1. CONDICIONES DE MALLADO

Para la simulación se empleó una malla no estructurada tetraédrica con una zona estructurada alrededor de las palas. La distancia de la primera celda se ha elegido para $y^+ < 10$. La malla consta de un total de 3.150.000 celdas. El dominio fluido es un cilindro con un diámetro de 12 veces el radio de las palas y una longitud de 20 veces el radio de las palas. Para la elaboración del mallado se utilizó un ANSYS-MESH. Ver detalles de mallado en gráficos 9,10 y 11.

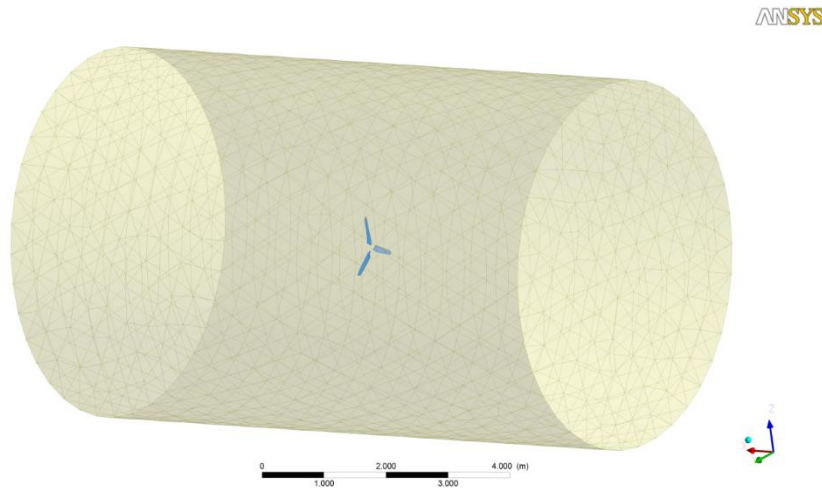


Gráfico 9. Mallado no estructurado del volumen de control.
Fuente: Elaboración propia.

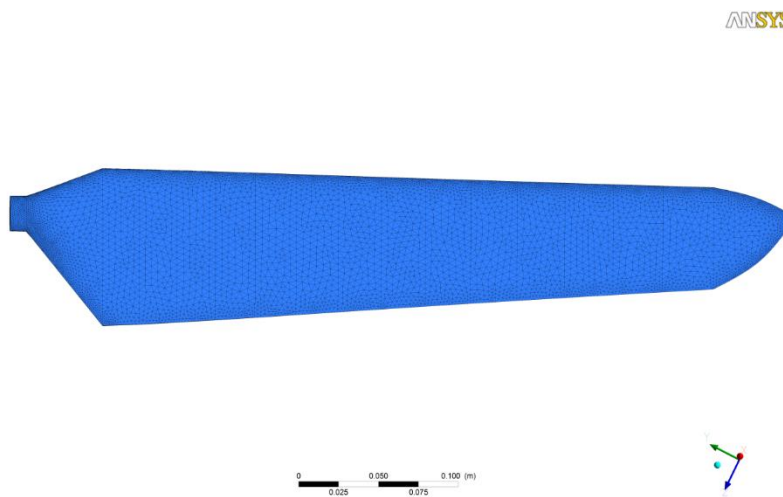


Gráfico 10. Mallado estructurado de una pala.
Fuente: Elaboración propia.

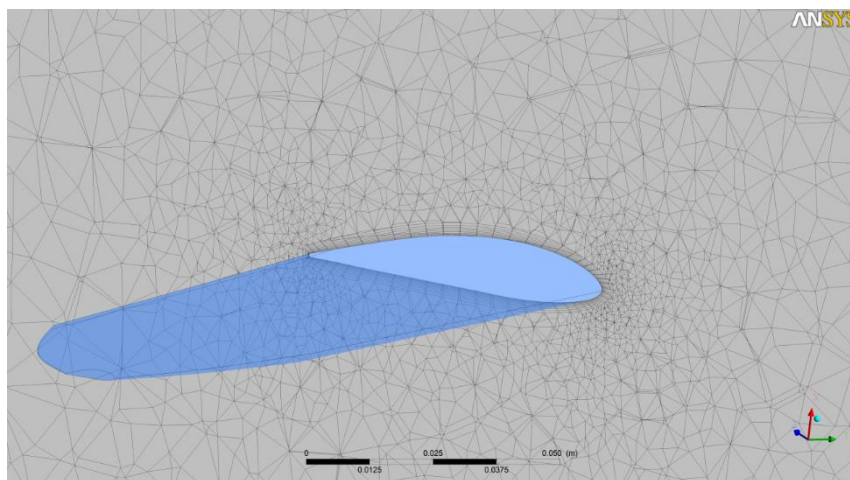


Gráfico 11. Desarrollo de malla entre pala y volumen de control.
Fuente: Elaboración propia.

4.2. MODELIZACIÓN FLUIDODINÁMICA

Para la simulación se han impuesto condiciones de contorno de Farfield con velocidad nula y sobre las palas condición de pared. Se ha utilizado el modelo Scale Adaptative Simulation (SAS) y discretizaciones de segundo orden hasta la convergencia en el parámetro de par ejercido por las palas (aprox 7000 iteraciones).

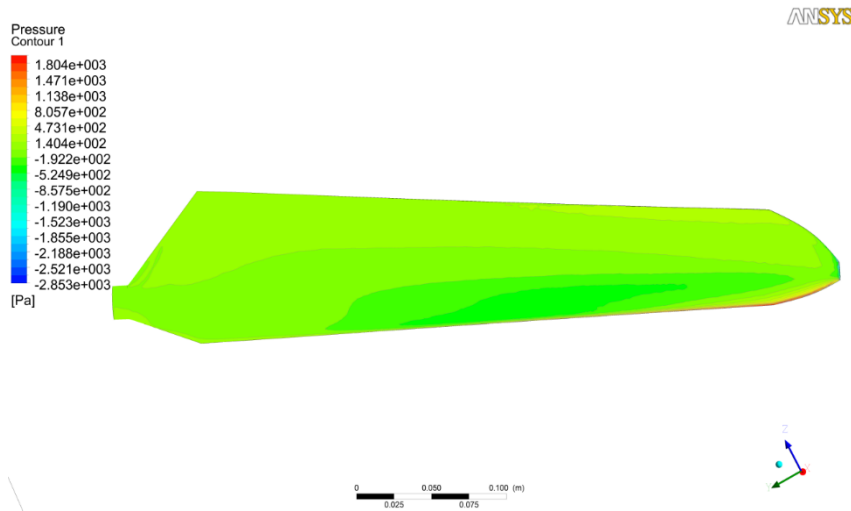


Gráfico 12. Cargas de presión en pala (intradós).

Fuente: Elaboración propia.

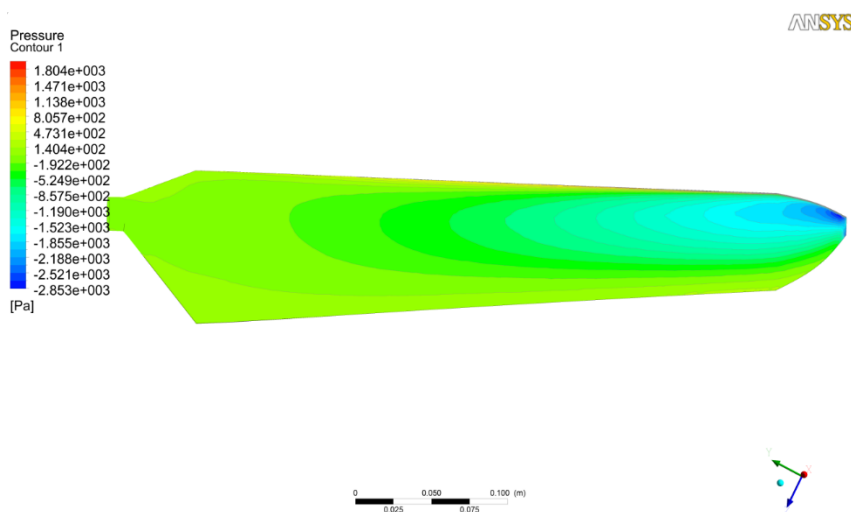


Gráfico 13. Cargas de presión en pala (estrados).

Fuente: Elaboración propia.

Se calcularon los niveles SPL a BPF para las mismas posiciones x,y,z utilizadas en la medida experimental. Para ello se utilizó el código de predicción desarrollado por los autores. En la tabla 4 se incluyen los valores SPL obtenidos a un BPF para alguna de las posiciones (x,y,z en metros) de micrófonos, SPLsim en BPF en dB.

Tabla 4. SPL de predicción para algunas posiciones de micrófonos.

x	y	z	SPLsim a BPF
0.000	1.210	0.320	71.73
0.000	2.210	0.320	52.04
0.000	3.210	0.320	41.97
0.000	4.210	0.320	36.58
0.189	1.195	0.320	75.28
0.346	2.183	0.320	53.90
0.502	3.170	0.320	42.84
0.659	4.158	0.320	36.98
0.374	1.151	0.320	76.65
0.683	2.102	0.320	54.63

Fuente: Elaboración propia.

5. COMPARATIVA DE RESULTADOS

En el proceso de medida no es posible con la señal de un solo micrófono, sin aislar el ruido procedente de la fuente sonora interés del resto de fuentes presentes. Una medida experimental se va a considerar válida si los valores acústicos medidos superan en al menos 3 dB los valores de ruido de fondo presente, a BPF.

Para realizar una valoración objetiva de los resultados de la simulación frente a la medición experimental válida, los valores obtenidos por simulación deben ser corregidos de acuerdo a nivel de ruido de fondo presente en cada momento de la medida. Ver gráfico 14.

Para ello se ha utilizado un procedimiento habitual en acústica que es corregir mediante los valores promedio de ruido de fondo. Antes y después del tren de medidas, se toma una medida del ruido presente con la hélice sin rotación, pero con el resto de equipos activados: trafos on, refrigeradores activados, enable on, etc. Esta medida es analizada con el mismo setup del equipo acústico utilizado en las medidas de ruido.

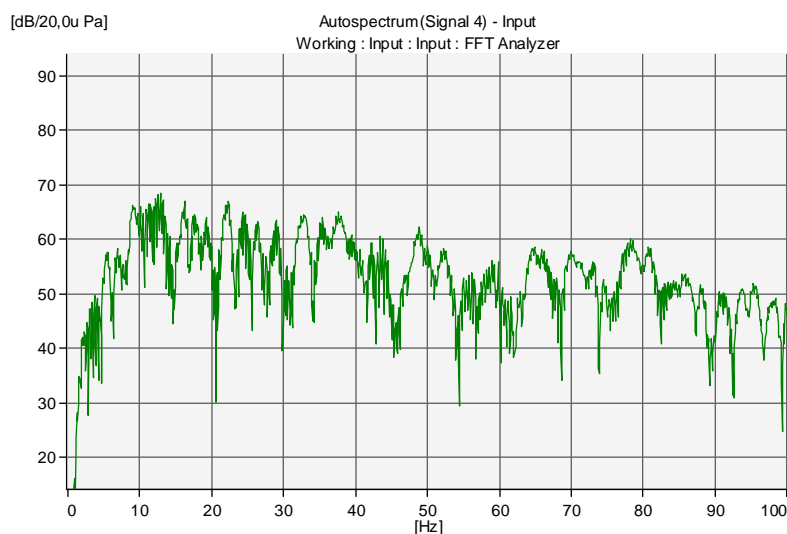


Gráfico 14. Espectro de ruido de fondo.

Fuente: Elaboración propia.

Posteriormente se corrige energéticamente los valores de la simulación con el siguiente criterio:

- Si los valores acústicos medidos superan en al menos 3 dB los valores de ruido de fondo, a BPF, entonces al valor acústico de la simulación se suma energéticamente el ruido de fondo presente.
- En el caso inverso, se considera dos casos:
 - que el valor acústico de la simulación sea mayor en al menos 3 dB a los valores de ruido de fondo, a BPF, entonces el valor acústico de la simulación se considera representativo, no se corrige.
 - que el valor acústico de la simulación sea inferior a los valores de ruido de fondo. Este valor carece de validez de caracterización para el propósito del trabajo. Se toma aquí el valor de referencia de la medida experimental.

A continuación, se anexan una serie de gráficos de comparativa según radiales, realizados a partir de los datos experimentales (SPLexp) y de predicción (SPLsimcorr):

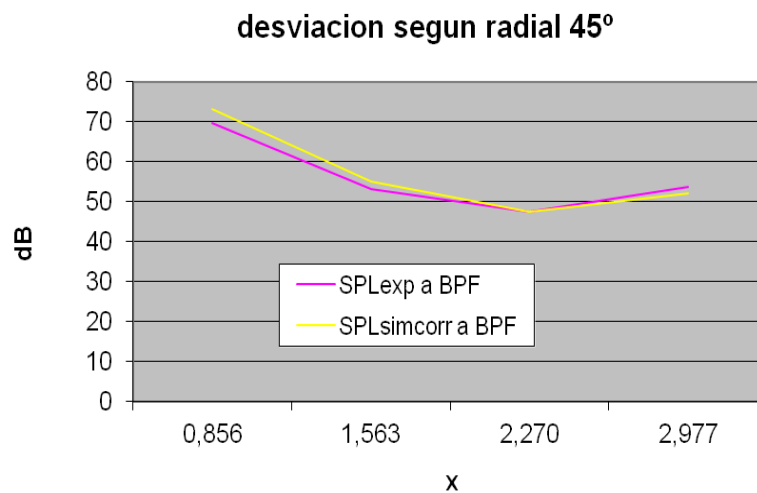


Gráfico 15. Comparativa de niveles de ruido según radial 45 grados.
Fuente: Elaboración propia.

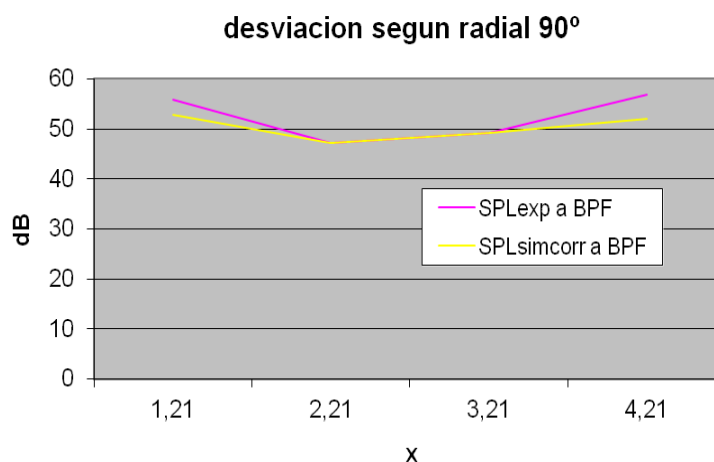


Gráfico 16. Comparativa de niveles de ruido según radial 90 grados.
Fuente: Elaboración propia.

Los gráficos representan los mapas de isófonas en el plano del eje de hélice paralelo a plataformas, realizados a partir de los experimentales (SPLexp) y de predicción (SPLsimcorr).

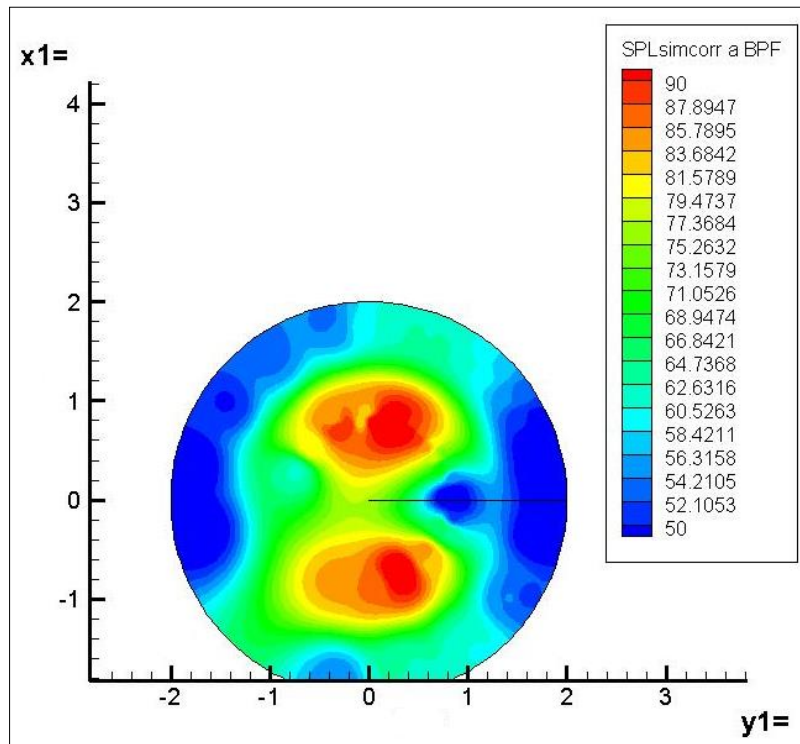


Gráfico 17. Mapa de isófonas obtenido por predicción.

Fuente: Elaboración propia.

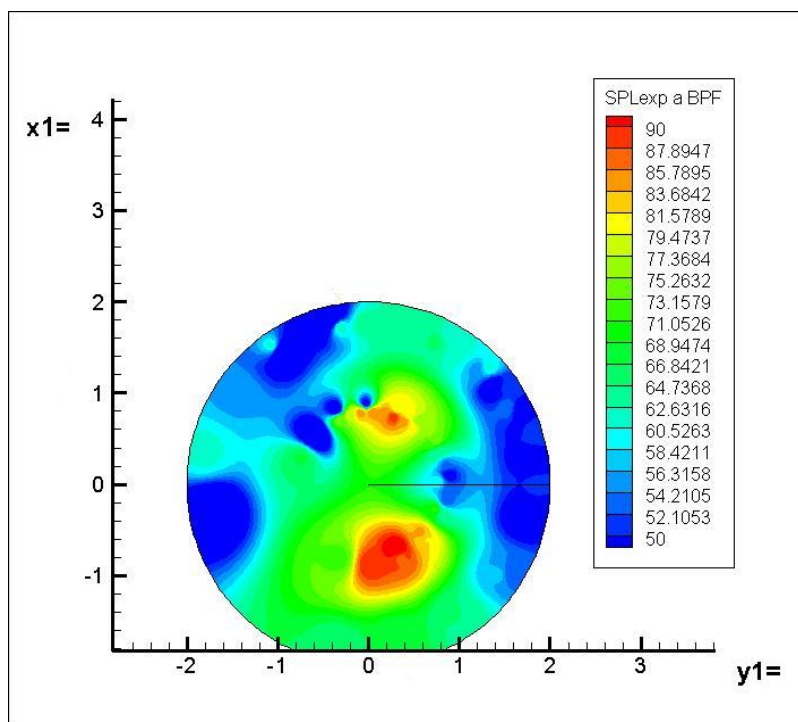


Gráfico 18. Mapa de isófonas obtenido por medición.

Fuente: Elaboración propia.

6. CONCLUSIONES

A la vista de los resultados experimentales y de simulación, se puede advertir la característica directividad acústica de una hélice³, en la que existe una gran diferencia de emisión acústica entre radiales próximos al eje de la hélice (máximo) y los del plano de hélice (mínimo). De igual forma se observa una diferencia de presión sonora para los puntos up-wind y los down-wind⁴.

Por otra, se detecta una asimetría acústica a ambos lados del eje de hélice, más acusada en los valores experimentales, y que no debería existir según los resultados teóricos⁴. Se han analizado las posibles causas y entre ellas se considera como más probables la influencia de algún tipo de reflexión acústica y la presencia de una asimetría de flujo de aire sobre la hélice, existentes durante los ensayos, imposibles de predecir y/o eliminar con la instalación e instrumentos de los que se disponía. En este sentido, puede ser menor esta asimetría en los datos obtenidos por simulación, ya que aquí se puede garantizar, al menos de forma matemática, que no existen reflexiones acústicas ni variaciones ni distorsiones en el flujo sobre la hélice¹¹.

Desde un punto de vista cuantitativo los resultados acústicos obtenidos por simulación se ajustan espacialmente de forma correcta, coincidiendo valores máximos y mínimos en las zonas en las que se ha podido obtener con validez datos acústicos experimentales.

7. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1-Crocker M.J. “Handbook of Acoustics”. Jonh Wiley & Sons, INC., 1998.
- 2-Farassat, F. “Introduction to generalized functions with applications in Aerodynamics and Aeroacoustics”. NASA TP 3428. May. 1994.
- 3-Farassat, F. “Theory of noise generation from moving bodies with an application to helicopter rotors”. NASA TR R-451. Dec. 1975.
- 4-Farassat, F. and Succi, G. P. “The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise”. *Vertica*, 7. 1983. pp. 309-320.
- 5-Ffowcs Williams, J. E. and Hawkings, D. L. “Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion”. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, Vol. A264, 1969, pp. 321-342.
- 6-ISO 3755. “Guide to the expresión of uncertainty in acoustic measurements”. Ginebra 1993.
- 7-ISO 3745 “Determination of sound power levels of noise sources using sound pressure – Precision methods for anechoic and hemi-anechoic rooms”. Ginebra 2003.
- 8-Kinsler, Lawrence E., Frey, Austin R. “Fundamentals of Acoustics”. New York: John Wiley and Sons, 2000.
- 9-Mueller T.J. “Aeroacoustic Measurements”. 2001.
- 10-Morse, Philip M., Ingard, Uno K. “Theoretical Acoustics”. Nueva Jersey: Princenton University, 1986.
- 11-Strawn, R. C., Duque, E. P. N., and Ahmad, J. “Rotorcraft aeroacoustics computations with overset-grid CFD methods”. *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 44, No. 2, Apr. 1999, pp. 132-140.