

ESTUDIO NUMÉRICO DE INESTABILIDADES AEROELÁSTICAS DINÁMICAS EN ALAS RECONFIGURABLES INSPIRADAS EN LA BIOLOGÍA

Marcos L. Verstraete^{a,c}, Bruno A. Roccia^{a,b,c}, Luis R. Ceballos^{a,b} y Sergio Preidikman^{b,c}

^a Grupo de Matemática Aplicada, Facultad de Ing., Universidad Nacional de Río Cuarto,
Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina. verstraete.ml@gmail.com

^b Departamento de Estructuras, Facultad de C. E. F y N. Universidad Nacional de Córdoba
Tel.: 0351-4334145, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina.

^c CONICET - Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917
Buenos Aires, Argentina.

Palabras Clave: Morphing wings, Aeroelasticidad dinámica, flutter.

Resumen. Actualmente, un nuevo concepto de aeronave inteligente no-tripulada es sujeto de estudio en diversas disciplinas de la ingeniería aeronáutica. Este concepto utilizará una avanzada tecnología, conocida como *morphing wings*, que permitirá cambiar la geometría de las alas de una aeronave durante el vuelo, del mismo modo que lo hacen las aves, con el fin de satisfacer eficientemente los objetivos asignados en múltiples misiones. Para lograr la materialización de estos avanzados aviones con tecnología *morphing wings* aún quedan muchos aspectos técnicos por comprender. El comportamiento aeroelástico es un aspecto fundamental en el desempeño de vuelo de estas futuras aeronaves. Con respecto al concepto de ala reconfigurable denominado *folding wings* se han desarrollado estudios analíticos, numéricos y experimentales para predecir la velocidad y la frecuencia de *flutter*. La mayoría de los estudios teóricos, realizados sobre geometrías simples, consideran modelos que estiman las cargas aerodinámicas en el dominio de la frecuencia, lo que imposibilita estimar la respuesta aeroelástica a velocidades subcríticas y supercríticas (velocidades inferiores y superiores, respectivamente, a la velocidad de *flutter*). En este trabajo se presentan los resultados del estudio, desarrollado mediante simulaciones numéricas, de la inestabilidad aeroelástica dinámica, llamada *flutter*, en un modelo de ala reconfigurable inspirada en la biología. La geometría del ala está basada en datos extraídos de la literatura y corresponden a una gaviota de mar (*Larus Argentatus*). Para cambiar la forma de las alas se utiliza el mecanismo *folding wings*, comúnmente observado en el vuelo de algunas aves. Los resultados presentados en este trabajo son obtenidos con una herramienta de simulación aeroelástica, cuya formulación teórica e implementación computacional han sido presentadas en artículos previos.

1 INTRODUCCIÓN

La tecnología *morphing wings* (alas reconfigurables) provee una nueva posibilidad de diseño para incrementar la eficiencia de las aeronaves del futuro. Aunque en la literatura se han publicado una enorme cantidad de trabajos referidos a alas reconfigurables, todavía no existe una definición formal para expresar el concepto *morphing wings* (Vasista *et al.*, 2012; Barbarino *et al.*, 2011). Sin embargo, existe un acuerdo general que establece que los mecanismos utilizados en aeronaves convencionales (*flaps*, *slats* o alerones), que en cierto modo representan una manera simplificada de la aspiración general de *morphing*, quedan fuera de la idea que se persigue con esta nueva tecnología (Sofla *et al.*, 2010). La idea fundamental de este concepto consiste en un ala que sea capaz de cambiar radicalmente y de manera dinámica su forma geométrica, durante el vuelo, utilizando mecanismos no tradicionales. Las alas estarán constituidas de materiales inteligentes lo cual permitirá una evolución sustancial en los mecanismos utilizados para deformarlas; asemejándose cada vez más a como lo hace un ave.

Por muchos años, científicos e ingenieros se han inspirado en la naturaleza con el fin de lograr la simplicidad, elegancia y eficiencia que caracteriza a las especies animales, y que se han desarrollado durante miles de años de evolución biológica. Recientes descubrimientos en la mecánica del vuelo natural y nuevas ideas en bioinspiración condujo a muchos investigadores a reconsiderar a las aves como modelos para aeronaves reconfigurables o *morphing aircraft* (Valasek, 2012). La Fig. 1 muestra el diseño de una aeronave del futuro de acuerdo a observaciones realizadas por NASA sobre el vuelo de las águilas. En la Fig. 1 se muestran representaciones de la capacidades esperadas de estas aeronaves: *i*) permitir el cambio la forma de la puntera de alas para imitar el comportamiento de las aves (Fig. 1a y Fig. 1e) mediante el empleo de materiales inteligentes (Fig. 1c); *ii*) permitir, de manera controlada, el paso de aire a través de la superficie sustentadora; y *iii*) permitir cambiar parámetros que definen la forma de la planta alar, como por ejemplo, el ángulo de flecha (Fig. 1d y Fig. 1f) o la variación del ángulo de diedro a lo largo de la envergadura (Fig. 1e).

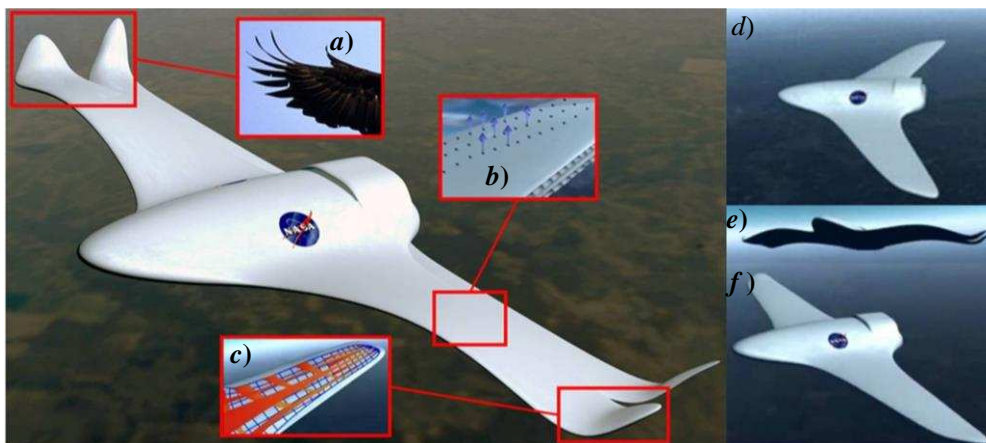


Fig. 1: Concepto *Morphing Aircraft* – NASA (Ashley Dove-Jay, 2014).

Las gaviotas constituyen la fuente de inspiración casi por excelencia. Esto se debe principalmente a que algunas de sus características de vuelo, dimensiones y condiciones de operación (Abdulrahim y Lind, 2006) coinciden con los requerimientos de diseño deseados para vehículos aéreos no-tripulados de pequeña escala. Entre las principales características se puede mencionar los vuelos lentos a bajas alturas, descensos rápidos, planeo en altitudes relativamente altas y rápidos despegues (Subbarao *et al.*, 2009). Las gaviotas usan una gran variedad de técnicas *morphing* para lograr estabilización y alta maniobrabilidad. Una de estas técnicas inspiró el concepto *folding wings*, en el cual las diferentes secciones que constituyen las alas se

mueven una respecto de la otra para cambiar así la forma geométrica y satisfacer los requerimientos de vuelo. En la Fig. 2 que muestra una gaviota en diferentes configuraciones de vuelo se puede observar la idea del concepto *folding wings*.



Fig. 2: a) Las alas están completamente extendidas, b) y c) las secciones de las alas están plegadas con diferentes ángulos (Pippen, 2006).

Para lograr la materialización de estos avanzados aviones con tecnología *morphing wings* aún quedan muchos aspectos técnicos por comprender. Entre todos ellos, el comportamiento aeroelástico juega un rol fundamental. Durante los últimos años se han llevado a cabo numerosos estudios con el fin de predecir de manera confiable la aparición de inestabilidades aeroelásticas (principalmente divergencia y *flutter*) asociadas a diferentes conceptos de alas reconfigurables.

Con respecto al concepto *folding wings*, *gull wings* o simplemente “alas plegables”, se han desarrollado estudios analíticos, numéricos y experimentales para predecir la velocidad y la frecuencia de *flutter*. Liska y Dowell (2009) desarrollaron una metodología de solución analítica para identificar divergencia y *flutter* asociadas al concepto *folding wings*. El ala es modelada mediante dos segmentos, y se utiliza la teoría de fajas (*strip theory*) para predecir las fuerzas aerodinámicas considerando tres modelos lineales subsónicos: estacionario, cuasi-estacionario y completamente inestacionario. Wang *et al.* (2012) desarrollaron un modelo aeroelástico que implementa la teoría de fajas para computar las cargas aerodinámicas y un modelo estructural que considera un número arbitrario de segmentos para el ala (Wang y Dowell, 2011). El modelo fue validado con datos experimentales y, además de mostrar que puede captar la física esencial del problema, permitió comprender el comportamiento de la velocidad y frecuencia de *flutter* en términos de los ángulos que describen la reconfiguración del ala. En una siguiente etapa Wang *et al.* (2013) utilizaron una versión del Método de Red de Vórtices (VLM) en combinación con un paquete de elementos finitos disponible en el software ANSYS para desarrollar un modelo aeroelástico y con ello predecir la aparición de *flutter* en el concepto *folding wings*. Los resultados fueron comparados con aquellos obtenidos previamente por Wang *et al.* (2012) demostrando que la utilización del VLM mejora la predicción en la velocidad y frecuencia de *flutter*. Sin embargo, Wang *et al.* (2013) mostraron que la tendencia en el comportamiento aeroelástico se predice con un error aceptable utilizando una teoría aerodinámica simple (la teoría de fajas).

La mayoría de los estudios aeroelásticos sobre el concepto *folding wings* se han centrado en geometrías simples (plantas alares rectangulares) y utilizando modelos aerodinámicos que solo permiten predecir la aparición de *flutter*, pero no estiman el comportamiento ni antes ni después del inicio de este fenómeno. En este trabajo se presenta un estudio aeroelástico de un modelo de ala reconfigurable, que utiliza el mecanismo *folding wings* para cambiar la forma de sus alas, cuya geometría está inspirada en el ala real de una gaviota. El estudio se lleva a cabo mediante una herramienta numérica, desarrollada y presentada anteriormente por los mismos autores de este trabajo (Verstraete *et al.*, 2016; Verstraete *et al.*, 2017), que permite predecir, además del inicio del *flutter*, el comportamiento en condiciones subcríticas y supercríticas (esto es, a velocidades inferiores y superiores a la velocidad de *flutter*). Primero se expone una breve descripción de la herramienta computacional y finalmente se presentan algunos de los resultados obtenidos en el estudio aeroelástico del modelo inspirado en la biología.

2 BREVE DESCRIPCIÓN DE LA HERRAMIENTA COMPUTACIONAL

En esta sección se presenta una breve descripción de la herramienta computacional, desarrollada por los mismos autores de este trabajo, que es utilizada para llevar a cabo el estudio aeroelástico sobre el modelo de ala reconfigurable inspirado en las alas de gaviotas.

La herramienta implementa una metodología fundada en un enfoque particionado (Hou *et al.*, 2012) o esquema de co-simulación (Kalmar-Nagy y Stanciulescu, 2014). En este enfoque numérico el sistema dinámico es particionado en dos sub-sistemas (el modelo aerodinámico y el estructural). Durante cada paso de tiempo los sub-sistemas intercambian información de manera iterativa, de tal forma que la predicción en la respuesta estructural y en las cargas aerodinámicas mejora en cada iteración. Debido a que los modelos trabajan con sus respectivas mallas, y en general son topológicamente diferentes, resulta necesario buscar una técnica de interpolación con el fin de transferir desplazamientos y velocidades desde el modelo estructural hacia el aerodinámico, y por otro lado, fuerzas y momentos desde el modelo aerodinámico hacia el estructural.

El esquema de co-simulación, que se describe brevemente en la Fig. 3, consiste de: *i*) un modelo aerodinámico no-lineal que es una versión modificada del Método de Red de Vórtices No-Estacionario o UVLM (*Unsteady Vortex Lattice Method*) para alas reconfigurables, el cual incluye un modelo de estela libre de fuerzas; *ii*) un modelo estructural para alas flexibles cuyas ecuaciones de movimiento son espacialmente discretizadas mediante el Método de los Elementos Finitos (FEM); *iii*) una Técnica para Transferir Información (TTI) entre las mallas asociadas al UVLM y al FEM, que está basada en un procedimiento de interpolación el cual utiliza Funciones de Base Radial (RBF); y *iv*) una estrategia para sincronizar el intercambio de información entre ambos modelos, la cual utiliza como base el esquema que integra las ecuaciones de movimiento del modelo estructural, el método predictor-corrector de cuarto orden desarrollado por Hamming.

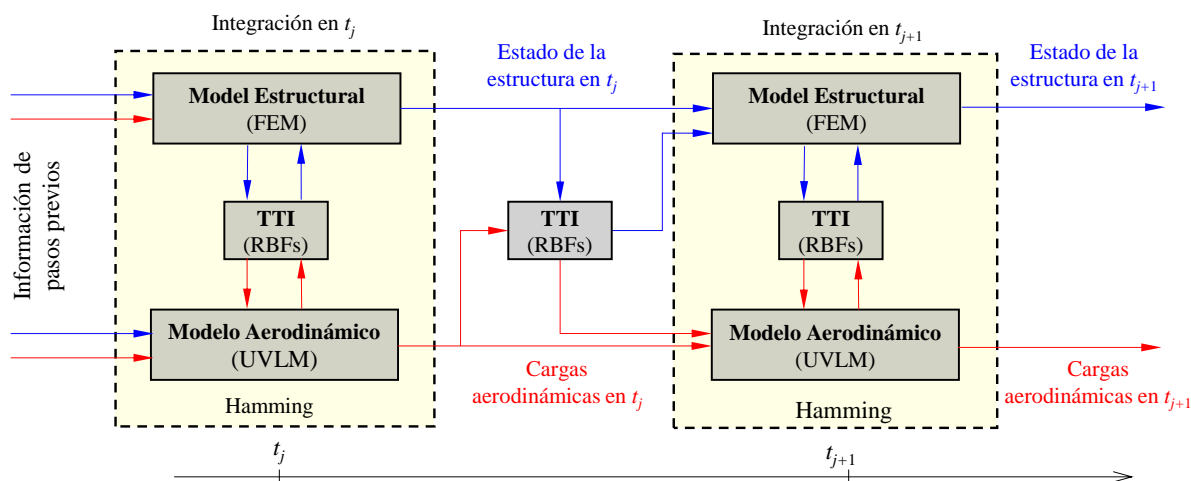


Fig. 3: Diagrama de flujo que describe el esquema de co-simulación.

2.1 El modelo aerodinámico

Como se mencionó al principio de esta sección, para predecir las cargas aerodinámicas en el dominio del tiempo se utiliza el UVLM. Este método puede ser aplicado tanto a flujos bidimensionales como tridimensionales alrededor de cuerpos sustentadores o no-sustentadores, y además no tiene limitaciones en cuanto a la forma de las superficies, combadura, alabeo, ángulo de ataque, etc. La superficie del cuerpo puede sufrir cualquier tipo de deformaciones en el tiempo y el cuerpo puede ejecutar cualquier tipo de maniobras. La única restricción del

método es que la separación del flujo ocurre en los bordes afilados y que el desprendimiento vorticoso no se produce sobre la superficie del cuerpo. El fluido es considerado incompresible e irrotacional en todo el dominio fluido excepto en una delgada región adyacente al ala (capa límite) y en las estelas.

La capa límite y las estelas son representadas mediante sábanas embebidas en el espacio tridimensional de vorticidad distribuida que se denominan sábanas adheridas y libres, respectivamente. Estas sábanas se discretizan mediante segmentos vorticosos rectilíneos de circulación $\Gamma(t)$ espacialmente constante. Como producto de la discretización, la sábana adherida queda dividida en un número finito de cuadriláteros denominados paneles. Los vértices de cada uno de estos paneles son denominados nodos aerodinámicos y el centro geométrico de estos nodos se llama punto de control (PC).

Para calcular las fuerzas aerodinámicas, primero se calculan las circulaciones $\Gamma(t)$ asociadas a los segmentos que discretizan la sábana adherida y luego se utilizan los resultados de ese cálculo para computar el salto de presión adimensional (ΔCp) en cada panel. Para el cálculo del ΔCp se emplea la versión no estacionaria de la ecuación de Bernoulli. Por último, la fuerza aerodinámica actuante en un panel genérico k se computa de la siguiente manera,

$$\{\mathbf{F}_k\}_A = (\Delta Cp)_k \frac{1}{2} \rho_C V_C^2 A_k \hat{\mathbf{n}}_k, \quad (1)$$

siendo A_k y $\hat{\mathbf{n}}_k$ el área y el vector unitario normal asociados al panel k , ρ_C la densidad característica (densidad del aire), V_C velocidad característica (magnitud de la velocidad de corriente libre V_∞).

Este trabajo no tiene como finalidad exponer los detalles de este método, sin embargo, se brinda una breve descripción del mismo que permite mejorar la comprensión de los temas desarrollados en la siguiente sección. El lector puede consultar más detalles en las referencias Preidikman (1998), Katz y Plotkin (1991) y Konstadinopoulos *et al.* (1981).

2.2 El modelo estructural

La estructura del ala reconfigurable es modelada mediante un conjunto de vigas que se dividen espacialmente en un número finito de elementos que están conectados en puntos llamados nodos estructurales (Fig. 4). Los elementos y los nodos constituyen la malla estructural. Como es habitual en el método de los elementos finitos, en una primera instancia, se escriben las ecuaciones de movimiento de cada uno de los elementos en un sistema de referencia local (ξ, η, ζ). El modelo considera un elemento de viga de Euler-Bernoulli de 2 nodos, con 6 grados de libertad (3 desplazamientos y 3 giros) por nodo.

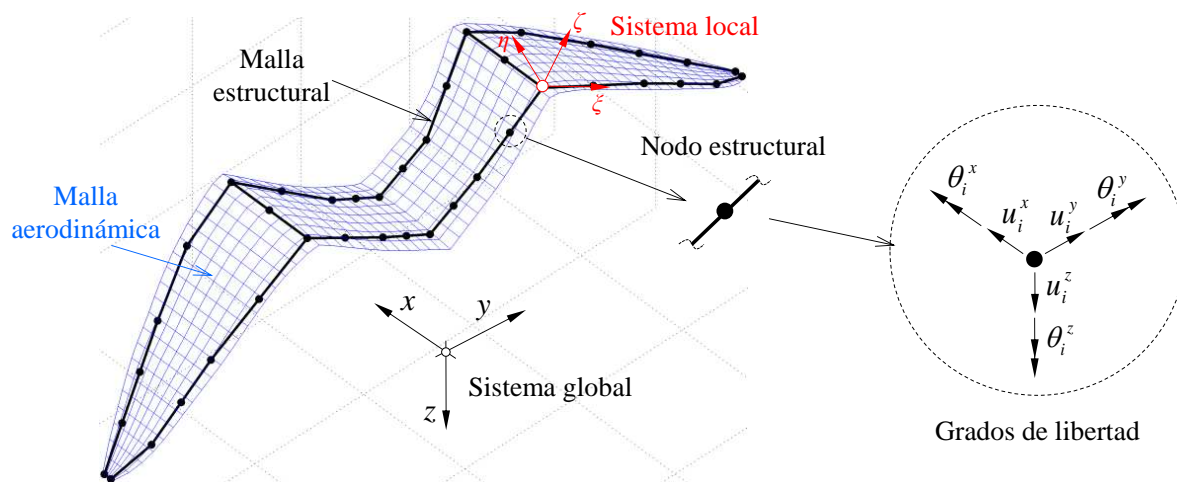


Fig. 4: Mallas asociadas al modelo numérico; grados de libertad de un nodo estructural.

Luego, las ecuaciones de todos los elementos son ensambladas y reescritas en un sistema de referencia global (x, y, z) para obtener la versión semi-discreta de las ecuaciones de movimiento de la estructura, que resulta en un sistema de ecuaciones diferenciales ordinarias en el tiempo.

$$\mathbf{M} d_{tt} \mathbf{u}(t) + \mathbf{K} \mathbf{u}(t) = \mathbf{F}_E(t), \quad (2)$$

donde \mathbf{u} es el vector que contiene las coordenadas nodales de la estructura, \mathbf{M} es la matriz de masa global y \mathbf{K} la matriz de rigidez global, las cuales son simétricas y positivas definidas. \mathbf{F}_E es el vector de carga que representa las fuerzas y momentos aplicados sobre los nodos de la malla estructural. El vector \mathbf{u} , las matrices de masa \mathbf{M} y de rigidez \mathbf{K} , y el vector de carga \mathbf{F}_E se encuentran expresados en el sistema (x, y, z) . d_{tt} representa la derivada segunda con respecto al tiempo.

El vector \mathbf{u} de la ecuación (2) se puede expandir en términos de los modos de vibrar de la estructura, lo que permite considerar la cantidad de modos que son más influyentes en la respuesta estructural y, consecuentemente, reducir el número de ecuaciones a resolver. Entonces, considerando esta expansión y después de algunas manipulaciones algebraicas, la ecuación (2) toma la siguiente forma,

$$d_{\hat{t}\hat{t}} \mathbf{q}(\hat{t}) + \hat{\Lambda} \mathbf{q}(\hat{t}) = T_C^2 \tilde{\mathbf{m}}^{-1} \mathbf{\Phi}^T \mathbf{F}_E(t), \quad (3)$$

donde $\mathbf{\Phi}$ es la matriz modal que contiene como columnas a los primeros n modos de vibrar utilizados para expandir \mathbf{u} ; $\hat{\Lambda}$ es una matriz diagonal que contiene los cuadrados de las primeras n frecuencias circulares de la estructura en forma adimensional (Preidikman, 1998); $\tilde{\mathbf{m}}$ es la matriz de masa modal que resulta diagonal; y, \mathbf{q} es un vector columna que contiene los coeficientes de la expansión modal (conocidos como coordenadas modales). Aquí aparece por primera vez el tiempo adimensional $\hat{t} = t/T_C$ que está relacionado con el tiempo físico t a través del tiempo característico $T_C = L_C/V_C$ (siendo L_C la longitud característica del problema: longitud de un panel aerodinámico a lo largo de la cuerda). $d_{\hat{t}\hat{t}}$ representa la derivada segunda con respecto al tiempo adimensional. Multiplicando la matriz modal por las coordenadas \mathbf{q} se recuperan los desplazamientos nodales \mathbf{u} de la estructura.

2.3 La técnica de transferencia de información

El mecanismo de interacción entre el fluido y la estructura se introduce a través de una matriz de acoplamiento que relaciona el campo de desplazamientos de la malla de elementos finitos (o malla estructural) con el campo de desplazamientos que experimenta la red de vórtices (o malla aerodinámica). La técnica consiste en determinar esa matriz de acoplamiento a través de un procedimiento de interpolación mediante el uso de funciones de base radial (Verstraete *et al.*, 2016).

Existen dos matrices que están vinculadas entre sí que permiten llevar a cabo el acoplamiento; una, \mathbf{G}^{NA} , relaciona los desplazamientos generalizados de la estructura \mathbf{u} con los nodos aerodinámicos \mathbf{w} , y la otra, \mathbf{G}^{PC} , relaciona los desplazamientos \mathbf{u} con los puntos de control \mathbf{v} .

$$\mathbf{w} = \mathbf{G}^{NA} \mathbf{u} \quad \text{y} \quad \mathbf{v} = \mathbf{G}^{PC} \mathbf{u}. \quad (4)$$

Como las matrices de acoplamiento solo son dependiente de las coordenadas espaciales se cumple que,

$$d_t \mathbf{w} = \mathbf{G}^{NA} d_t \mathbf{u} \quad \text{y} \quad d_t \mathbf{v} = \mathbf{G}^{PC} d_t \mathbf{u}, \quad (5)$$

donde d_t representa la derivada primera con respecto al tiempo.

Además, las matrices de acoplamiento fluido-estructura permiten transformar las cargas aerodinámicas computadas sobre la malla aerodinámica, \mathbf{F}_A , en un conjunto de fuerzas generalizadas equivalentes actuando sobre los nodos de la malla estructural, \mathbf{F}_E . Esto último resulta como consecuencia de imponer que ambos sistemas de fuerzas deban realizar el mismo trabajo virtual para cualquier desplazamiento virtual dado (Preidikman, 1998).

$$\mathbf{F}_E = (\mathbf{G}^{PC})^T \mathbf{F}_A. \quad (6)$$

2.4 Integración de las ecuaciones de movimiento y estrategia de intercambio de información

En una primera instancia la Ec. (3) se lleva a un sistema de ecuaciones diferenciales ordinarias de primer orden de la forma,

$$\frac{d\mathbf{y}}{dt} = \mathbf{F}(t, \mathbf{y}). \quad (7)$$

En el tiempo t_j , las cargas aerodinámicas y la posición de las estelas son computadas por el UVLM, y simultáneamente, los desplazamientos y velocidades generalizadas de los nodos de la estructura se calculan mediante el método predictor-corrector de cuarto orden desarrollado por Hamming (Carnahan *et al.*, 1969). El cómputo se realiza siguiendo la siguiente secuencia de pasos en orden:

1. Con la información de pasos anteriores, se realiza la convección de las estelas y se computan las cargas aerodinámicas utilizando el algoritmo asociado al UVLM.
2. Estas cargas son enviadas al modelo estructural por medio de la ecuación (6) y se computa el estado de la estructura mediante la ecuación (7).
3. Este nuevo estado de la estructura se envía al modelo aerodinámico por medio de las Ec. (4) y (5), y luego se computan las cargas aerodinámicas nuevamente utilizando la ecuación (1); en este paso las estelas no se actualizan, es decir quedan con la forma obtenida en el paso 1.
4. La última predicción de las cargas aerodinámicas se envía al modelo estructural y se actualiza el estado de la estructura (corrección de la solución predicha en el paso 2).
5. El procedimiento de los pasos 3 y 4 se realiza hasta alcanzar la precisión deseada por el usuario. Cuando esto sucede se envía toda la información para comenzar la integración en el paso de tiempo t_{j+1} .

Para más detalles de este procedimiento se puede consultar el trabajo de Preidikman (1998).

3 MODELO DE ALA INSPIRADO EN LA BIOLOGÍA

La geometría considerada para el modelo de ala reconfigurable está inspirada en las alas de un ave. Este modelo preserva ciertos parámetros morfológicos de las alas de una gaviota argétea o *herring gull* (*Larus Argentatus*). Los datos son extraídos de información documentada en la literatura (Tennekes, 2009) y se resumen en la Tabla 1.

Para definir la geometría del ala se utiliza un sistema de coordenadas cartesiano ortogonal (x, y, z). Primero, se obtienen las coordenadas de los puntos discretos (x_{le}, y_{le}) y (x_{te}, y_{te}) que corresponden al borde de ataque y al borde de fuga del ala respectivamente. Esto se realiza a partir de la geometría de un ala real de una gaviota (ver Fig. 5a y 5b). Una vez conocidos estos puntos se utiliza la técnica de interpolación *spline* cúbica con condiciones de borde *not-a-knot*

con el fin de obtener expresiones analíticas para las curvas que describen el borde de ataque $x = LE(y)$ y el borde de fuga $x = TE(y)$. Luego, la cuerda del ala, que varía con la coordenada y , se determina a través del conocimiento de $LE(y)$ y de $TE(y)$ de la siguiente manera $c(y) = LE(y) - TE(y)$.

Parámetro	Valor	Fuente
Envergadura (b)	1.34 m	Tennekes (2009)
Area (S)	0.197 m ²	Tennekes (2009)
Cuerda media (c_m)	0.147 m	Calculada (S/b)
Cuerda en la raíz (c_r)	0.177 m	Tennekes (2009)

Tabla 1: datos utilizados en el modelo

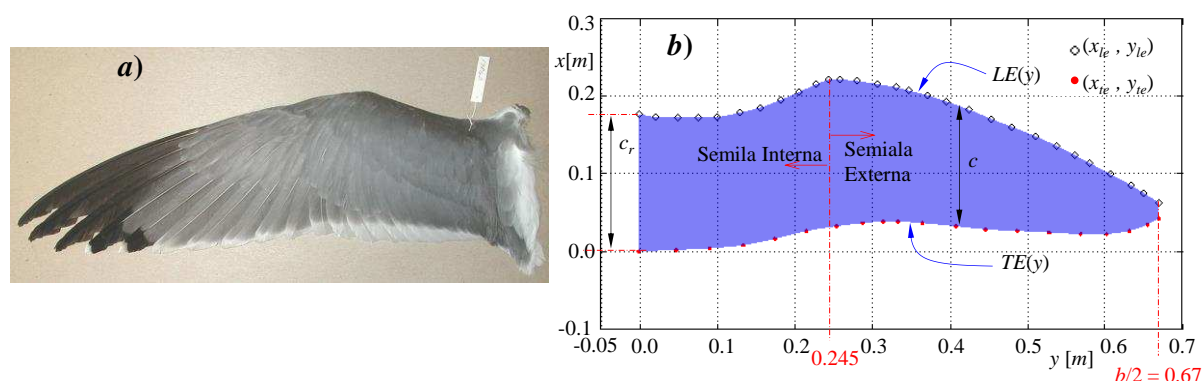


Fig. 5: a) Ala real de una gaviota. b) Datos del modelo computacional del ala morphing.

El modelo computacional se completa mediante datos experimentales del perfil alar de una gaviota que fueron obtenidos y publicados por Liu *et al.* (2006). Este perfil se genera a través de la combadura del ala y la distribución de espesor. Debido a que el ala es modelada aerodinámicamente como una superficie sin espesor, solo se considera la línea de combadura media del perfil, la cual puede expresarse matemáticamente como:

$$\frac{z}{c} = -\frac{z_m}{c} \lambda (1-\lambda) \sum_{m=1}^3 S_m (1-2\lambda)^{m-1}, \quad (1.8)$$

donde los valores de los coeficientes son $S_1=3.874$, $S_2 = -0.807$ y $S_3 = 0.771$, y z_m es la combadura máxima local del perfil que se calcula mediante la expresión:

$$\frac{z_m}{c} = \frac{0.14}{1+1.333\xi^{1.4}}. \quad (1.9)$$

Las variables λ and ξ se definen en el rango $0 \leq \lambda, \xi \leq 1$ por medio de,

$$\xi = \frac{2y}{b} \quad \text{y} \quad \lambda = \frac{x-TE}{c}. \quad (1.10)$$

El modelo estructural se presenta en la Fig. 6. Las vigas que constituyen la estructura son de sección rectangular (*ancho* = 2 cm, *alto* = 0.6 cm), y el material asociado a las mismas es un acrílico cuyas características son: densidad $\rho_b = 1187 \text{ kg/m}^3$, módulo de elasticidad $E = 3.18 \text{ GPa}$ y módulo de corte $G = 1.35 \text{ GPa}$.

El modelo de elementos finitos de la estructura cuenta con un total de 21 nodos y 21 elementos. Los dos nodos que se encuentran en la raíz del ala están empotrados. La malla aerodinámica utilizada en las simulaciones consiste en 8 paneles a lo largo de la cuerda y 32 paneles a lo largo de la envergadura.

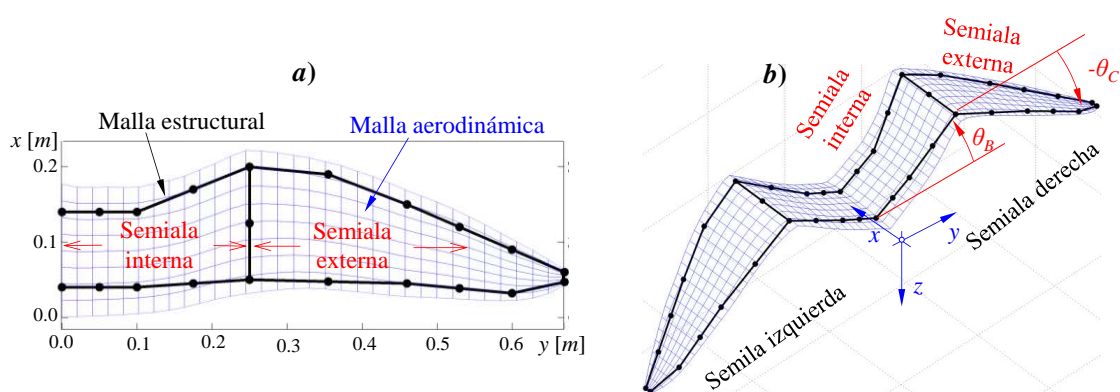


Fig. 6: modelo de elementos finitos y malla aerodinámica.

El modelo consiste en las semialas derecha e izquierda, y cada una de ellas está formada por dos segmentos: La semiala interna (SAI) y la semi alaexterna (SAE), ver Fig. 6a. Para cambiar su configuración geométrica se utiliza un mecanismo *folding wings*, que consiste en el movimiento relativo entre ambos segmentos de ala. La SAI se orienta en el espacio mediante el ángulo de diedro θ_B y la SAE se orienta mediante el ángulo de diedro θ_C ; ambos ángulos son medidos respecto del plano xy (Fig. 6b).

Todos los resultados aquí presentados corresponden a simulaciones para un ángulo de ataque $\alpha = 0^\circ$.

4 RESULTADOS NUMÉRICOS

En esta sección se presentan algunos resultados correspondientes a un estudio computacional sobre el comportamiento aeroelástico del modelo de ala reconfigurable descrito en la sección anterior. La herramienta utilizada para llevar a cabo este estudio fue validada en trabajos previos (Verstraete *et al.*, 2015 y Verstraete *et al.*, 2016).

En un primer análisis, cuyos resultados son los presentados en este artículo, se estudia cómo influye, únicamente, la variación de la semiala interna en la respuesta aeroelástica. En este caso la semiala externa siempre se mantiene horizontal, es decir su ángulo de diedro asociado es nulo ($\theta_C = 0$). Cada configuración del ala, y por ende la geometría de la estructura, queda definida a través de θ_B .

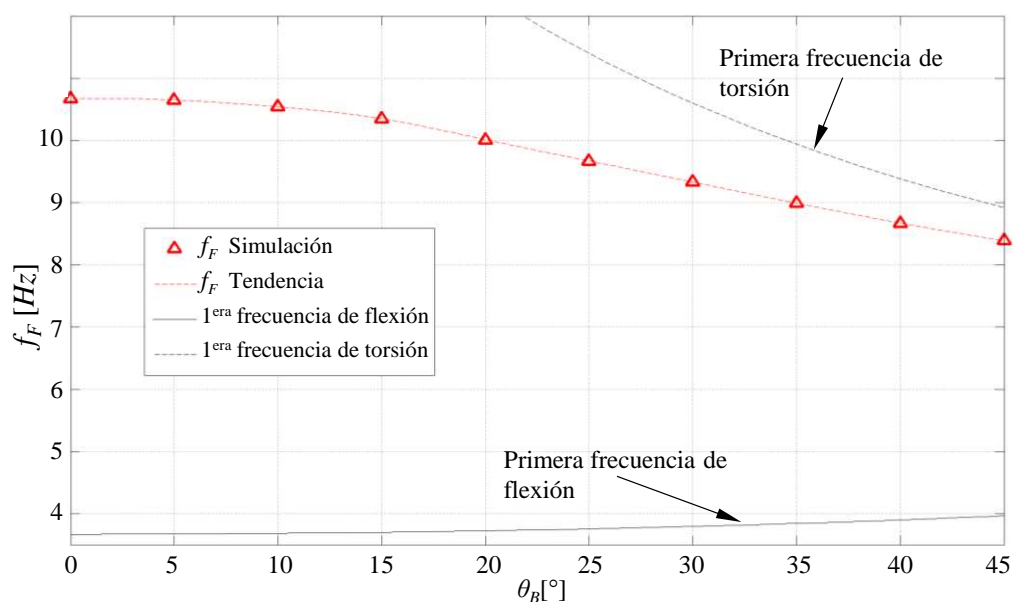
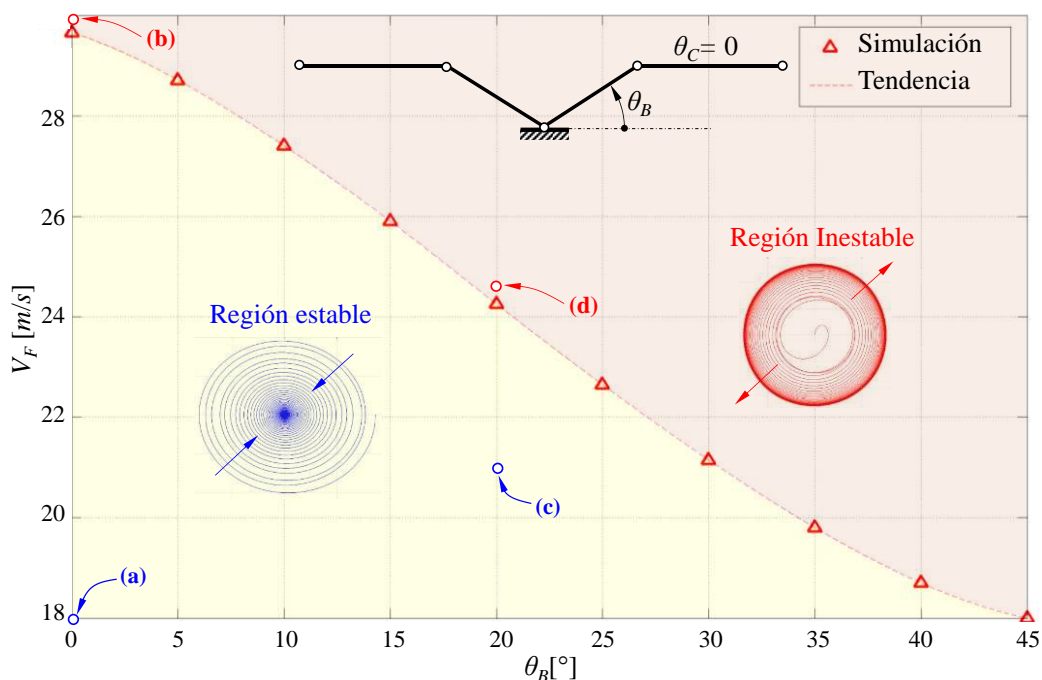
Para explorar el comportamiento de velocidad y frecuencia de *flutter* se realizaron experimentos numéricos para un conjunto de valores de θ_B que va desde $\theta_B = 0^\circ$ hasta $\theta_B = 45^\circ$, con un salto de $\Delta\theta_B = 5^\circ$; lo que incluye un total de 10 configuraciones analizadas. Para cada una de las configuraciones se realizó una serie de simulaciones con el fin de buscar la condición de *flutter*. Una vez encontrada dicha inestabilidad fue posible trazar las curvas que se presentan en la Fig. 7 y en la Fig. 8.

En la Fig. 7 se puede observar que V_F disminuye a medida que se incrementa el ángulo θ_B . Entre $\theta_B = 10^\circ$ y $\theta_B = 30^\circ$ se presenta, aparentemente, un comportamiento lineal, no siendo así entre 0° y 10° , y entre 30° y 45° . Claramente se observa que el mayor valor de V_F corresponde a la configuración completamente extendida ($\theta_B = 0^\circ$) y el menor valor corresponde a la configuración dada por $\theta_B = 45^\circ$.

De acuerdo a los resultados aquí presentados es posible concluir que la aparición de *flutter* para una determina configuración puede evitarse extendiendo las alas, es decir disminuyendo el ángulo θ_B . Por ejemplo, si el requerimiento de la aeronave es volar a una velocidad 21.2 *m/seg* en una configuración de $\theta_B = 30^\circ$, aparecerá el fenómeno de *flutter*, pero reconfigurándose a $\theta_B = 20^\circ$ estará en una condición de vuelo estable (la velocidad de *flutter* para esta última configuración es 24.25 *m/seg*). Claramente, se deberá evaluar si la

configuración $\theta_B = 20^\circ$ satisface los requerimientos de sustentación para mantenerse en vuelo.

Los resultados obtenidos permiten determinar las regiones de estabilidad e inestabilidad como se indica en esta misma figura. Los puntos ubicados en la región estable están caracterizados por una respuesta que tiende a una posición de equilibrio estático ante cualquier perturbación (por ejemplo los puntos (a) y (c) que se señalan en la Fig. 7 mientras que puntos ubicados en la región inestable están caracterizados por una respuesta que alcanza un movimiento periódico con una determinada amplitud (por ejemplo los puntos (b) y (d)). Es importante destacar que las amplitudes correspondientes a los puntos inestables pueden ser tan excesivas que pueden llevar al colapso de la estructura.



La Fig. 8 muestra que la frecuencia de *flutter* decrece con el incremento del ángulo θ_B . Debido a que la primera frecuencia de torsión decrece más rápido de lo que crece la primera de flexión es razonable esperar este comportamiento para f_F . Esto se debe, generalmente, a que la frecuencia de *flutter* se encuentra situada entre la primera frecuencia natural de flexión y la primera de torsión.

A continuación, se muestran algunas respuestas asociadas a puntos ubicados en las regiones estable e inestable.

4.1 Configuración definida por $\theta_B = 0^\circ$ y $\theta_C = 0^\circ$

Aquí se presentan las respuestas aeroelásticas asociadas a los puntos (a) y (b) que se indican en la Fig. 7 y corresponden a la configuración completamente extendida del ala definida por los valores $\theta_B = 0^\circ$ y $\theta_C = 0^\circ$. El punto (a) se encuentra ubicado en la región estable y el punto (b) se localiza en la región inestable.

Punto (a) - Respuesta aeroelástica para una velocidad subcrítica

En la Fig. 9 se muestra la respuesta de las coordenadas generalizadas asociadas a los seis primeros modos en función del tiempo adimensional. La simulación corresponde a una velocidad sub-crítica ($V_\infty = 18 \text{ m/seg}$) y se ha impuesto una condición inicial sobre el segundo modo ($q_2(0) = 0.08$). Claramente se puede observar que todos los modos, menos el tercero, tienen un comportamiento oscilatorio que se atenúa hasta alcanzar un valor que corresponde a la posición de equilibrio estático. En el modelo no se ha considerado amortiguamiento estructural, y por lo tanto la razón de este comportamiento se debe al amortiguamiento aerodinámico externo. También se puede observar que el modo 3 (el cual está asociado a la flexión en el plano xy) exhibe un comportamiento transitorio al principio debido al acoplamiento que producen los efectos aerodinámicos. A pesar de que el resto de los modos se estabilizan en una posición de equilibrio, el modo 3 se mantiene oscilando con una amplitud aproximadamente constante cuya frecuencia de vibración es de 19.35 Hz (tercera frecuencia natural en vacío). Este último comportamiento se debe a que el amortiguamiento en este modo es principalmente producido por los efectos viscosos, los cuales no son considerados por el modelo aerodinámico utilizado. El bajo amortiguamiento en la respuesta de q_3 , que no logra apreciarse, es debido a la resistencia inducida que es capturada por el UVLM. Además, es posible notar que el orden de magnitud de vibración de este modo es muy pequeña comparada con el resto de los modos.

En la Fig. 10, que muestra una proyección en el espacio de estado asociado al modo 1 y 2, se puede observar que la respuesta desarrolla un comportamiento similar a un foco estable.

Punto (b) - Respuesta aeroelástica para una velocidad supercrítica

En este caso se presentan las respuestas correspondientes a dos simulaciones para una velocidad ($V_\infty = 29.8 \text{ m/seg}$) superior a la velocidad de *flutter*. Para cada una de ellas se impusieron condiciones iniciales diferentes: (i) una condición inicial impuesta sobre el segundo modo $q_2(0) = 0.15$ y el resto de coordenadas y velocidades generalizadas igual a cero; y (ii) una condición inicial sobre el primer modo $q_1(0) = -0.2$ y las demás coordenadas y velocidades generalizadas igual a cero.

En la Fig. 11 se muestra la respuesta de los 4 primeros modos en función del tiempo adimensional. Cada perturbación inicial provoca un comportamiento transitorio diferente en las respuestas, y luego alcanzan un movimiento periódico de igual amplitud. Aunque no se muestra la respuesta del resto de los modos, todos exhiben el mismo comportamiento.

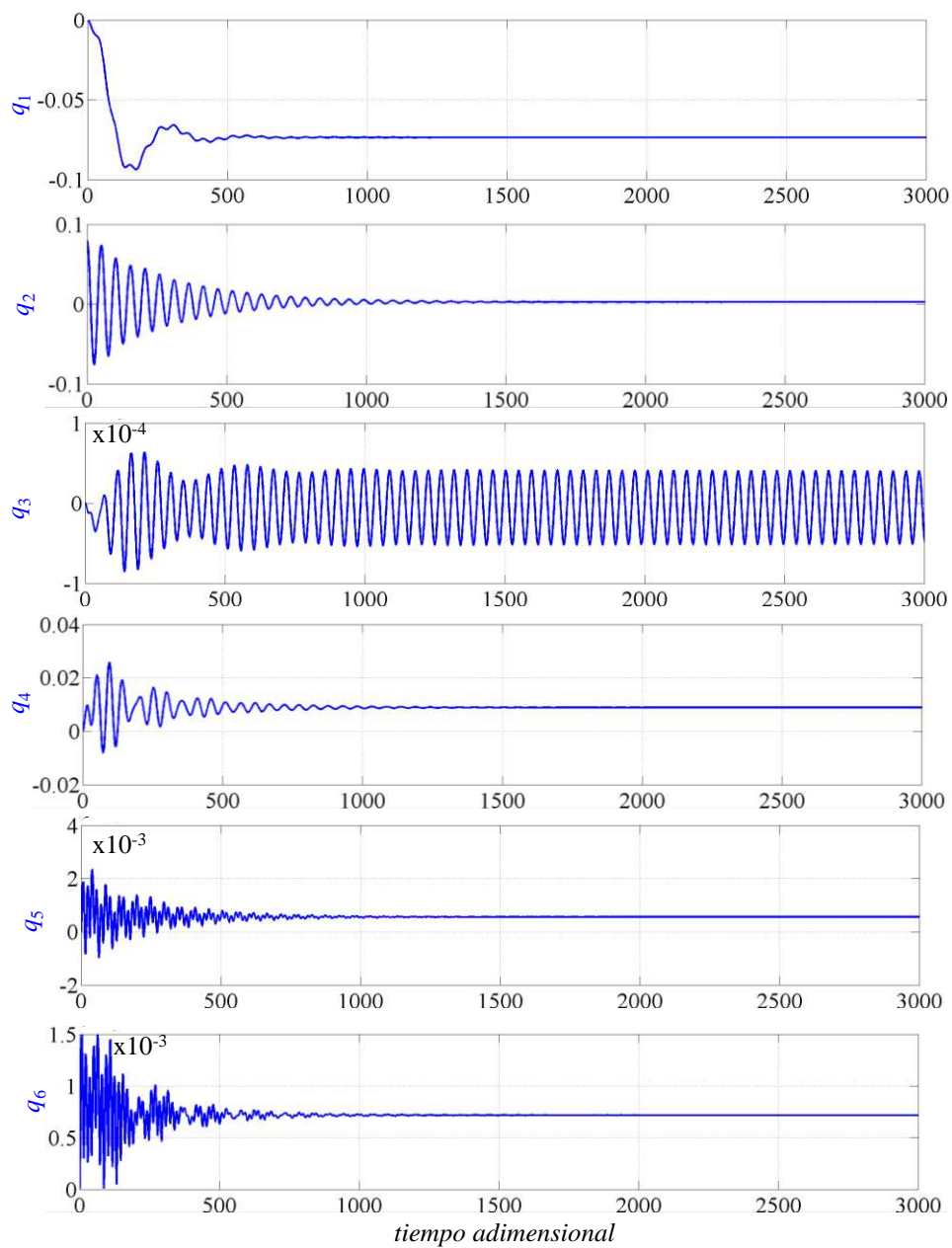


Fig. 9: Respuesta de los primeros 6 modos para un velocidad sub-crítica ($V_\infty = 18 \text{ m/seg}$).

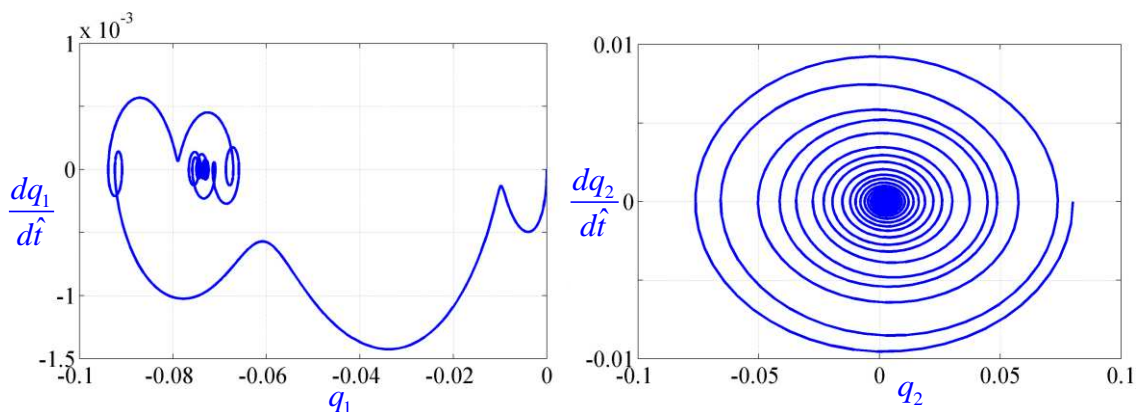


Fig. 10: Proyección en el espacio de estado de los modos 1 y 2 ($V_\infty = 18 \text{ m/seg}$).

En la Fig. 12, se puede observar la proyección en el espacio de estado donde se manifiesta la presencia de un ciclo límite. Claramente, las soluciones convergen a este ciclo que por sus características resulta ser un ciclo límite estable. La trayectoria correspondiente a la primera condición inicial evoluciona acercándose al ciclo límite desde el interior, mientras que la trayectoria asociada a la segunda condición inicial evoluciona acercándose desde el exterior. Otras condiciones iniciales fueron impuestas sobre el sistema dinámico y las trayectorias mostraron convergencia hacia el ciclo límite.

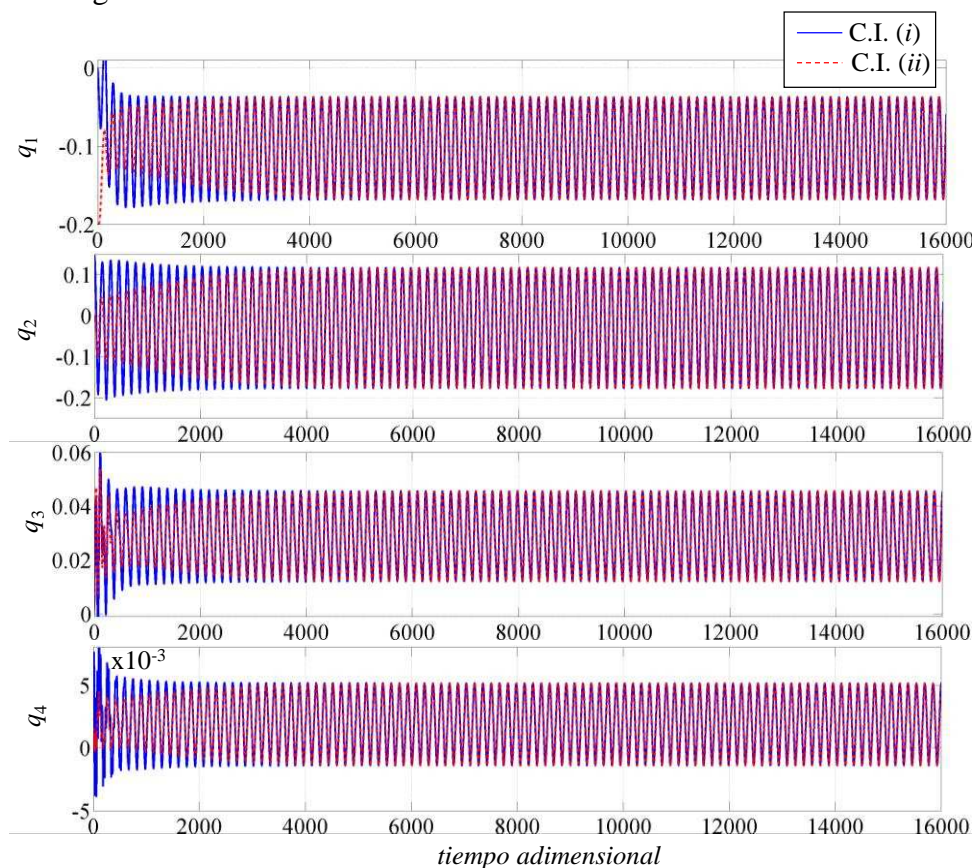


Fig. 11: Respuesta temporal de 4 modos -velocidad superior a V_F ($V_\infty = 29.8$ m/seg).

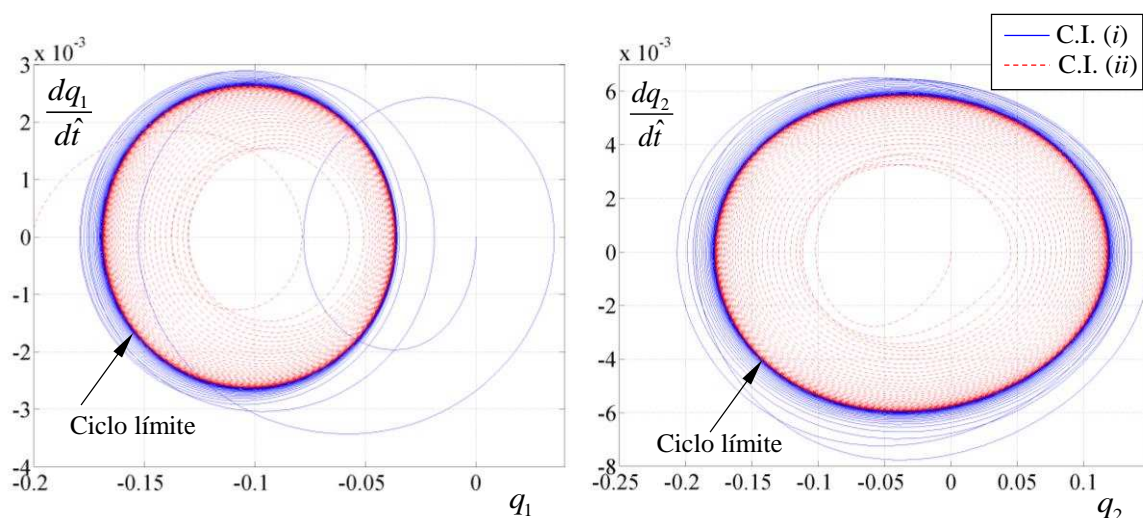


Fig. 12: Proyección en el espacio de estado de los modos 1 y 2 ($V_\infty = 29.8$ m/seg).

4.2 Configuración definida por $\theta_B = 20^\circ$ y $\theta_C = 0^\circ$

A continuación, se presentan algunos resultados correspondientes a los puntos (c) y (d) que se indican en la Fig. 7; los cuales corresponden a la configuración del ala, definida por los valores $\theta_B = 20^\circ$ y $\theta_C = 0^\circ$. El punto (c) se encuentra ubicado sobre la región estable y el punto (d) se localiza en la región inestable.

Punto (c) Respuesta aeroelástica para una velocidad sub-crítica

En la Fig. 13 se presenta la respuesta correspondiente a las 3 primeras coordenadas modales en función del tiempo adimensional para una velocidad subcrítica ($V_\infty = 21 \text{ m/seg}$). Los tres modos presentan un comportamiento oscilatorio que se atenúa en el tiempo como consecuencia del amortiguamiento aerodinámico externo.

A diferencia de lo ocurrido con el tercer modo asociado a la configuración completamente extendida ($\theta_B = \theta_C = 0^\circ$), la amplitud de este modo en esta nueva configuración se amortigua con el tiempo. Esto se debe a que el tercer modo no representa un modo puro en flexión en el plano xy . La proyección en el espacio de estado se asemeja a un foco estable (Fig. 14). Las respuestas del resto de las coordenadas modales presentan un comportamiento cualitativo similar; motivo por el cual no se han incluido las gráficas.

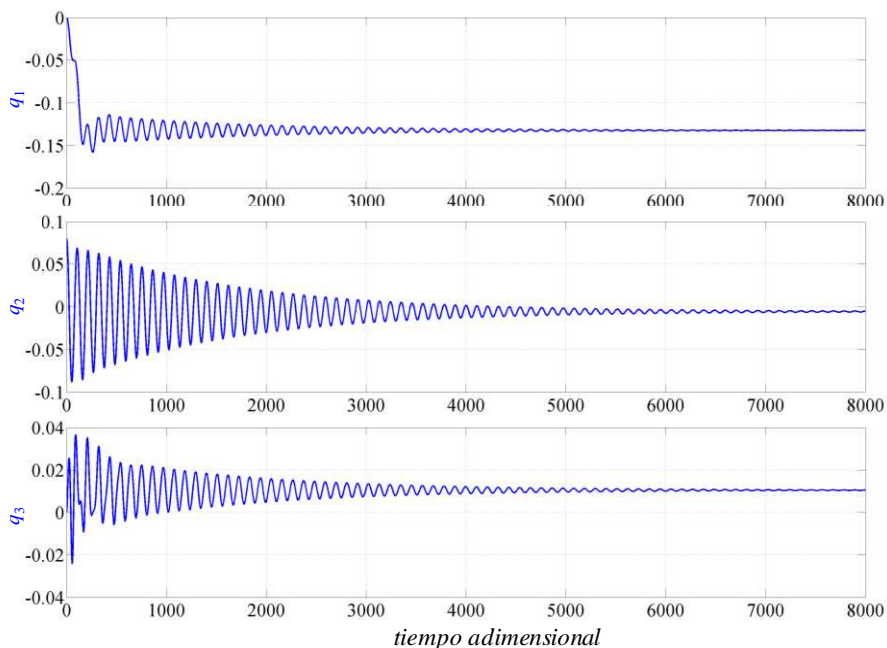


Fig. 13: Respuesta para los 3 primeros modos – velocidad inferior a V_F ($V_\infty = 21 \text{ m/seg}$).

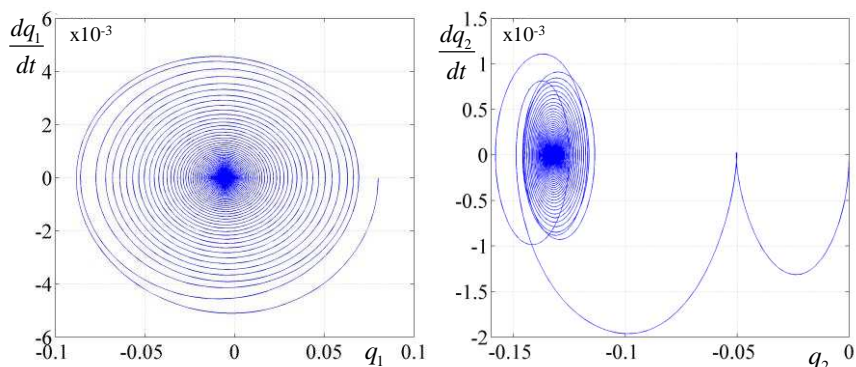


Fig. 14: Proyección en el espacio de estado de los 2 primeros modos ($V_\infty = 21 \text{ m/seg}$).

Punto (d) - Respuesta aeroelástica para una velocidad supercrítica

A continuación, se presentan resultados correspondientes a dos simulaciones, para una velocidad de corriente libre ($V_\infty = 24.5 \text{ m/seg}$) superior a la velocidad de *flutter*, que tienen asociadas diferentes condiciones iniciales: (i) una perturbación inicial impuesta sólo sobre el segundo modo $q_2(0) = 0.15$; y (ii) una perturbación inicial impuesta sólo sobre el primer modo $q_1(0) = -0.25$.

En la Fig. 15 se presenta la respuesta de los primeros 3 modos en función del tiempo adimensional. Se puede ver que las perturbaciones iniciales provocan un comportamiento diferente en el transitorio de la respuesta. Para la primera condición inicial se presenta un ligero comportamiento transitorio y rápidamente se alcanza una amplitud de vibración constante, mientras que para la segunda condición inicial se observa que la amplitud de los tres modos crece lentamente hasta alcanzar, en el tiempo de simulación 20000, el mismo valor que en la condición (i).

La Fig. 16 muestra la proyección en el espacio de estado correspondiente a los dos primeros modos. Nuevamente, se manifiesta la presencia de un ciclo límite, donde las dos soluciones convergen a la curva cerrada que caracteriza a un ciclo límite estable. Al igual que en el punto (b) la trayectoria para la primera condición inicial se acerca al ciclo límite desde afuera, mientras que la segunda condición inicial se aproxima al ciclo límite desde adentro.

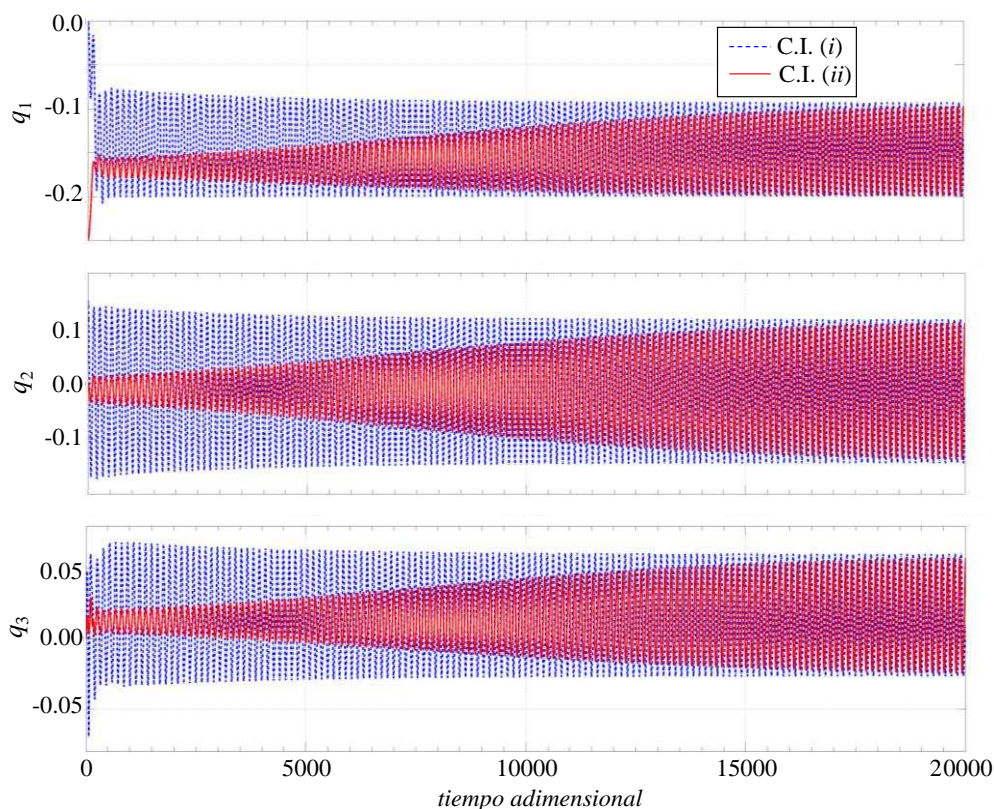


Fig. 15: Respuesta temporal de los 3 primeros modos - velocidad superior a V_F ($V_\infty = 24.5 \text{ m/seg}$).

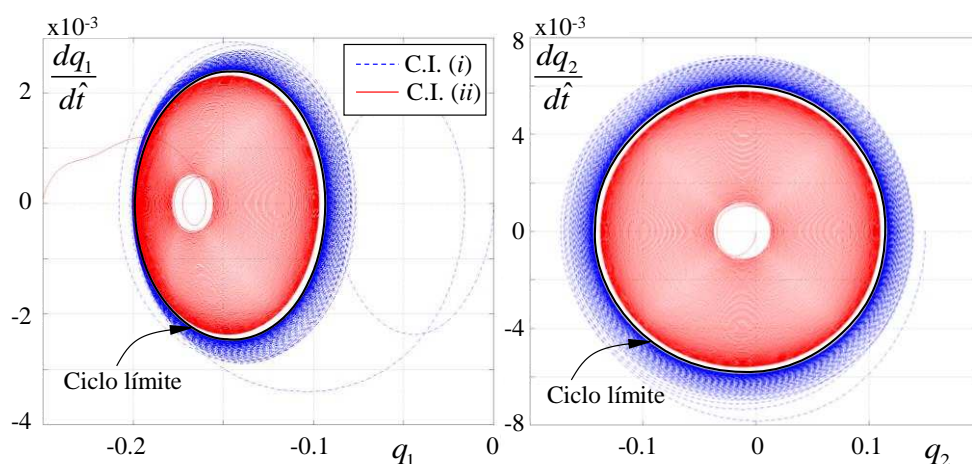


Fig. 16: Proyección en el espacio de estado de los 2 primeros modos ($V_\infty = 24.5 \text{ m/seg}$).

5 CONCLUSIONES

En este trabajo se presentó una serie de resultados correspondientes al estudio aeroelástico de un modelo de ala reconfigurable inspirada en la biología. La geometría del modelo computacional considera parámetros morfológicos de una gaviota de mar que fueron extraídos de la literatura. Para cambiar la forma geométrica de las alas se utiliza el mecanismo *folding wings, gull wings* o simplemente “alas plegables”.

Para desarrollar las simulaciones aeroelásticas, se utilizó una herramienta computacional desarrollada por los mismos autores de este trabajo. En el artículo se incluyó una breve descripción de la mencionada herramienta.

El objetivo del estudio fue comprender como varían la velocidad (V_F) y frecuencia (f_F) de *flutter* de acuerdo con la configuración que adquiere el ala cuando se hace variar únicamente el ángulo de diedro (θ_B) asociado a la semiala interna. Los resultados revelaron que el incremento de θ_B produce una disminución en la V_F . Aunque la relación entre V_F y θ_B resulta no-lineal, se observa la presencia de una zona de comportamiento casi lineal (entre $\theta_B = 15^\circ$ y $\theta_B = 30^\circ$). La frecuencia de *flutter* presenta un comportamiento decreciente con el incremento de θ_B y se encuentra situada entre la primera frecuencia natural de flexión y la primera frecuencia natural de torsión. Los resultados permitieron identificar las regiones estables e inestables de vuelo para el modelo de ala considerado. Para algunas configuraciones se condujo un análisis para puntos ubicados en las regiones antes mencionadas. Las regiones estables (esto es, sin presencia del fenómeno de *flutter*) están caracterizadas por respuestas amortiguadas que tienden a una posición de equilibrio estático. Para las regiones inestables se manifiesta la presencia de ciclos límites, que caracterizan el fenómeno de *flutter*, los cuales resultaron de las no-linealidades introducidas por el modelo aerodinámico. Todos estos resultados mostraron que la herramienta permite simular el comportamiento aeroelástico antes, durante y después del inicio del *flutter*.

Actualmente se está llevando a cabo un estudio aeroelástico para comprender como varían la velocidad y frecuencia de *flutter* de acuerdo con la configuración que adquiere el ala cuando se hace variar, simultáneamente, los ángulos de diedro (θ_B y θ_C) asociados a las dos partes que constituyen el ala (la semiala interna y la semiala externa).

REFERENCIAS

- Abdulrahim, M., and Lind, R., Using Avian Morphology to Enhance Aircraft Maneuverability. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, August 2006.
- Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R. M., Friswell, M. I., and Inman D. J., A Review of Morphing Aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, no. 9, pp. 823-877, 2011.
- Dove-Jay, A., What commercial aircraft will look like in 2050. November 7, 2014. <http://theconversation.com/what-commercial-aircraft-will-look-like-in-2050-33850>
- Carnahan, B., Luther, H. A., and Wilkes, J. O., *Applied Numerical Methods*. John Wiley and Sons, New York 1969.
- Hou, G., Wang, J., and Layton, A., Numerical Methods for Fluid-Structure Interaction— A Review, *Commun. Comput. Phys.*, vol. 12, pp. 337-377, 2012.
- Kalmar-Nagy, T., and Stanciulescu, I., Can complex systems really be simulated?. *Applied Mathematics and Computation* 227, pp. 199–211, 2014.
- Katz, K.J., and Plotkin, A., *Low speed aerodynamics: from wing theory to panel methods*. McGraw-Hill, 1991.
- Konstadinopoulos, P., Mook, D.T., and Nayfeh, A.H., A numerical method for general unsteady aerodynamics. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Albuquerque, New Mexico, August 19-21, 1981.
- Liska, S., and Dowell, E. H., Continuum Aeroelastic Model for a Folding-Wing Configuration. *AIAA Journals*, vol. 47, no. 10, pp. 2350-2358, 2009.
- Liu, T., Kuykendoll, K., Rhew, R., and Jones, S., Avian Wing Geometry and Kinematics, *AIAA Journal*, vol. 44, no. 5, pp. 954-963, 2006.
- Pippen, J. S., 2006. <http://www.jeffpippen.com/>.
- Preidikman, S., Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems, Ph.D. Dissertation, Department of Engineering Science and Mechanics. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1998.
- Sofla, A.Y.N., Meguid, S.A., Tan, K.T. and Yeo, W.K., Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials and Design*, vol. 31, no. 3, pp. 1284–1292, 2010.
- Subbarao, K., Supekar, A. H. and Lawrence, K., Investigation of Morphable Wing Structures for Unmanned Aerial Vehicle Performance Augmentation. AIAA conference, 2009.
- Tennekes, H., *The Simple Science of Flight: From Insects to Jumbo Jets*. Cambridge, Massachusetts: MIT Press, 2009.
- Valasek, J., *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*. Wiley, 2012.
- Vasista, S., Tong, L., and Wong, K. C., Realization of Morphing Wings: A Multidisciplinary Challenge, *Journal of aircraft*, Vol. 49, No. 1, 2012.
- Verstraete, M.L., Preidikman, S., Roccia, B.A., Mook, D.T., A numerical model to study the nonlinear and unsteady aerodynamics on a bioinspired morphing wing concept. *International Journal of Micro Air Vehicles*, 7 (3), pp. 327-345, 2015.
- Verstraete, M.L., Preidikman, S., Ceballos, L.R., Interpolación multivariable mediante funciones de base radial: una nueva técnica para combinar el método de red de vórtices no-estacionario con el método de los elementos finitos. *Mecánica Computacional*, 34: 3177-3201, 2016.

- Verstraete, M.L., Preidikman, S., Roccia, B.A., Herramienta computacional para el estudio aeroelástico de aviones no-tripulados con alas que cambian de forma. IV Congreso de Matemática Aplica, Computacional e Industrial, Comodoro Rivadavia, mayo 2017.
- Wang, I., and Dowell, E. H., Structural Dynamics Model of Multisegmented Folding Wings: Theory and Experiment. *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 6, pp. 2149-2160, 2011.
- Wang, I., Gibbs, S.C., and Dowell, E. H., Aeroelastic Model of Multisegmented Folding Wings: Theory and Experiment. *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 911-921, 2012.
- Wang, I., Gibbs, S.C., and Dowell, E. H., Aeroelastic Analysis of a Folding Wing: Comparison of Simple and Higher Fidelity Models for a Wide Range of Fold Angles. 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.