

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

Gamarra, Ariel N.^a y GarcíaSaíenz, Mariano^{a,b}

^aUIDETLaCLyFA (Capa Límite y Fluidodinámica Ambiental)
Departamento de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería UNLP, 116 e 47 y 48 s/n

^bConsejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas
ariel.gamarra@ing.unlp.edu.ar

INTRODUCCION

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. Dicho fenómeno ocurre a cierta velocidad de vuelo y posee una frecuencia de oscilación específica definida por la interacción aeroelástica entre el flujo y la estructura.

En el año 1935 T. Theodorsen[1] desarrolló una teoría analítica que define las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un ala en flutter para 3 grados de libertad (movimiento vertical, cabeceo y giro del comando) a partir del desarrollo de 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.

ANÁLISIS TEÓRICO

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 de viento y la frecuencia de oscilación 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, como se observa en la Figura 1.

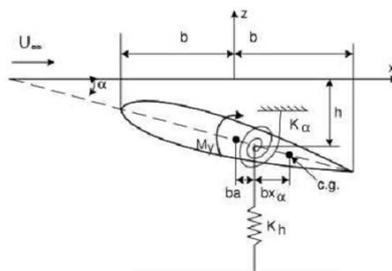


Figura 1. Modelización del ala para el estudio de flutter.

Se plantean las ecuaciones de Lagrange para dos grados de libertad, el desplazamiento vertical "h" y el giro alrededor del centro elástico "alpha". A través de las mismas, se llega a las ecuaciones de movimiento para los grados de libertad mencionados(1):

$$\begin{cases} M\ddot{h} + S_1\alpha\dot{\alpha} + Mw_1h^2\ddot{h} + (Mw_1h^2g_1h)/w\dot{h} = -L(\alpha) & I_1\ddot{\alpha} + S_1\alpha\dot{h} + \end{cases}$$

)

Modelo aerodinámico

Para obtener la fuerza de sustentación(2) y el momento aerodinámico(3) se utiliza el modelo de Theodorsen; el mismo expresa dichas fuerzas a través de una función de transferencia C(k).

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

$$M_\alpha = -\rho b^2 \left[\pi \left(\frac{1}{2} - a \right) U_\infty b \dot{\alpha} + \pi b^2 \left(\frac{1}{8} + a^2 \right) \ddot{\alpha} - \pi b \dot{h} \right] + 2\rho U_\infty b^2 \pi \left(a + \frac{1}{2} \right) C(k) \left[U_\infty \alpha + \dot{h} + b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} \right] \quad (3)$$

Donde C(k) es un número complejo con parte real "F(k)" y parte imaginaria "G(k)". Ambas partes dependen de $k \left(k = \frac{w \cdot b}{U} \right)$ que se define como frecuencia reducida del fenómeno. En la Figura 2 se observa dicha función C(k).

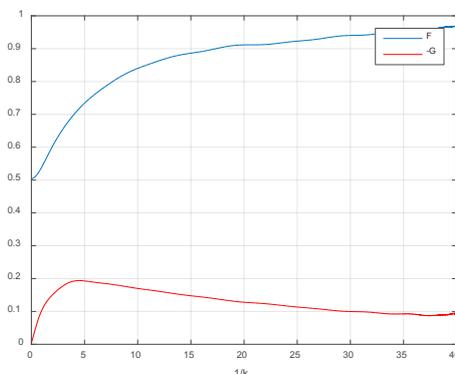


Figura 2. Función C(k).

Resolución analítica

Se suponen soluciones del tipo armónico para ambas coordenadas con la misma frecuencia; 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 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 (5);

$$X = \frac{r_\alpha^2}{\mu} \left(\frac{w_\alpha}{w} \right)^2 \quad (5)$$

Al resolver el determinante se llega a dos ecuaciones de segundo grado para la parte real(6) y la parte imaginaria (7) del número mencionado; para que sean solución del sistema ambas partes deben ser igual a cero:

Parte real

$$Re = \Omega_h \Omega_\alpha (1 - g_h g_\alpha) X^2 + [\Omega_h (R_{\alpha\alpha} - g_h I_{\alpha\alpha}) + \Omega_\alpha (R_{ch} - g_\alpha I_{ch})] X + \frac{A_1 B_1 2G}{\mu} + \frac{C_1 2F}{\mu^2} = 0 \quad (6)$$

Parte imaginaria

$$Im = \Omega_h \Omega_\alpha (g_h + g_\alpha) X^2 + [\Omega_h (R_{\alpha\alpha} g_h + I_{\alpha\alpha}) + \Omega_\alpha (R_{ch} g_\alpha + I_{ch})] X + \frac{1}{\mu} \left(D_1 + \frac{C_1 2G}{\mu} - B_1 2F \right) = 0 \quad (7)$$

Donde los parámetros no mencionados son operaciones matemáticas del sistema [2].

Para resolver el sistema se asume un rango de valores positivos de k y se calculan los valores de X correspondientes en ambos casos. Se grafican los resultados de \sqrt{X} vs $1/k$, y se identifica el momento en que ambas raíces son iguales.

Con ese punto se calcula la velocidad de flutter mediante la relación (8).

$$V_f = \frac{r_\alpha w_\alpha b}{\sqrt{\mu}} \frac{1}{k \sqrt{X}} \quad (8)$$

Con dicha velocidad y frecuencia reducida se calcula la frecuencia del fenómeno de flutter.

METODOLOGÍA

Modelos experimentales

El primer modelo consistía en una placa de 2mm x 83mm x 350mm, tamaño de una placa comercial disponible en el mercado. Las propiedades del material 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 3 se ven los datos arrojados para el primer modelo.

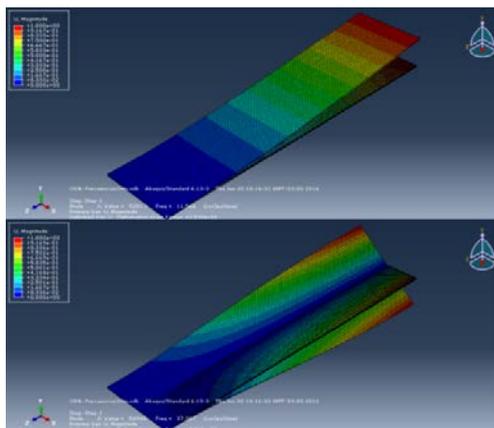


Figura 3. FEM placa plana 2mm.

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 mediante el ensayo experimental 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 rigidez flexional y torsional, sucesivamente. Al igual que en el caso anterior se obtuvieron las frecuencias de los primeros modos y se verificaron experimentalmente para cada caso.

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 construyeron alas rectangulares procurando minimizar la rigidez torsional. Se construyeron dos alas rectangulares con perfil NACA 0009 sin torsión geométrica, que posee seis partes principales, como se observa en la Figura 4.



Figura 4. 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 coincidían con el mismo (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.

Al igual que en las placas planas se realizó un FEM para obtener las frecuencias de los primeros modos de vibrar, al igual que en los casos anteriores. Se observó un primer modo de flexión y un segundo de torsión.

1.1. 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. Dichos modelos se sujetaron por la raíz mediante un empotramiento.

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.

RESULTADOS Y ANÁLISIS

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

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 (verificado experimentalmente). En la Figura 5, a modo de ejemplo de lo obtenido se observa el espectro de frecuencia de la placa plana para los dos grados de libertad.

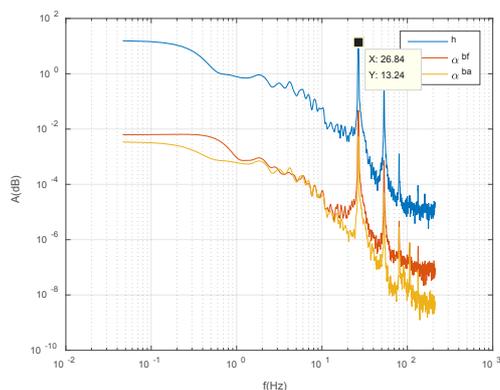


Figura 5. Espectro de frecuencia del modelo de placa plana.

En el caso del ala con el larguero al 50% además de hacerle el seguimiento de imágenes, 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 6 se observa el espectro de frecuencia de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes y la arrojada por el acelerómetro.

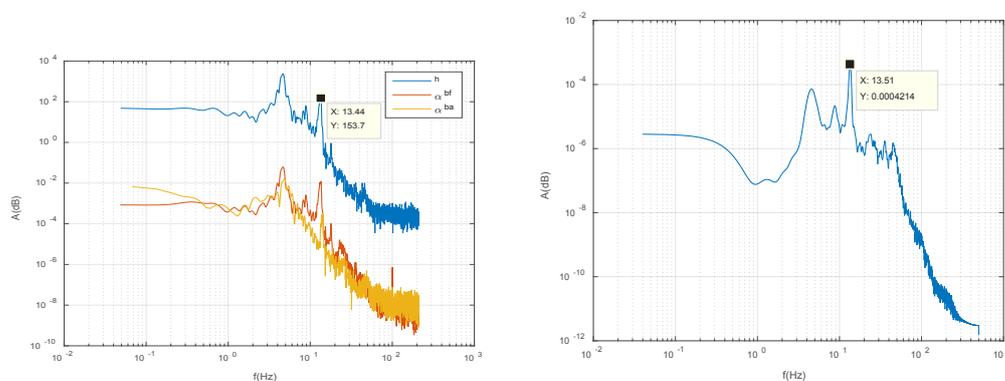


Figura 6. Espectro de frecuencia, modelo de ala con larguero al 50% de la cuerda.

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 obtener la frecuencia torsional. En la Figura 7 se observa el gráfico del espectro de frecuencias de la señal de desplazamiento obtenida por el seguimiento de imágenes, y la arrojada por las señales de aceleraciones verticales (larguero principal en puntera de ala) y por la vibración del borde de fuga (torsional).

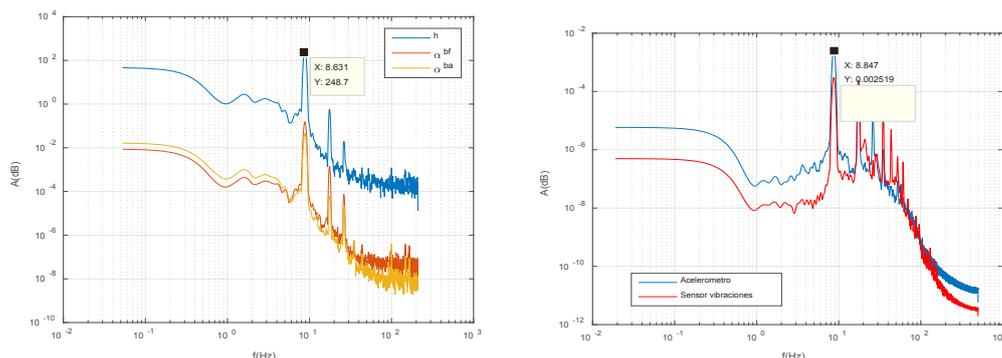


Figura 7. Espectro de frecuencia, modelo de ala con larguero al 40% de la cuerda.

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

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 flutteres 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.

BIBLIOGRAFÍA

- [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 López Díez 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.