



ESTUDIO EXPERIMENTAL DE EFECTOS AEROELASTICOS EN ALAS FLEXIBLES EN FLUJO TURBULENTO Y DE BAJA VELOCIDAD

A. Gamarra^a, M. García Saínz^a

^aUIDET LaCLyFA, Dpto. Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de La Plata, Calle 1 y 47 (B1900TAG) La Plata, Argentina. <http://www.laclyfa.ing.unlp.edu.ar/>

Palabras claves: Flutter, Aeroelasticidad, Aerodinámica, Túnel de viento

Resumen

En el presente trabajo se analiza experimentalmente el fenómeno aeroelástico denominado flutter (flameo) sobre un ala sin comandos. Inicialmente se plantean las ecuaciones analíticas que representan el comportamiento físico del fenómeno para una placa plana sin ahusamiento, de acuerdo a la teoría de Theodorsen, mediante la cual se determinan la velocidad de viento y frecuencia de flutter. A los efectos de validar el modelo analítico, se instala en el túnel aerodinámico una placa plana de madera balsa comercial de 2 y de 4mm de espesor, empotrada en un extremo. Las características estructurales y las propiedades másicas del modelo se estiman mediante elementos finitos (FEM) y se verifican con ensayos experimentales, estáticos para verificar las rigideces y dinámicos para identificar las frecuencias propias, para lo cual se instrumenta el modelo con acelerómetros uni-axiales y se registra el movimiento con una cámara de alta velocidad. Estos ensayos permitieron validar el software de libre acceso para el análisis de movimiento mediante técnicas de seguimiento de puntos (tracking de video), con excelentes resultados.

Los ensayos en túnel de viento verificaron tanto la velocidad de viento como la frecuencia del fenómeno estimados analíticamente para el caso de la placa plana, con lo cual se validan las herramientas de cálculo, la instrumentación y las condiciones para la ocurrencia del fenómeno.

A partir de esta base, se propone la construcción de un ala que permita analizar experimentalmente, la influencia de los parámetros principales que determinan la ocurrencia de flutter; rigidez a flexión y torsional, distribución de masas externas, centro de giro de la sección, efectos de la intensidad de turbulencia del viento incidente, cambios de rigidez por flexión del ala y efectos de borde por el empotramiento.

Estos resultados permitirán generar las correspondientes curvas en el espacio "Amortiguamiento-Velocidad", en el cual se identifica la velocidad de ocurrencia de flutter para cada configuración.

1. INTRODUCCIÓN

A la hora de diseñar una aeronave más competitiva es necesario realizar mejoras en su performance. Las alas se van haciendo más livianas gracias al uso de nuevos materiales conjuntamente con las nuevas metodologías de fabricación, y la optimización del diseño de las aeronaves exige un adecuado conocimiento de los efectos aeroelásticos que puedan presentarse en las diferentes condiciones de vuelo.

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 al estudio experimental del mismo. Dicho fenómeno se caracteriza por una velocidad y una frecuencia de ocurrencia.

En el año 1935 T. Theodorsen [1] desarrolló una teoría analítica de las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un ala en flutter para 3 grados de libertad (movimiento vertical, cabeceo y giro del comando), la misma desarrolla las ecuaciones de Lagrange en cada grado de libertad. Además en dicho trabajo introdujo una fórmula para determinar las fuerzas aerodinámicas durante el desarrollo del fenómeno.

El objetivo de este trabajo es validar una herramienta analítica para predecir el fenómeno de flutter en alas utilizando la teoría antes mencionada, y desarrollar las prácticas y procedimientos experimentales para el estudio del flutter 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. ANÁLISIS TEÓRICO

2.1. Modelo estructural

J. Garrick y T. Theodorsen [2] 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 semienvigadura 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.

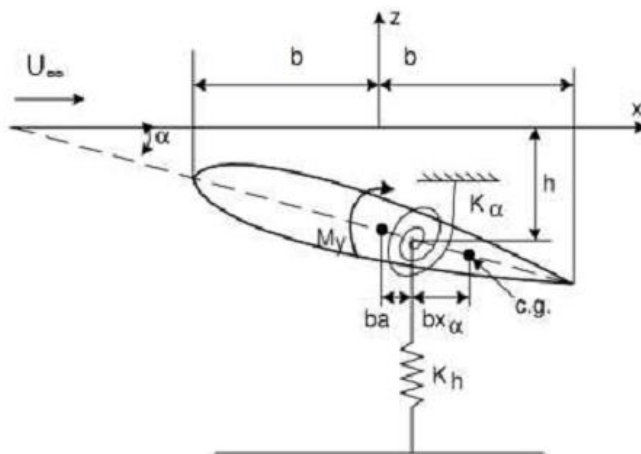


Figura 1. Modelización del ala.

Se plantean las ecuaciones de Lagrange para dos grados de libertad (1), el desplazamiento vertical “h” y el giro alrededor del centro elástico “ α ”.

$$\frac{d}{dt} \left[\frac{dT}{d\dot{\xi}_i} \right] + \frac{dU}{d\xi_i} + \frac{dD}{d\dot{\xi}_i} = Q_{\xi_i} \quad (1)$$

Donde T es la energía cinética del sistema, U es la energía potencial, D es la energía de disipación por amortiguamiento estructural, no se consideran otros amortiguamientos como el viscoso del movimiento del aire alrededor del ala (posee menor influencia que el otro).

A través de las ecuaciones de Lagrange, se llega a las ecuaciones de movimiento para los grados de libertad mencionados (2):

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

Donde

L y M_y son la fuerza de sustentación y el momento aerodinámico al centro aerodinámico respectivamente;

M es la masa del modelo por unidad de envergadura

I_α y S_α representan el momento de inercia y el momento estático de inercia respecto al centro de giro por unidad de envergadura;

w_h y w_α representan las frecuencias de los modos de vibrar del modelo en cada grado de libertad;

g_h y g_α representan el amortiguamiento en ambos grados de libertad

w es la frecuencia propia del fenómeno.

2.2. Modelo aerodinámico

Para obtener la fuerza de sustentación (3) y el momento aerodinámico (4) se utiliza el modelo de Theodorsen; el mismo expresa dichas fuerzas en función de una función de transferencia C(k).

$$L = \rho b^2 (U_\infty \pi \dot{\alpha} + \pi \ddot{h} - \pi b a \ddot{\alpha}) + 2\pi \rho U_\infty b C(k) \left[U_\infty \alpha + \dot{h} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] \quad (3)$$

$$\begin{aligned} M_\alpha = & -\rho b^2 \left[\pi \left(\frac{1}{2} - a \right) U_\infty b \dot{\alpha} + \pi b^2 \left(\frac{1}{8} + a^2 \right) \ddot{\alpha} - a \pi b \ddot{h} \right] \\ & + 2\rho U_\infty b^2 \pi \left(a + \frac{1}{2} \right) C(k) \left[U_\infty \alpha + \dot{h} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] \end{aligned} \quad (4)$$

Donde C(k) es un número complejo con parte real "F(k)" y parte imaginaria "G(k)". Ambas partes dependen de k (5), que se define como frecuencia reducida del fenómeno. En la Figura 2 se observa dicha función C(k).

$$k = \frac{w \cdot b}{U} \quad (5)$$

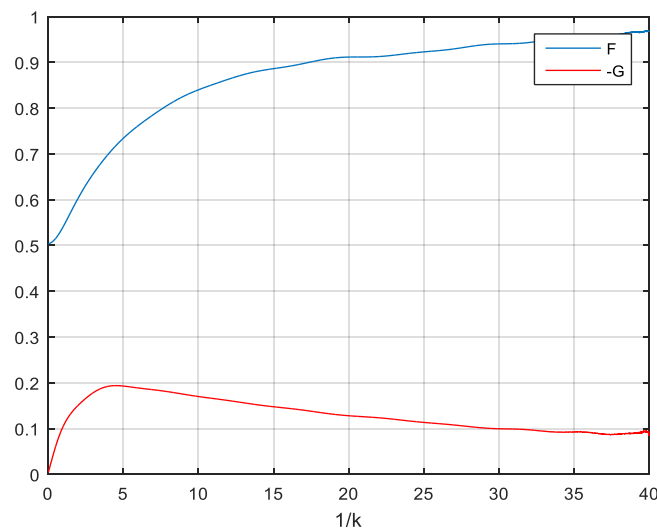


Figura 2. Función C(k).

2.3. Resolución analítica

Se definen los siguientes parámetros adimensionales:

$\mu = \frac{\pi\rho b^2}{M}$ = relación entre la masa del perfil y un cilindro de aire de igual cuerda.

$r_\alpha = \sqrt{\frac{I_\alpha}{Mb^2}}$ = radio de giro

$x_\alpha = \sqrt{\frac{C_\alpha}{Mb}}$ = centro de gravedad

Se suponen soluciones del tipo armónico (6) y (7) para ambas coordenadas con la misma frecuencia:

$$h(t) = h_0 e^{i\omega t} \quad \dot{h}(t) = i\omega h_0 e^{i\omega t} \quad \ddot{h}(t) = -\omega^2 h_0 e^{i\omega t} \quad (6)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 e^{i\omega t} \quad \dot{\alpha}(t) = i\omega \alpha_0 e^{i\omega t} \quad \ddot{\alpha}(t) = -\omega^2 \alpha_0 e^{i\omega t} \quad (7)$$

Se llega a un sistema matricial como el siguiente (8);

$$\begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_0 \\ h_0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (8)$$

Para que el sistema no posea solución trivial, el determinante del mismo debe ser igual a cero. Al calcular dicho determinante se obtiene un número imaginario. Para resolver el sistema se introduce un nuevo parámetro "X" que posee la siguiente forma (9);

$$X = \frac{r_\alpha^2}{\mu} \left(\frac{\omega_\alpha}{\omega} \right)^2 \quad (9)$$

Al resolver el determinante se llega a dos ecuaciones de segundo grado para la parte real (10) y la parte imaginaria (11) del número mencionado; para que sean solución del sistema ambas partes deben ser igual a cero:

Parte real

$$Re = \Omega_h \Omega_\alpha (1 - g_h g_\alpha) X^2 + [\Omega_h (R_{\alpha\alpha} - g_h I_{\alpha\alpha}) + \Omega_\alpha (R_{ch} - g_\alpha I_{ch})] X + \frac{A_1 B_1 2G}{\mu} + \frac{C_1 2F}{\mu^2} = 0 \quad (10)$$

Parte imaginaria

$$Im = \Omega_h \Omega_\alpha (g_h + g_\alpha) X^2 + [\Omega_h (R_{\alpha\alpha} g_h + I_{\alpha\alpha}) + \Omega_\alpha (R_{ch} g_\alpha + I_{ch})] X + \frac{1}{\mu} \left(D_1 + \frac{C_1 2G}{\mu} - B_1 2F \right) = 0 \quad (11)$$

Donde los parámetros no mencionados son operaciones matemáticas del sistema.

Para resolver el sistema se asume un valor positivo de k y se calcula X en ambos casos, se siguen planteando diferentes valores de k y se calcula el X correspondiente. Se grafican los resultados de \sqrt{X} vs $1/k$, y se identifica el momento en que ambas raíces son iguales, como se observa en la Figura 3

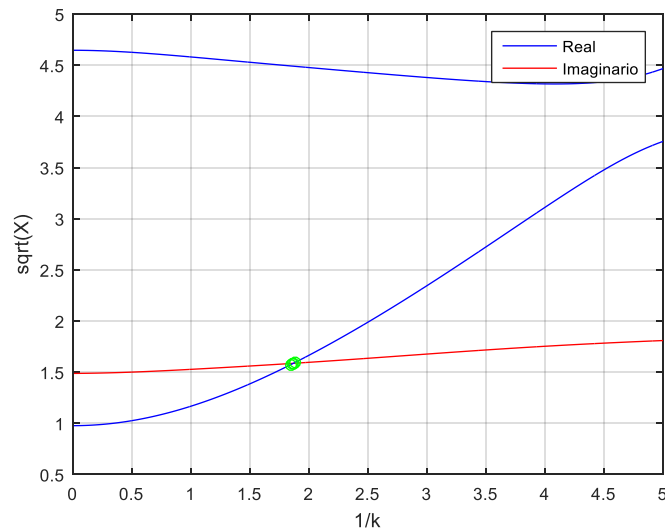


Figura 3. Ejemplo gráfico \sqrt{X} vs $1/k$

Con ese punto se calcula la velocidad de flutter mediante la relación (12).

$$V_f = \frac{r_\alpha w_\alpha b}{\sqrt{\mu}} \frac{1}{k} \frac{1}{\sqrt{X}} \quad (12)$$

Con dicha velocidad y frecuencia reducida se calcula la frecuencia del fenómeno. Como resumen de lo anteriormente mencionado, se plantea un diagrama de secuencia presentado en la Figura 4.

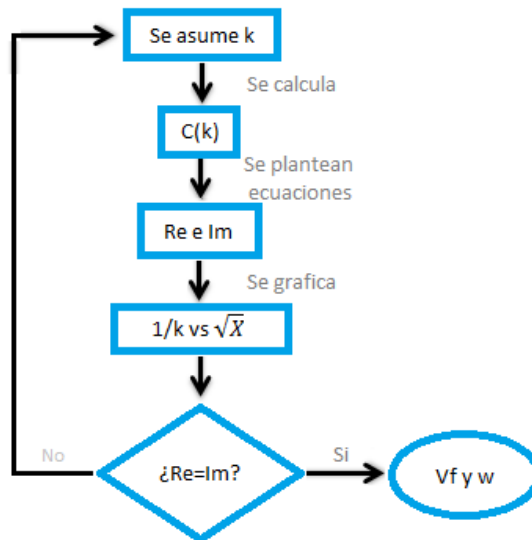


Figura 4. Matriz de decisión del cálculo.

3. METODOLOGÍA

3.1. Modelos

Para empezar con el trabajo 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.

El primer modelo consistía en una placa de 2mm x 83mm x 350mm, tamaño de una placa comercial disponible en el mercado. Ya que la madera es un material ortotrópico las propiedades en todos los sentidos de la veta se obtuvieron del “Wood Handbook: Wood as an Engineering Material” [4].

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 Figura 5 se ven los datos arrojados para el primer modelo.

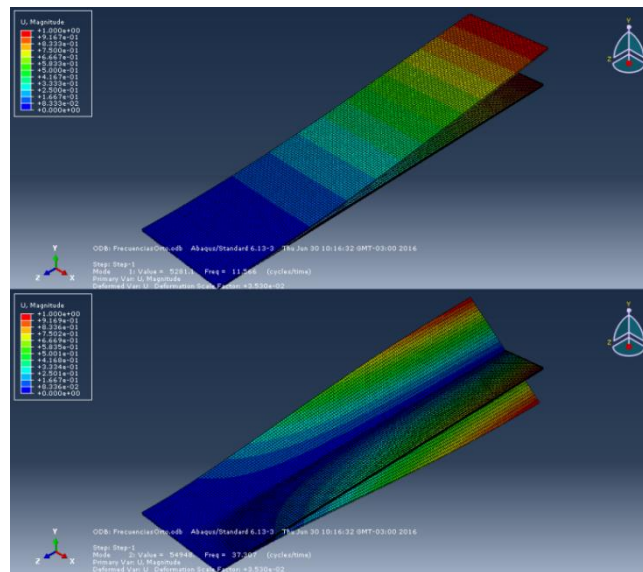


Figura 5. FEM placa plana 2mm.

Se verificó el primer modo de la placa plana realizando un ensayo simple que consistía en desplazar la punta del ala para hacerla oscilar libremente y se registra la señal de un acelerómetro convenientemente ubicado en el modelo. Se observó una diferencia respecto a los resultados FEM, por lo que se optó por utilizar la frecuencia obtenida en el experimento. 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. En la Figura 6 se observan los resultados FEM del segundo modo para la placa con refuerzo longitudinal y el primer modo para la que poseía refuerzo torsional.

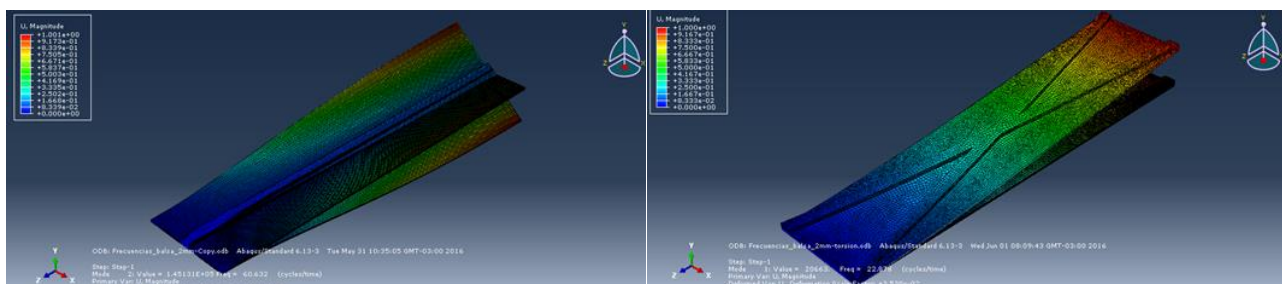


Figura 6. FEM placas planas con refuerzos.

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 alas rectangulares procurando minimizar la rigidez torsional.

Se construyeron dos alas rectangulares con perfil NACA 0009 sin torsión geométrica, que posees seis partes principales, como se observa en la Figura 7; dichas partes consisten en:

- Larguero principal: perfil “C” de PVC.
- Larguerillo borde de ataque: perfil circular de 3mm de diámetro de madera de pino.
- Larguerillo borde de fuga: perfil con forma de triángulo isósceles de 8mm x 1.5mm de madera de pino.
- Costillas: de 2cm de espesor fabricadas en poliestireno extruido.
- Piel del ala: papel film a base de polietileno y polipropileno.



Figura 7. Configuración del ala con el larguero al 40% de la cuerda.

En el primer modelo de ala se colocó el larguero principal al 50% de la cuerda, el centro de gravedad y de giro coincidía con el mismo; esto fue verificado experimentalmente. Para la segunda ala 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 realizó un FEM para obtener las frecuencias de los primeros modos vibrar, al igual que en los casos anteriores. Se observó un primer modo de flexión y un segundo de torsión; en la Figura 8 se observan los resultados.

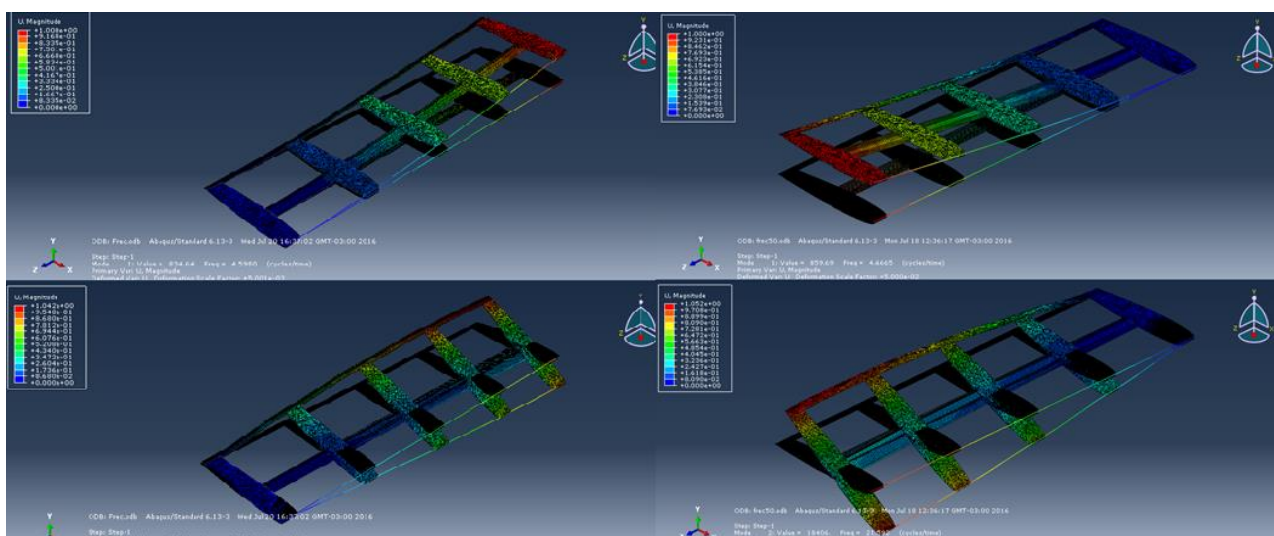


Figura 8. Resultados de FEM para los modelos de alas.

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 de la sección de prueba para evitar los efectos de pared como se observa en la Figura 9. Dichos modelos se sujetaron por la raíz mediante un empotramiento.



Figura 9. Colocación modelo en túnel de viento.

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 el fenómeno sea muy sensible a la colocación de sensores (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) de la punta del ala y mediante un software de seguimientos de puntos denominado “tracker”, se realizó un mapeo de puntos esenciales para poder observar el fenómeno (trackeo), y mediante técnicas de análisis de señales se encontraron las frecuencias dominantes del fenómeno. Este procedimiento fue validado mediante comparación con resultados de acelerómetros para identificación de frecuencia.

En los últimos ensayos además del sistema de filmación se colocaron acelerómetros y sensores de vibraciones de baja masa minimizando la influencia sobre las características del modelo en estudio. Dichos instrumentos se colocaron para detectar la frecuencia de los dos grados de libertad; en la Figura 10 se observa la posición de tres sensores en el último modelo.



Figura 10. Posición de los sensores sobre el modelo de ala.

4. RESULTADOS Y ANÁLISIS

En la Tabla 1 se presentan los resultados arrojados por el programa de elementos finitos para todos los modelos. 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 de los modelos, según FEM.

	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 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 suponiendo que la cuerda no se deformaba (se verifica que así sea).

En la Figura 11, Figura 12 y Figura 13 se observan los espectros de frecuencia obtenidos para los distintos casos.

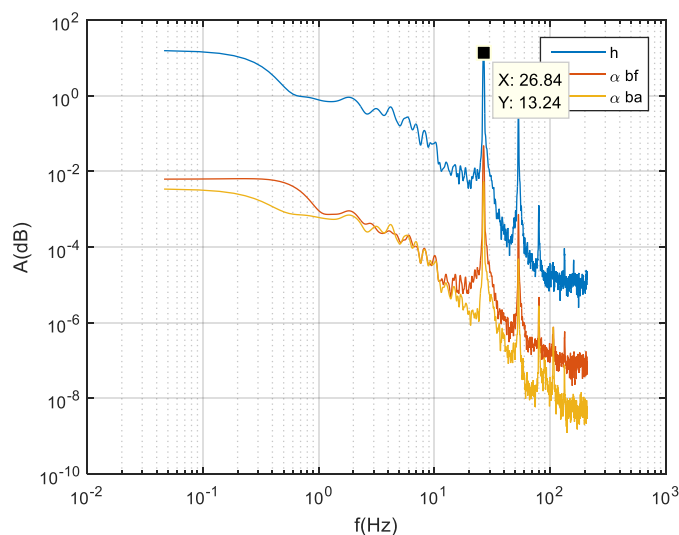


Figura 11. Espectro de frecuencia del modelo de placa plana.

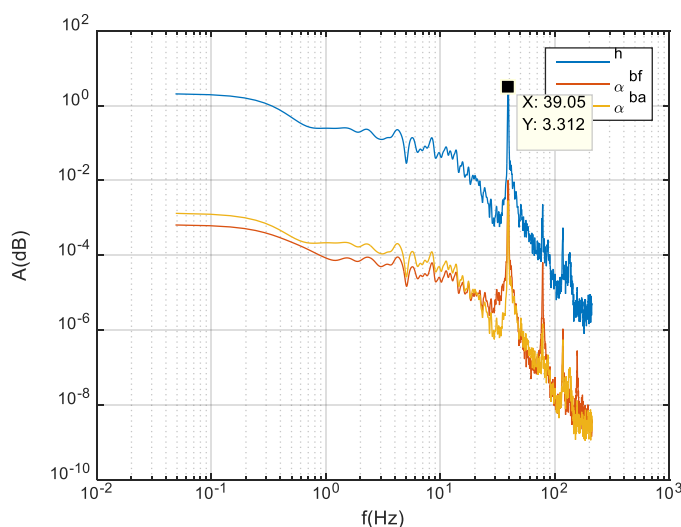


Figura 12. Espectro de frecuencia del modelo de placa plana con refuerzo longitudinal.

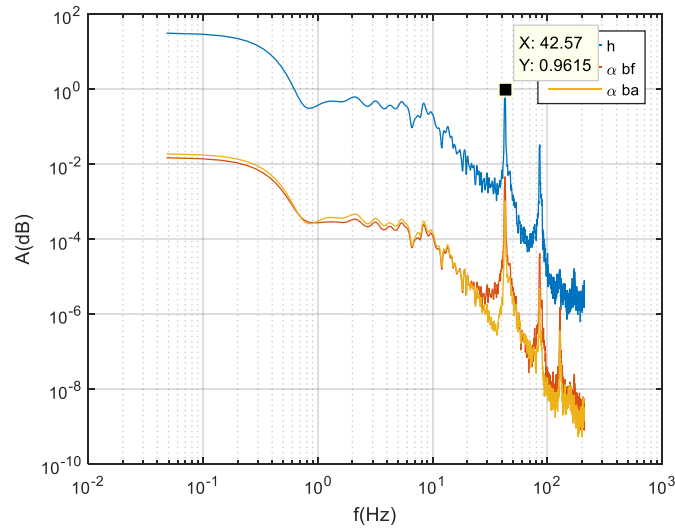


Figura 13. Espectro de frecuencia del modelo de placa plana con refuerzo torsional.

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 14 se observa el espectro de frecuencia de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes y en la Figura 15 la arrojada por el acelerómetro.

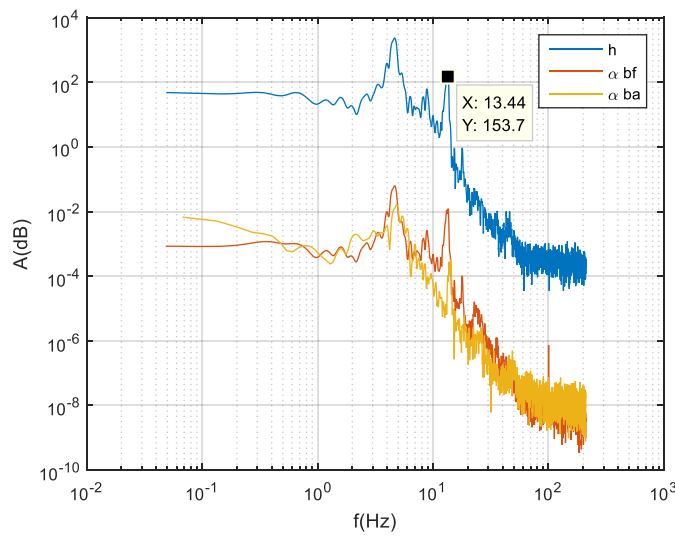


Figura 14. Espectro de frecuencia de la señal de trackeo, modelo de ala con larguero al 50% de la cuerda.

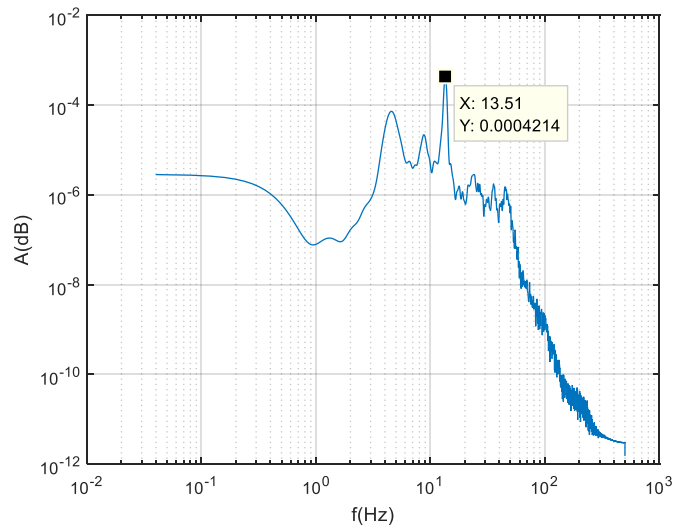


Figura 15. Espectro de frecuencia de la señal de acelerómetro, modelo de ala con larguero al 50% de la cuerda.

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 colocaron dos sensores de vibraciones con el objetivo de captar la frecuencia torsional. En la Figura 16 se observa el gráfico del espectro de frecuencias de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes, y en la Figura 17 la arrojada por las señales de aceleraciones verticales (larguero principal en puntera de ala) y por la vibración del borde de fuga.

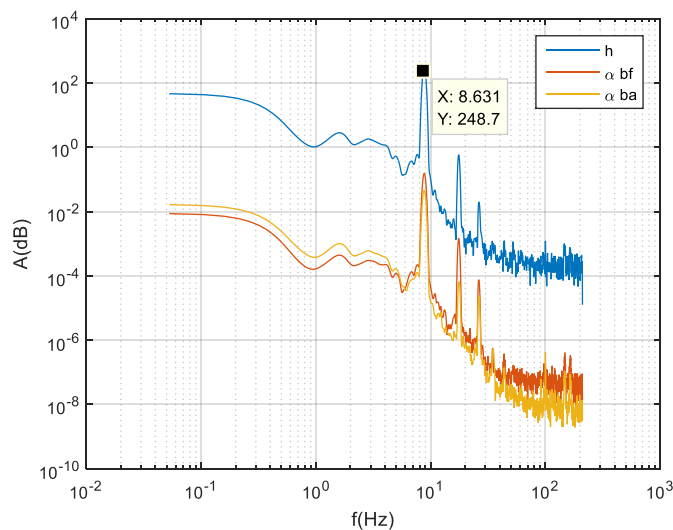


Figura 16 Espectro de frecuencia de la señal de trackeo, modelo de ala con larguero al 40% de la cuerda.

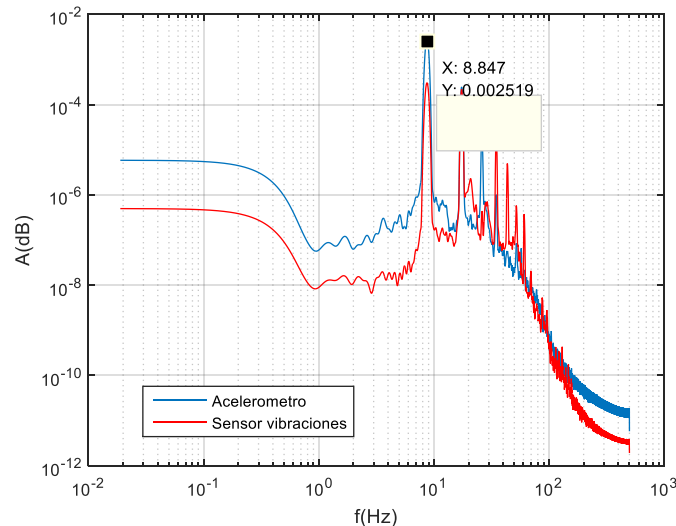


Figura 17. Espectro de frecuencia de las señales de sensores, modelo de ala con larguero al 40% de la cuerda.

En ambos casos se puede ver 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 con los resultados de los ensayos detallados anteriormente.

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 las mismas. Para obtener una mejor aproximación de los modos sería necesario realizar ensayos modales de los modelos construidos.

A los modelos de alas se les realizaron sucesivos ensayos, verificando la independencia de la velocidad y frecuencia de flutter respecto al ángulo de incidencia inicial.

Considerando que el modelo de ala fue diseñado y construido para favorecer la ocurrencia de flutter de acuerdo a los requerimientos y limitaciones del ensayo, se observa que el error relativo entre los cálculos analíticos y los resultados experimentales en la determinación de los parámetros de flutter es relativamente bajo (menor al 10%) y podría mejorarse notablemente con la incorporación de resultados de ensayos modales.

Como conclusión final se pudo cumplir con el objetivo deseado de ser capaces de diseñar un ala que reproduzca el fenómeno aeroelástico (flutter) a bajas velocidades y poder predecir dicho comportamiento, validando las herramientas analíticas y experimentales que responden al modelo teórico aceptado para el análisis de estos fenómenos aeroelásticos.

REFERENCIAS

- [1] Theodorsen Theodore: General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter. T. R. N°496, NACA, 1935.
- [2] Theodorsen T., y Garrick I. E., Mechanism of Flutter: a Theoretical and Experimental Investigation of the Flutter Problem, T. R. 685, NACA, 1940.
- [3] Garcia Fogeda P. y Lopez Diez J., Apuntes de aeroelasticidad, ETSIA, 1992.
- [4] Forest Products Laboratory, Wood Handbook: Wood as an Engineering Material, FPL-GTR-113, USDA Forest Service, Wisconsin, 1999.