

Estudio analítico y experimental de fenómenos de flutter a bajos números de reynolds**Analytical and experimental study of flutter phenomena at low numbers of reynolds**

DOI:10.34117/bjdv5n7-154

Recebimento dos originais: 19/06/2019

Aceitação para publicação: 18/07/2019

Ariel Nicolás Gamarra

Ingeniero Aeronáutico

UIDET-LaCLyFA – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata.

Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

Comisión de Investigaciones Científicas de la Provincia de Buenos Aires (CIC)

Calle 526 entre 10 y 11 – CP 1900, La Plata, Argentina

ariel.gamarra@ing.unlp.edu.ar

Mariano Oscar García Saínz

Ingeniero Aeronáutico

UIDET-LaCLyFA – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata.

Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

mariano.garciasainz@ing.unlp.edu.ar

Guillermo Martín Capittini

Ingeniero Aeronáutico

UIDET-LaCLyFA – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata.

Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

CONICET (Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas)

Avda. Rivadavia, 1917, C1033AAJ, Ciudad. de Buenos Aires, Argentina

guillermo.capittini@ing.unlp.edu.ar

Julio Maraño Di Leo

Ingeniero Aeronáutico

UIDET-LaCLyFA – Facultad de Ingeniería – Universidad Nacional de La Plata.

Calle 116 e/ 47 y 48, CP 1900, La Plata, Argentina

CONICET (Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas)

Avda. Rivadavia, 1917, C1033AAJ, Ciudad. de Buenos Aires, Argentina

jmaranon@ing.unlp.edu.ar

RESUMEN

En el presente trabajo se analiza experimentalmente el fenómeno aeroelástico denominado fluttersobre diferentes superficies sustentadoras con el objetivo de generar herramientas para la medición de fenómenos aeroelásticos en túnel de viento. Para ello se estudiaron 3 placas planas con diferentes rigidices y dos alas sin comandos en un túnel aerodinámico, con el objetivo de obtener la frecuencia de movimiento y la velocidad de ocurrencia. La velocidad

de ocurrencia se determinó mediante la utilización de anemómetros y la frecuencia de movimiento mediante filmaciones de alta velocidad y software de seguimiento de imágenes. La combinación de esta herramienta junto con la técnica de balanza de alta frecuencia y la medición de presiones instantáneas a elevadas frecuencias de muestreo nos permite completar los estudios de acoplamiento aero-estructurales de aquellas estructuras donde el modelo de cuerpo rígido no es suficiente y/o adecuado.

Keywords: Flutter, Aeroelasticidad, Túnel de Viento, Turbulencia.

ABSTRACT

In the present work, the fl anteroelectric phenomena called flutter on different supporting surfaces is experimentally analyzed in order to generate tools for the measurement of wind tunneling phenomena. To do this, 3 flat plates with different rigidities and two wings without commands were studied in a dynamic tunnel, with the aim of obtaining the frequency of movement and the speed of occurrence. The speed of occurrence was determined by the use of anemometers and the frequency of movement by means of high-speed filming and image tracking software. The combination of this tool together with the technique of high frequency balance and the measurement of instantaneous pressures at high sampling frequencies allows us to complete the studies of aero-structural coupling of those structures where the rigid body model is not enough and / or suitable.

Keywords: Flutter, Aeroelasticity, Wind Tunnel, Turbulence

1. INTRODUCCIÓN

La aeroelasticidad es el estudio de la interacción entre las fuerzas aerodinámicas, inerciales y elásticas. El aire genera una fuerza aerodinámica sobre la pala del aerogenerador, la cual produce deformaciones elásticas. La deformación elástica induce un cambio en el ángulo de ataque de la pala con respecto a la corriente libre, provocando un cambio en la fuerza aerodinámica original que dio origen a la deformación. Dichas interacciones pueden llevar a un nuevo estado de equilibrio o divergir catastróficamente provocando la falla estructural.

El fenómeno analizado en este trabajo es el flutter, el mismo se caracteriza por ser una inestabilidad dinámica que ocurre por interacción entre fuerzas aerodinámicas no estacionarias, fuerzas elásticas y de inercia. Este trabajo se enfoca principalmente en el estudio experimental para la validación de modelos teóricos y numéricos, y de las herramientas para el estudio de efectos aeroelásticos en ingeniería de viento. Dicho fenómeno se caracteriza por una velocidad de la corriente libre y una frecuencia de ocurrencia.

El objetivo de este trabajo es validar y desarrollar las prácticas y herramientas para el estudio de fenómenos aeroelástico en túnel aerodinámico. Con el modelo ya construido se

verificará la velocidad de ocurrencia y frecuencia de flutter mediante ensayo en un túnel de viento turbulento.

2. ANALISIS TEORICO

Garrick y Theodorsen(1940) al haber realizado cálculos de flutter a una serie de alas y verificaciones mediante ensayos de las mismas, llegaron a la conclusión que las características aeroelásticas en términos de la velocidad y la frecuencia del perfil situado al $\frac{3}{4}$ de la semienvergadura eran muy próximas a las obtenidas para el ala completa. Por ello el modelo analítico corresponde a dicho perfil, reemplazando la acción del resto del ala mediante un resorte de torsión y uno de flexión equivalentes, como se observa en la Figura 1.

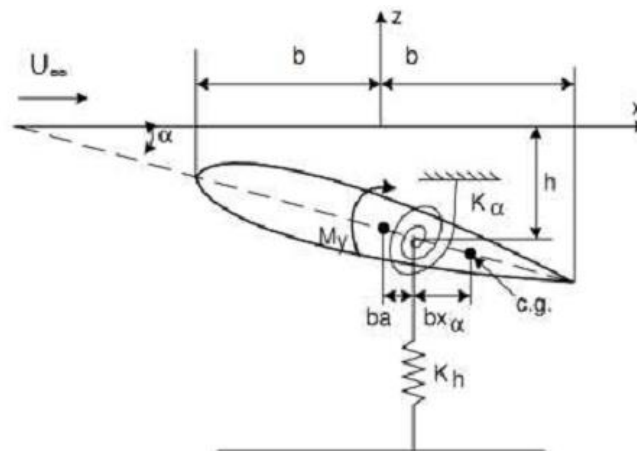


Figura 1. Modelización del ala.

Se plantean las ecuaciones de Lagrange para dos grados de libertad, el desplazamiento vertical “h” y el giro alrededor del centro elástico “ α ”. Se llega a las ecuaciones de movimiento para los grados de libertad mencionado:

$$\begin{cases} h) M\ddot{h} + S_\alpha \ddot{\alpha} + Mw_h^2 h + \frac{Mw_h^2 g_h}{w} \dot{h} = -L \\ \alpha) I_\alpha \ddot{\alpha} + S_\alpha \dot{h} + I_\alpha w_\alpha \alpha + \frac{I_\alpha w_\alpha^2 g_\alpha}{w} \dot{\alpha} = M_y \end{cases} \quad (1)$$

En las mismas se puede observar que los términos de la izquierda corresponden a las propiedades estructurales e inerciales del modelo y los de la derecha a las fuerzas aerodinámicas.

Se suponen soluciones del tipo armónico (2) y (3) para ambas coordenadas con la misma frecuencia:

$$h(t)=h_0e^{iwt}\dot{h}(t)=iwh_0e^{iwt}\ddot{h}(t)=-w^2h_0e^{iwt} \quad (2)$$

$$\alpha(t)=\alpha_0e^{iwt}\dot{\alpha}(t)=i w\alpha_0e^{iwt}\ddot{\alpha}(t)=-w^2\alpha_0e^{iwt} \quad (3)$$

Se llega a un sistema matricial como el siguiente (4);

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_0 \\ h_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4)$$

Para que el sistema no posea solución trivial, el determinante de este debe ser igual a cero. Al calcular dicho determinante se obtiene un número imaginario. Al resolver el determinante se llega a dos ecuaciones de segundo grado para la parte real (5) y la parte imaginaria (6) del número mencionado; para que sean solución del sistema ambas partes deben ser igual a cero:

Parte real

$$Re=\Omega_h\Omega_\alpha(1-g_hg_\alpha)X^2+[\Omega_h(R_{aa}-g_hI_{aa})+\Omega_\alpha(R_{ch}-g_\alpha I_{ch})]X+\frac{A_1B_12G}{\mu}+\frac{C_12F}{\mu^2}=0 \quad (5)$$

Parte imaginaria

$$Im=\Omega_h\Omega_\alpha(g_h+g_\alpha)X^2+[\Omega_h(R_{aa}g_h+I_{aa})+\Omega_\alpha(R_{ch}g_\alpha+I_{ch})]X+\frac{1}{\mu}\left(D_1+\frac{C_12G}{\mu}-B_12F\right)=0 \quad (6)$$

Donde los parámetros no mencionados son operaciones matemáticas del sistema. Resolviendo este sistema de ecuaciones mediante un procedimiento cuya explicación escapa del alcance de este trabajo se obtiene una frecuencia y una velocidad de ocurrencia del fenómeno.

3. METODOLOGÍA

3.1 MODELOS

Para las etapas iniciales se eligieron modelos de fácil construcción y con propiedades estructurales adecuadas para favorecer la ocurrencia de flutter en las condiciones de ensayo del túnel de viento disponible. En primera instancia se optó por placas planas de madera balsa de 2mm x 83mm x 350mm, tamaño de una placa comercial disponible en el mercado.

Las frecuencias de los primeros modos de vibrar del modelo se obtuvieron inicialmente mediante un software de elementos finitos (FEM). En el mismo se identifican los dos primeros modos, uno de flexión y uno de torsión. En la Fig. 1 se presenta un ejemplo del modo torsional arrojado para el primer modelo por el método FEM.

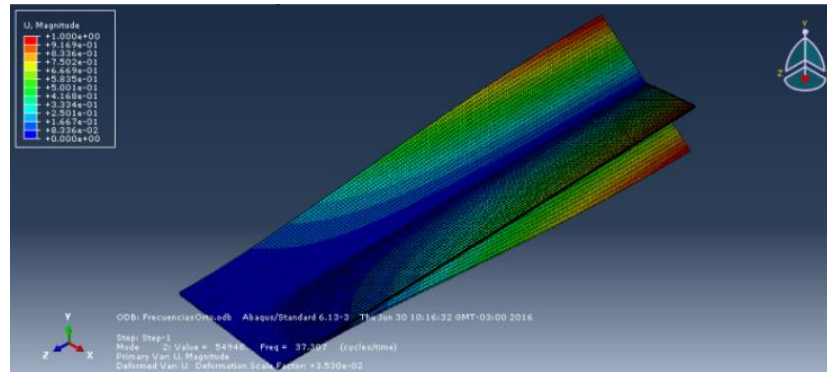


Figura 2. FEM placa plana 2mm.

Para verificar los resultados FEM, se realizó un ensayo simple que consistía en empotrar un extremo del modelo y desplazar el borde libre, dejándolo oscilar libremente mientras se registra la señal de un acelerómetro convenientemente ubicado en el modelo, y simultáneamente, se realiza una filmación en alta velocidad de un plano transversal donde se incorporan puntos testigos de seguimiento. En ambos casos se observó una diferencia respecto a los resultados FEM, por lo que se optó por utilizar la frecuencia obtenida en el experimento para alimentar los modelos teóricos.

El modo torsional no pudo ser verificado correctamente debido a la dificultad de excitar adecuadamente dicho modo.

Como segundo y tercer modelo se eligieron placas planas con la misma geometría que el caso anterior, pero colocándoles refuerzos longitudinales y diagonales con el fin de aumentar la frecuencia flexional y torsional, sucesivamente.

Una vez obtenida una buena caracterización de las placas planas y en función de los resultados obtenidos, en los que se evidenció la influencia de la frecuencia de torsión en la definición de la frecuencia de flutter, se construyen modelos rectangulares procurando minimizar la rigidez torsional. Con este criterio se construyeron dos alas rectangulares con perfil NACA 0009 sin torsión geométrica, que posee seis partes principales, como se observa en la Figura 3.

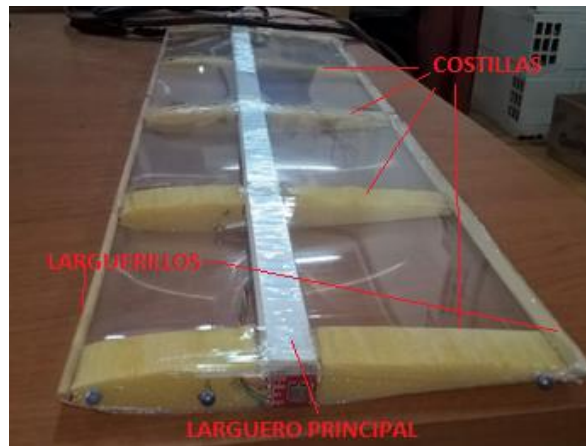


Figura 3. Configuración del ala con el larguero al 40% de la cuerda.

En el primer modelo se colocó el larguero principal al 50% de la cuerda, el centro de gravedad y de giro coincidían con el mismo, habiéndose verificado experimentalmente. Para el segundo modelo se adelantó la posición del larguero principal al 40% de la cuerda, casi en coincidencia con el centro de gravedad de las costillas. En ambos modelos el empotramiento se realizó únicamente sobre el larguero principal.

Se identificó mediante FEM del nuevo modelo el primer modo de flexión y el segundo de torsión pura.

3.2 ENSAYOS Y ADQUISICIÓN DE DATOS

Se realizaron pruebas en un túnel de viento cerrado con una sección de prueba rectangular de 1.4m x 1.0m x 7.5m, que posee un rango de velocidades de 0 a 20 m/s. Se colocaron los modelos de forma que los mismos queden coincidentes con el centro geométrico de la sección de prueba para evitar los efectos de pared. Dichos modelos se sujetaron por la raíz mediante un empotramiento como se observa en la Figura 4.



Figura 4. Montaje en túnel del modelo

Para observar la ocurrencia de flutter, se aumenta la velocidad de viento progresivamente hasta que el fenómeno se establece. Al estar limitados en la velocidad máxima del túnel, los modelos se diseñan para lograr propiedades másicas e inerciales que favorezcan la ocurrencia de flutter dentro de los límites operativos del túnel de viento disponible. Esto provoca que la ocurrencia del fenómeno sea sensible a la instrumentación del modelo (acelerómetros, tomas de presión, etc.), por ello para los primeros ensayos (de placas planas) se optó por utilizar un método de medición de frecuencia de flutter “no invasivo”.

Se realizaron grabaciones de alta velocidad (a 420 cuadros por segundo) del borde marginal del modelo con una cámara digital Casio Exilim ex-fh25, y mediante un software de seguimientos de puntos denominado “tracker”, se realiza un mapeo de puntos esenciales para poder observar el fenómeno (trackeo), cabe destacar que el software no depende de la cámara con la que se filme, y el mismo presenta una licencia libre, bajo los términos de GNU, para utilizarse con cualquier video en los formatos soportados (Ref 2). Mediante técnicas de análisis de señales se encontraron las frecuencias dominantes del fenómeno. Este procedimiento fue validado mediante comparación con resultados de acelerómetros para la identificación de los modos de vibrar mencionados en párrafos anteriores; en la Fig. 4 se observa una imagen del software utilizado para este procedimiento.

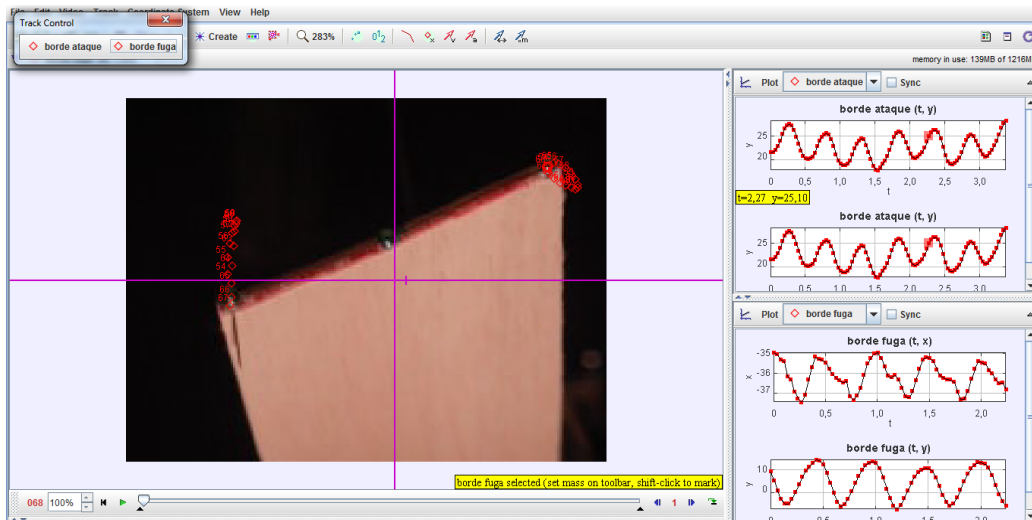


Figura 5. Software de seguimiento de imágenes.

En los últimos ensayos además del sistema de filmación, se colocó un acelerómetro uniaxial ADXL193 y un sensor de vibraciones MEAS 35005 de baja masa, minimizando la influencia sobre las características del modelo en estudio, los cuales se presentan en la Figura 6. Dichos instrumentos se utilizan para evaluar la frecuencia de los dos grados de libertad del sistema, movimiento vertical y torsional del borde marginal.

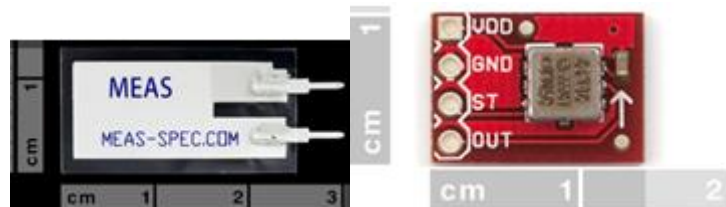


Figura 6. Acelerómetro uniaxial ADXL193 y sensor de vibraciones MEAS 35005.

4. RESULTADOS Y ANÁLISIS

En la Tabla 1 se presentan los resultados arrojados por el programa de elementos finitos para todos los modelos para la frecuencia torsional, y la de los resultados experimentales para la frecuencia de flexión. En las placas planas se puede observar que los refuerzos cumplieron el objetivo para el cual fueron diseñados, aumentando la frecuencia de los modos respectivos. Se observa que la relación entre ambas frecuencias es menor a 5 para todos los modelos de ensayo.

Tabla 1. Frecuencias naturales del primer y segundo modo

	Flexión [Hz]	Torsión [Hz]
Placa plana	11,88	48,05
Placa plana ref. longitudinal	27,2	59,2
Placa plana ref. torsional	22,87	74,87
Ala larguero 50%	4,66	21,59
Ala larguero 40%	4,59	19,4

Para identificar la frecuencia dominante del fenómeno aeroelástico, se computa el espectro de frecuencia de las señales temporales de desplazamiento y de ángulo de ataque, obtenidas mediante el trackeo de puntos en los videos de alta velocidad en filmaciones de 20s aproximadamente.

En los ensayos se realiza un seguimiento del borde ataque, de fuga y el centro de la cuerda de la puntera de ala; se calcula el ángulo de giro asumiendo que la cuerda no se deforma (previa verificación de que así sea).

En la seFig. 5 se observa el espectro de frecuencia obtenido para la placa plana original, tanto para el movimiento vertical (h), el ángulo formado por el borde de ataque y el centro de la cuerda (α_{ba}) y para el ángulo formado por el borde de fuga y el centro de la cuerda (α_{bf}). El resto de las placas planas arrojo resultados similares que se resumirán al final en una tabla.

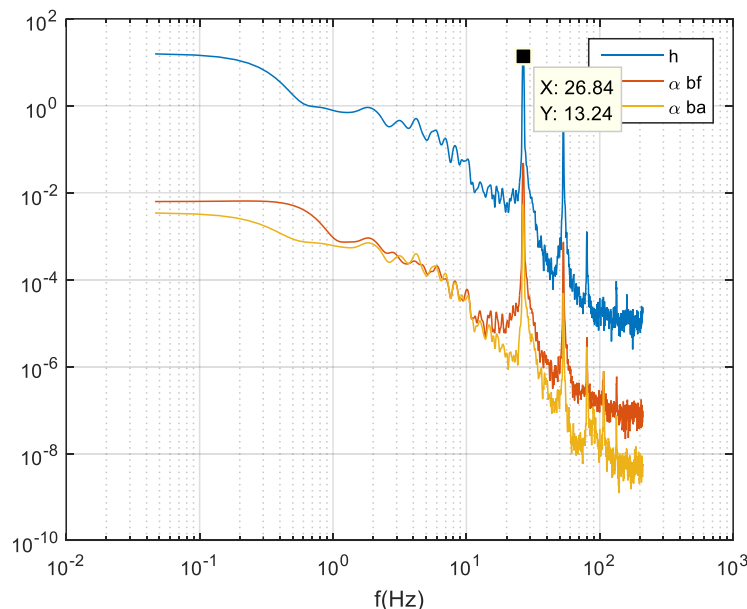


Figura 7. Espectro de frecuencia del modelo de placa plana.

En el caso del ala con el larguero al 50% además de hacerle el seguimiento de imágenes en los mismos puntos que en el caso anterior, se le colocó un acelerómetro uniaxial en la punta del ala coincidente con el larguero principal, con el objetivo de comparar los resultados arrojadas por el seguimiento de imágenes. En la Figura 8 se observa el espectro de frecuencia de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes y la comparación con la obtenida con el acelerómetro; cabe destacar que aunque estas señales no tienen la misma magnitud física (una es aceleración y las otras desplazamiento) se grafican en una misma escala debido a que el objetivo del ensayo es identificar las frecuencias predominantes, las cuales coinciden en ambas señales.

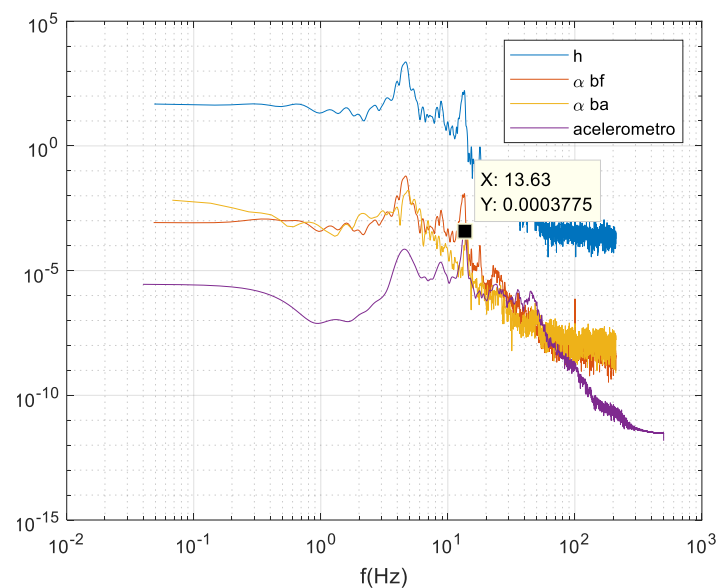


Figura 8. Espectro de frecuencia de la señal de trackeo, modelo de ala con larguero al 50% de la cuerda.

En ambos casos se observa un pico predominante a 13,6 Hz, pero además aparecen picos menores a 4,5Hz y a 8,6Hz, los cuales se consideran efectos de segundo orden que escapan al estudio del presente trabajo. El último ensayo fue sobre el ala con el larguero al 40% de la cuerda, instrumentada con acelerómetro coincidente con el larguero principal y además se colocó el sensor de vibraciones con el objetivo de captar la frecuencia torsional. En la Figura 9 se observa el gráfico del espectro de frecuencias de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes, y al igual que en la Figura 8, se superponen los resultados del acelerómetro y del sensor vibratorio para efectos de comparación.

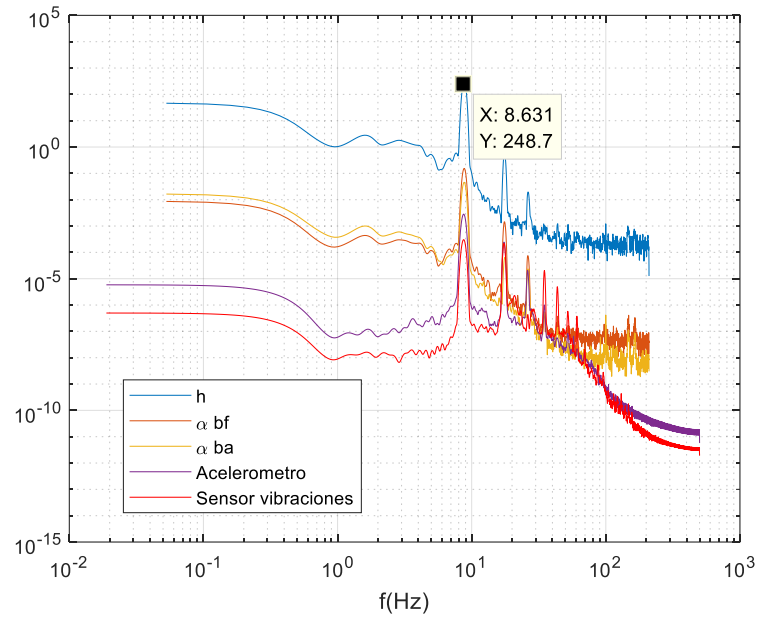


Figura 9. Espectro de frecuencia de la señal de trackeo, modelo de ala con larguero al 40% de la cuerda.

En ambos casos se observa un pico acentuado a 8,6 Hz, pero además aparecen picos de menor amplitud en frecuencias superiores que son múltiplos de la primera (armónicos), por lo que se considera que estas frecuencias estarían asociadas a efectos de orden superior asociados a las no linealidades del modelo construido para el ensayo.

Como resumen, se presenta la Tabla 2 una comparación de los resultados de los ensayos con la teoría desarrollada por Garrick et al (1940).

Tabla 2. Resultados globales.

	V teórica [m/s]	V experimental[m/s]	e[%]
Placa Plana	10	9	10
Placa Plana ref. longitudinal	11,5	12	4,2
Placa Plana ref. torsional	15,7	14	10,8
Ala larguero central	10,8	10	7,4
Ala larguero 40%	9,9	8	19,2
	F teórica [m/s]	F experimental[m/s]	e[%]
Placa Plana	22,3	26,6	16,2
Placa Plana ref. longitudinal	29,5	39	24,4
Placa Plana ref. torsional	34	42,6	20,2
Ala larguero central	12,3	13,6	9,6
Ala larguero 40%	9,22	8,8	4,56

5. CONCLUSIONES

El fenómeno es muy sensible a las frecuencias propias del modelo (en especial la torsional) por ello una de las principales fuentes de error es el cálculo de éstas. Para obtener una mejor aproximación de los modos sería necesario realizar ensayos modales de los modelos construidos.

Como conclusión se pudo cumplir con el objetivo de diseñar un modelo que reproduzca el fenómeno aeroelástico (flutter), y poder predecir la ocurrencia del fenómeno trabajando sobre las propiedades másicas, mecánicas y aerodinámicas de un modelo experimental, validando las herramientas utilizadas para la medición de estos fenómenos, especialmente el trackeo de imágenes, ya que este método no altera las propiedades del modelo.

La combinación de esta herramienta junto con la técnica de balanza de alta frecuencia y la medición de presiones instantáneas a elevadas frecuencias de muestreo nos permite mejorar los estudios de acoplamiento aero-estructurales de aquellas estructuras donde el modelo de cuerpo rígido no es suficiente y/o adecuado.

RESPONSIBILITY NOTICE

The author Ariel Gamarra is the only responsible for the printed material included in this paper.

REFERENCIAS

Theodorsen T., y Garrick I. E., Mechanism of Flutter: a Theoretical and Experimental Investigation of the Flutter Problem, T. R. 685, NACA, 1940.

Tracker, (2016), Software, <https://physlets.org/tracker/>, GNU version 3