

AEROELASTICIDAD DE SISTEMAS AERONÁUTICOS INMERSOS EN FLUJOS SUBSÓNICOS – UNA NUEVA METODOLOGÍA

B. Roccia^{a,b,c}, S. Preidikman^{a,c}, C. Gómez^{a,c} y L. Ceballos^{a,b}

^a Departamento de Estructuras. Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales. Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, CP 5000, Córdoba, Argentina.

^b Departamento de Ciencias Básicas. Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Río Cuarto Campus Universitario, Ruta Nacional 36 Km. 601. 5800 Río Cuarto. Argentina.

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

Email: broccia@ing.unrc.edu.ar

RESUMEN

En este trabajo se presenta un marco de simulación diseñado para llevar a cabo el estudio aeroelástico de sistemas aeronáuticos sometidos a movimientos complejos e inmersos en flujos de régimen subsónico bajo. Específicamente, este marco de trabajo combina un modelo aerodinámico basado en una versión extendida del método de vórtices no lineal y no estacionario, con un modelo estructural no lineal basado en las ecuaciones de Lagrange para sistemas restringidos. El modelo estructural es general y permite la combinación de diferentes descripciones utilizadas normalmente en sistemas multicuerpo flexibles tales como: la dinámica de cuerpos rígidos, las técnicas de modos asumidos y el método de elementos finitos. Las ecuaciones de movimiento resultantes para el sistema dinámico totalmente acoplado son del tipo diferenciales algebraicas (DAEs) de índice 3. Esas ecuaciones se resuelven simultáneamente en forma numérica mediante un esquema de integración compuesto por un método predictor-corrector de cuarto orden, el método modificado de Hamming, y un procedimiento para estabilizar la solución de las DAEs. Una serie de resultados, algunos de ellos validaciones, demuestran la confiabilidad de la metodología propuesta. Como caso de estudio se llevaron a cabo simulaciones numéricas de la aerodinámica no estacionaria y dinámica no lineal de una mosca de la fruta en vuelo suspendido.

Palabras clave: Aeroelasticidad, Sistemas aeronáuticos, Flujo subsónico, Dinámica multicuerpo.

INTRODUCCIÓN

En tiempos recientes, numerosas investigaciones se han dedicado al estudio del comportamiento aeroelástico no lineal de estructuras altamente flexibles sujetas a movimientos complejos e inmersas en flujos subsónicos. Como ejemplos de la diversidad de tales sistemas aeronáuticos se pueden mencionar aeronaves que operan a gran altitud y con gran autonomía (*high-altitude long-endurance*, HALE) [1], aviones con alas de gran alargamiento (*high-aspect-ratio wings*) [2], aeronaves con alas que cambian dinámicamente de forma (*morphing-wings*) [3], y micro vehículos aéreos inspirados en la biología [4] y [5].

El desarrollo de modelos estructurales y aerodinámicos acoplados apropiadamente, que permitan predecir fenómenos aeroelásticos complejos conducirá, sin lugar a dudas, a diseños novedosos y altamente eficientes de aeronaves no convencionales tales como vehículos aéreos no tripulados (UAVs) y micro vehículos aéreos (MAVs). Estas aplicaciones de ingeniería, cuyas superficies sustentadoras son altamente flexibles, dan origen a una serie de problemas muy difíciles de ser estudiados analíticamente.

La interacción entre un cuerpo deformable que experimenta movimientos complejos y el fluido que lo circunda constituye un sistema dinámico no lineal caracterizado por un fuerte acoplamiento entre el flujo tridimensional totalmente no estacionario y la estructura del sistema aeronáutico en consideración. Como resultado de ese acoplamiento, cualquier esfuerzo por modelar exitosamente la física subyacente en estos problemas requiere inexorablemente un abordaje multidisciplinar que integre aerodinámica, dinámica estructural, y control en un único marco de trabajo.

En este artículo se presenta una descripción aeroelástica unificada, originalmente propuesta por Preidikman [6] y Preidikman y Mook [7] destinada al estudio de sistemas aeronáuticos modelados como una colección de cuerpos rígidos y flexibles interconectados e inmersos en un flujo subsónico. El modelo estructural empleado es una modificación de la formulación de Shabana [8] donde se consideran movimientos ‘*primarios*’ (debidos a grandes rotaciones y desplazamientos en el espacio) y movimientos ‘*secundarios*’ (debidos a pequeñas rotaciones y desplazamientos originados en deformaciones elásticas). Las cargas aerodinámicas se computan mediante una versión modificada del método de red de vórtices no lineal y no estacionario. Las ecuaciones algebraicas diferenciales (DAEs) de índice 3 resultantes son primero reescritas como un sistema de DAEs de índice 1 y luego integradas en el dominio del tiempo por medio de un esquema predictor corrector de cuarto orden basado en una modificación del método de Hamming [6].

METODOLOGÍA

En este trabajo se propone atacar el problema aeroelástico mediante: *i*) un modelo cinemático que permita prescribir el movimiento de los cuerpos del sistema multicuerpo en consideración; *ii*) un modelo aerodinámico inestacionario y no-lineal que permita predecir las cargas actuantes sobre las superficies sustentadoras del sistema aeronáutico en estudio; *iii*) un modelo estructural multicuerpo híbrido para predecir la respuesta de la estructura a las cargas aerodinámicas; *iv*) un sistema de control que permita suprimir movimientos indeseados y optimizar el desempeño del vehículo en diferentes condiciones de flujo; *v*) una técnica para transferir información entre el modelo estructural y el aerodinámico, cuyas mallas/grillas pueden ser radicalmente diferentes; y *vi*) un esquema de integración para resolver todas las ecuaciones gobernantes, las cuales son generalmente algebraicas diferenciales.

La idea fundamental consiste en tratar el flujo de aire circundante y la estructura como elementos de un único sistema dinámico; e integrar en el dominio del tiempo todas las ecuaciones gobernantes en forma numérica, simultánea, e interactiva. La metodología propuesta, que provee la solución en el dominio del tiempo, ofrece varias ventajas. El método no está restringido a movimientos periódicos o ecuaciones de movimiento lineales. En consecuencia, estos esquemas de cálculo, pueden ser una herramienta muy efectiva para el diseño de sistemas de control para la supresión de oscilaciones e inestabilidades de naturaleza aeroelástica u otro tipo de inestabilidades, como por ejemplo el pandeo inducido por cargas aerodinámicas. Debido a que las ecuaciones son integradas numéricamente, las no-linealidades estructurales pueden ser incluidas sin dificultad.

Se debe destacar, además, que la combinación de los modelos es un aspecto fundamental (ver **Figura 1**). Como se puede observar, el núcleo de la estrategia se basa en el modelo de interconexión y el esquema de integración. Ellos componen la parte esencial del acoplamiento entre modelos, procesando los datos requeridos y computando la solución de las ecuaciones gobernantes.

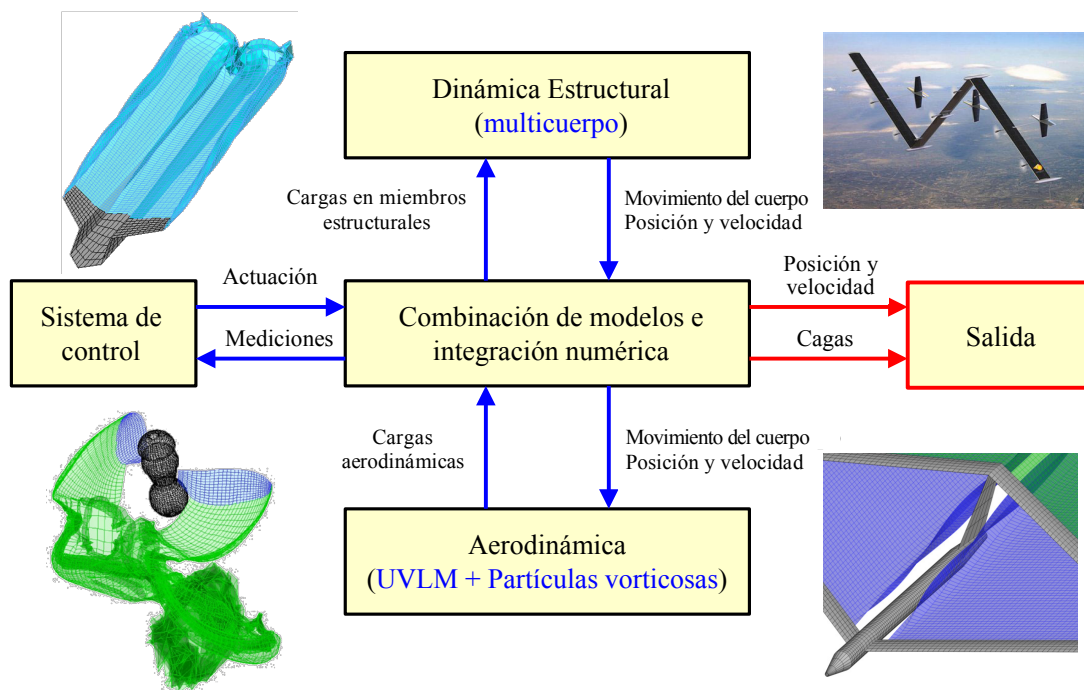


Figura 1. Módulos que componen la herramienta de simulación propuesta

MODELO AERODINÁMICO

El método de red de vórtices no lineal y no-estacionario permite considerar no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque, deformaciones estáticas, y flujos dominados por vorticidad en los que el fenómeno conocido como *vortex bursting* no ocurre.

Como resultado del movimiento relativo entre el ala y el aire en reposo, se generan gradientes de velocidad que dan origen a vorticidad concentrada en una delgada región adherida a la superficie del ala (capa límite). Esa sábana vorticiosa se separa desde el borde de fuga, la puntera del ala y el borde de ataque y es convectada hacia el seno del fluido para formar la estela. En el modelo utilizado se restringe toda la vorticidad del flujo a la capa límite adherida al sólido y a las estelas; fuera de estas regiones el flujo se considera irrotacional.

Las estelas se representan mediante sábanas vorticosas libres. Sus posiciones no son especificadas ya que pueden deformarse libremente hasta adoptar configuraciones libres de fuerzas, esto es, no se produce ningún salto de presiones a través de las estelas. El flujo asociado con la vorticidad en la estela cercana a las superficies sustentadoras afecta al flujo alrededor de las mismas y por lo tanto a las cargas actuantes sobre ellas. Debido a que la vorticidad presente en las estelas en un instante dado fue generada y convectada desde el ala en un tiempo anterior, las cargas aerodinámicas dependen de la historia del movimiento; las estelas contienen la “historia”. El campo de velocidades asociado con la vorticidad existente en un punto del espacio decae al alejarse de dicho punto; en consecuencia, a medida que la vorticidad en la estela va siendo transportada corriente abajo, su influencia decrece y por lo tanto se dice que “el historiador” va perdiendo memoria.

Los dos tipos de sábanas vorticosas (libre y adherida) están unidas en los bordes filosos del ala, donde se impone la condición de Kutta para flujos no-estacionarios. Para más detalles sobre el método de red de vórtices no lineal y no estacionario el lector puede consultar los trabajos [6] y [8].

MODELO DINÁMICO

Los sistemas aeronáuticos en estudio se modelan como una colección de n_b cuerpos rígidos y deformables interconectados. Las propiedades másicas de cada componente ‘ i ’ de este sistema multicuerpo: masa, posición del centro de masa, tensor de primer orden y tensor de segundo orden se calculan respecto de un marco de referencia fijo a cada cuerpo $\mathbf{B}_i = (\mathbf{b}_1^i, \mathbf{b}_2^i, \mathbf{b}_3^i)$. Es necesario destacar que, debido a la presencia de deformaciones, las propiedades másicas varían con el tiempo. Para describir los movimientos primarios que caracterizan al sistema multicuerpo se utiliza un conjunto de seis coordenadas cartesianas absolutas $\mathbf{q}_i = (q_1, \dots, q_6)$ respecto de un marco de referencia inercial, \mathbf{N} , (3 coordenadas para definir la posición de un punto fijo al cuerpo y 3 coordenadas para definir su orientación, en total $6n_b$ coordenadas).

Sin embargo, las coordenadas anteriormente descriptas no son independientes ya que están relacionadas mediante ecuaciones de restricción que tienen su origen en las juntas y/o movimientos prescritos que pudieran existir, n_c .

Para describir los movimientos secundarios (originadas en pequeñas deformaciones elásticas) se utiliza un elemento de viga basado en la teoría de Euler-Bernoulli. Los campos de desplazamientos y rotaciones, en el dominio de cada elemento, son interpolados a partir de valores nodales por medio de polinomios de Hermite. Para la elongación y torsión se utilizan polinomios de primer orden y para la flexión (en los dos planos) se utilizan polinomios de tercer orden [9].

Las cargas generalizadas asociadas con el conjunto de coordenadas cartesianas absolutas son calculadas mediante el principio de los trabajos virtuales. Se tienen fuerzas de naturaleza diferente: i) las fuerzas que provienen de la aerodinámica (no conservativas), y ii) las fuerzas debidas a la acción del campo gravitacional terrestre (conservativas).

Siguiendo la metodología propuesta por Shabana [10] e introduciendo contribuciones de segundo orden, la ecuación de movimiento para el miembro estructural i puede ser expresada en notación matricial como:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_i \ddot{\mathbf{q}}_i + \mathfrak{M}_i \ddot{\mathbf{p}}_i + \mathbf{B}_q^T \boldsymbol{\lambda}_i &= \mathbf{F}_i^{gen} \\ \mathbf{m}_i \ddot{\mathbf{p}}_i + \mathfrak{M}_i^T \ddot{\mathbf{q}}_i + \mathbf{K} \mathbf{p}_i + \tilde{\mathbf{B}}_p^T \boldsymbol{\lambda}_i &= \mathbf{f}_i^{gen} \\ \boldsymbol{\Phi}_i (\mathbf{q}_{i-1}, \mathbf{q}_i, \mathbf{q}_{i+1}, \mathbf{p}_{i-1}, \mathbf{p}_i, \mathbf{p}_{i+1}, \mathbf{u}_i; t) &= \mathbf{0} \end{aligned} \quad (1)$$

donde $\ddot{\mathbf{q}}_i$ es el vector de aceleraciones generalizadas; \mathbf{M}_i es una matriz de masa para los movimientos primarios (simétrica, diferenciable y al menos definida positiva); \mathbf{m}_i es una matriz para los movimientos secundarios (simétrica y definida positiva); \mathfrak{M}_i tiene en cuenta el acoplamiento entre los movimientos primarios y secundarios; $\ddot{\mathbf{p}}_i$ es el vector de aceleraciones asociado a las coordenadas temporales que rigen la variación de la deformación sobre los cuerpos deformables; \mathbf{B}_q es la matriz jacobiana de restricciones asociada a las coordenadas \mathbf{q}_i ; $\tilde{\mathbf{B}}_p$ es la matriz jacobiana de restricciones asociada a las coordenadas \mathbf{p}_i ; $\boldsymbol{\Phi}_i$ es el conjunto de ecuaciones de restricción del tipo holonómicas reónomas asociadas al cuerpo i incluyendo su vector de parámetros de control \mathbf{u}_i ; \mathbf{F}_i^{gen} es un covector que introduce las fuerzas generalizadas asociadas a los movimientos primarios; \mathbf{f}_i^{gen} es un covector que introduce las fuerzas generalizadas asociadas a los movimientos secundarios; \mathbf{K}_i es la matriz de rigidez elástica para los movimientos secundarios; $\boldsymbol{\lambda}_i$ es el

vector de multiplicadores de Lagrange; $\mathbf{q}^T = \{\mathbf{q}_1^T, \mathbf{q}_2^T, \dots, \mathbf{q}_m^T\}$ para $m \leq n_b$ y $\mathbf{p}^T = \{\mathbf{p}_1^T, \mathbf{p}_2^T, \dots, \mathbf{p}_n^T\}$ para $n \leq n_b$ donde $6m + kn = n_{coord}$ es el número total de coordenadas, siendo k el número de grados de libertad por elemento. El número de grados de libertad para el sistema completo es $n_{dof} = n_{coord} - n_c$.

Finalmente, las ecuaciones de movimiento para el sistema total se obtienen ensamblando las ecuaciones de movimiento para cada cuerpo i expuestas en la Ec. (1).

MODELO DE INTERCONEXIÓN Y ESQUEMA DE INTEGRACIÓN

Conexión entre el modelo aerodinámico y el modelo estructural

Un punto crucial en el desarrollo de simulaciones aeroelásticas es la estrategia utilizada para transferir información entre las grillas aerodinámicas y la malla estructural. Es necesario transferir fuerzas desde la grilla aerodinámica hacia la malla estructural y desplazamientos desde la malla estructural hacia la grilla aerodinámica. El esquema de transferencia se materializa estableciendo, como primera medida, la relación entre puntos arbitrarios pertenecientes a la grilla aerodinámica con los desplazamientos generalizados de los nodos de los elementos que componen la malla estructural. Esto es,

$$\{\mathbf{u}_A(t)\} = [\mathbf{G}_{AS}] \{\mathbf{v}_S(t)\} \quad (2)$$

donde $\mathbf{u}_A(t)$ es un vector columna de dimensión $3n_A$ que contiene las componentes de desplazamiento de los nodos aerodinámicos, siendo n_A el número de nodos en la grilla aerodinámica; $\mathbf{v}_S(t)$ es un vector columna de dimensión kn_S que contiene los desplazamientos generalizados de los nodos estructurales, siendo n_S el número de nodos en la malla estructural; y $\mathbf{G}_{AS} : \mathbf{v}_S \rightarrow \mathbf{u}_A$ es un mapa de interpolación lineal que depende de: *i*) la geometría de ambas mallas, *ii*) los puntos seleccionados sobre la grilla aerodinámica, y *iii*) el tipo de elemento finito utilizado para discretizar la estructura.

Para establecer la relación entre las fuerzas estructurales, $\mathbf{F}_S(t)$, y las fuerzas aerodinámicas, $\mathbf{F}_A(t)$ es necesario definir alguna clase de equivalencia, por ejemplo que los dos sistemas de fuerzas realicen el mismo trabajo virtual para cualquier desplazamiento virtual, $\overline{\delta W}_S = \overline{\delta W}_A$. Utilizando la definición de trabajo virtual y luego de algunas manipulaciones algebraicas es posible demostrar que,

$$\{\mathbf{F}_S(t)\} = [\mathbf{G}_{AS}]^T \{\mathbf{F}_A(t)\}. \quad (3)$$

El lector puede encontrar la demostración completa de la Ec. (3) como así también un ejemplo de la matriz \mathbf{G}_{AS} en la referencia [6].

Integración numérica de DAEs de índice 1

La metodología adoptada en este trabajo para resolver el sistema presentado en la Ec. (1) consiste en derivar el vector de restricciones dos veces respecto del tiempo. Esta estrategia permite reemplazar el sistema de DAEs de índice 3 expuestas en la Ec. (1) por un sistemas de ODEs de la siguiente forma,

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{B}_x^T \\ \mathbf{B}_x & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{v} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{Q} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{Bmatrix}, \quad (4)$$

donde,

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{M}_1 & \mathfrak{M}_1 & \dots & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathfrak{M}_1^T & \mathbf{m}_1 & \dots & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dots & \mathbf{M}_{n_b} & \mathfrak{M}_{n_b} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \dots & \mathfrak{M}_{n_b}^T & \mathbf{m}_{n_b} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{Q} = \begin{Bmatrix} \mathbf{F}_1^{gen} \\ -\mathbf{K}_1 \mathbf{p}_1 + \mathbf{f}_1^{gen} \\ \vdots \\ \mathbf{F}_{n_b}^{gen} \\ -\mathbf{K}_{n_b} \mathbf{p}_{n_b} + \mathbf{f}_{n_b}^{gen} \end{Bmatrix}, \quad (5)$$

$$\mathbf{x} = \{\mathbf{q}_1^T, \mathbf{p}_1^T, \dots, \mathbf{q}_{n_b}^T, \mathbf{p}_{n_b}^T\}^T, \quad \mathbf{v} = \{\lambda_1^T, \lambda_2^T, \dots, \lambda_s^T\}^T \quad \text{para } s \leq n_b,$$

$$\boldsymbol{\Phi} = \{\boldsymbol{\Phi}_1^T, \boldsymbol{\Phi}_2^T, \dots, \boldsymbol{\Phi}_{n_b}^T\}^T \quad \text{y} \quad \boldsymbol{\kappa} = -2\partial_x (\partial_t \boldsymbol{\Phi}) \dot{\mathbf{x}} - \partial_{tt} \boldsymbol{\Phi} - \partial_x (\mathbf{B}_x \dot{\mathbf{x}}) \dot{\mathbf{x}}.$$

El sistema derivado en la Ec. (4) puede presentar inestabilidades como consecuencia del acumulamiento de errores de redondeo producidos durante el proceso de integración numérica, este hecho se ve reflejado en la violación de las ecuaciones de restricción. Además, la desviación numérica crece linealmente a medida que transcurre el tiempo. Este hecho sumado a los errores de truncamiento propios de los métodos numéricos empleados puede ocasionar, en el peor de los casos, un acumulamiento cuadrático [11]. Así mismo, este fenómeno es independiente del método numérico elegido para integrar (4) y se origina en la ligera inestabilidad propia del sistema.

En la bibliografía existen varios métodos de estabilización para corregir esa desviación numérica, entre los cuales, el más ampliamente utilizado por su simplicidad es la técnica de Baumgarte [12]. Sin embargo, esa técnica puede tener problemas en la práctica, además no existe un procedimiento general para determinar los parámetros que intervienen en ella [13].

Otra técnica utilizada actualmente para estabilizar (4) se basa en la proyección de la solución sobre la variedad de restricción (o parte de ella). Existen dos maneras de realizar esta proyección, una de ellas consiste en la redefinición de la ODE mediante la adición de nuevos multiplicadores de Lagrange (proyección de invariantes). Otro enfoque consiste en discretizar numéricamente la ODE y al final de cada paso de integración proyectar la solución aproximada sobre la variedad de restricción seleccionada (proyección de coordenadas) [14].

En este trabajo se utiliza el método de proyección de coordenadas para eliminar la desviación numérica durante la integración numérica de la DAE de índice 1 de la Ec. (4). Por otro lado, el esquema de integración numérica adoptado se basa en el método predictor-corrector de cuarto orden desarrollado por Hamming [6]. Este procedimiento fue elegido por dos razones:

- i) el modelo aerodinámico se comporta mejor cuando las cargas son evaluadas en pasos enteros de tiempo, y
- ii) las cargas aerodinámicas contienen términos que son proporcionales a las aceleraciones, por ello es necesario usar métodos que puedan tratar esas contribuciones a ambos lados de las ecuaciones.

y se puede sintetizar de la siguiente manera:

- En t_0 (es decir, $t = 0$), se conoce el conjunto de condiciones iniciales para iniciar el proceso.
- En t_1 (es decir, $t = \Delta t$) se predice la solución mediante el Método de Euler y se la corrige mediante el Método de Euler Modificado.
- En t_2 (es decir, $t = 2\Delta t$) se predice la solución mediante el Método de Adams-Bashforth de dos pasos y se la corrige mediante el Método de Adams-Moulton de dos pasos.
- En t_3 (es decir, $t = 3\Delta t$) se predice la solución mediante el Método de Adams-Bashforth de tres pasos y se la corrige mediante el Método de Adams-Moulton de tres pasos.
- Para t_4, t_5, t_6, \dots (es decir, $t = 4\Delta t, 5\Delta t, 6\Delta t, \dots$) la solución es computada mediante el predictor-corrector de cuarto orden de Hamming.

Una vez que la solución en cada paso de tiempo es computada, se estabiliza la solución proyectando la misma sobre la variedad definida como la combinación de la variedad de restricción de la posición y de la velocidad. Para mayores detalles sobre el esquema de integración y el método de estabilización el lector puede consultar el trabajo de Roccia et al. [15].

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En esta Sección se presenta una serie de resultados obtenidos con una herramienta numérica desarrollada íntegramente en Fortran 90 que implementa la metodología propuesta. El código computacional es altamente estructurado y tiene una organización modular, lo cual permite remover y reemplazar partes individualmente, como así también, añadir nuevos modelos sin modificar la estructura general del programa.

Ala rectangular plana ($AR = 1$)

En esta Subsección, se considera un ala rectangular con una relación de aspecto $AR = 1$. El ala comienza a moverse impulsivamente con una velocidad constante. En la **Figura 2**, se graficó el coeficiente de fuerza normal y el coeficiente de momento en función del ángulo de ataque (en estado estacionario). Estos valores se comparan con los resultados numéricos publicados por Konstadinopoulos et al. [8] y los datos experimentales reportados por Belotserkovskii [16]. Se puede observar una excelente correspon-

dencia entre los resultados obtenidos con la presente herramienta y aquellos obtenidos numéricamente con la versión original del UVLM desarrollada por Konstadinopoulos. La concordancia con los resultados experimentales también es muy buena considerando que el caso estudiado es muy extremo, y la capacidad del modelo numérico es llevada al límite.

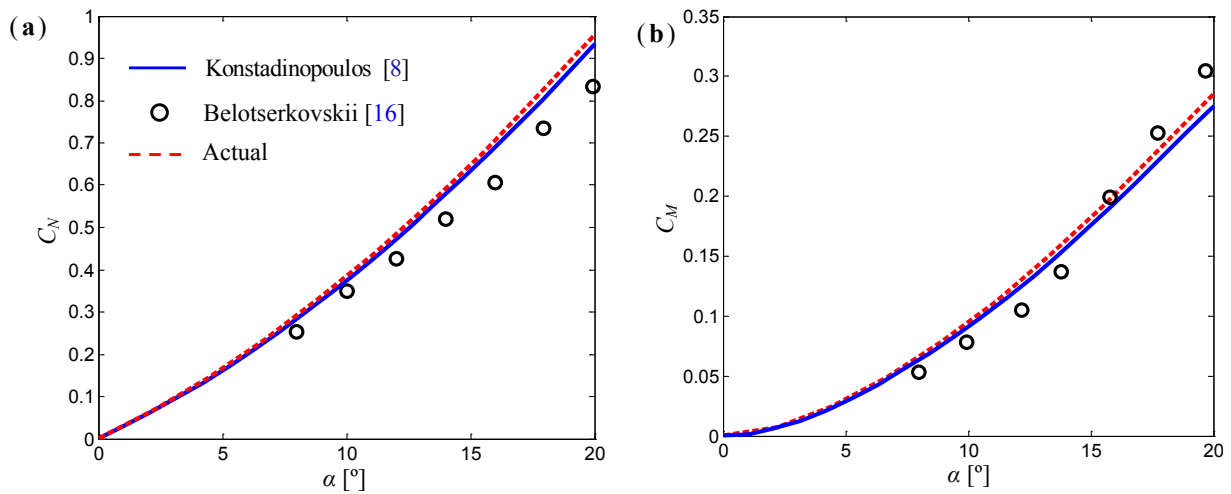


Figura 2. Ala rectangular; (a) coeficiente de fuerza normal; y (b) coeficiente de momento

Rotor en vuelo suspendido

Consideramos el experimento estudiado por Caradonna y Tung [17]. Un rotor de dos palas con una relación de aspecto $AR = 6$, un perfil alar NACA 0012 y una cuerda de 7.5 in. Las palas no están torsionadas y poseen un ángulo de pre cono de 0.5° . El ángulo de ataque es de 8° y la velocidad angular es 1250 rpm.

En las Figuras 3a hasta 3e se graficó la distribución del coeficiente de salto de presión a lo largo de la cuerda adimensional, ΔC_P vs. x/c , los resultados corresponden a secciones localizadas al 50, 68, 80, 89, y 96% de la longitud de la pala. La Figura 3f muestra la distribución del coeficiente de sustentación a lo largo de la envergadura adimensional, C_L vs y/b .

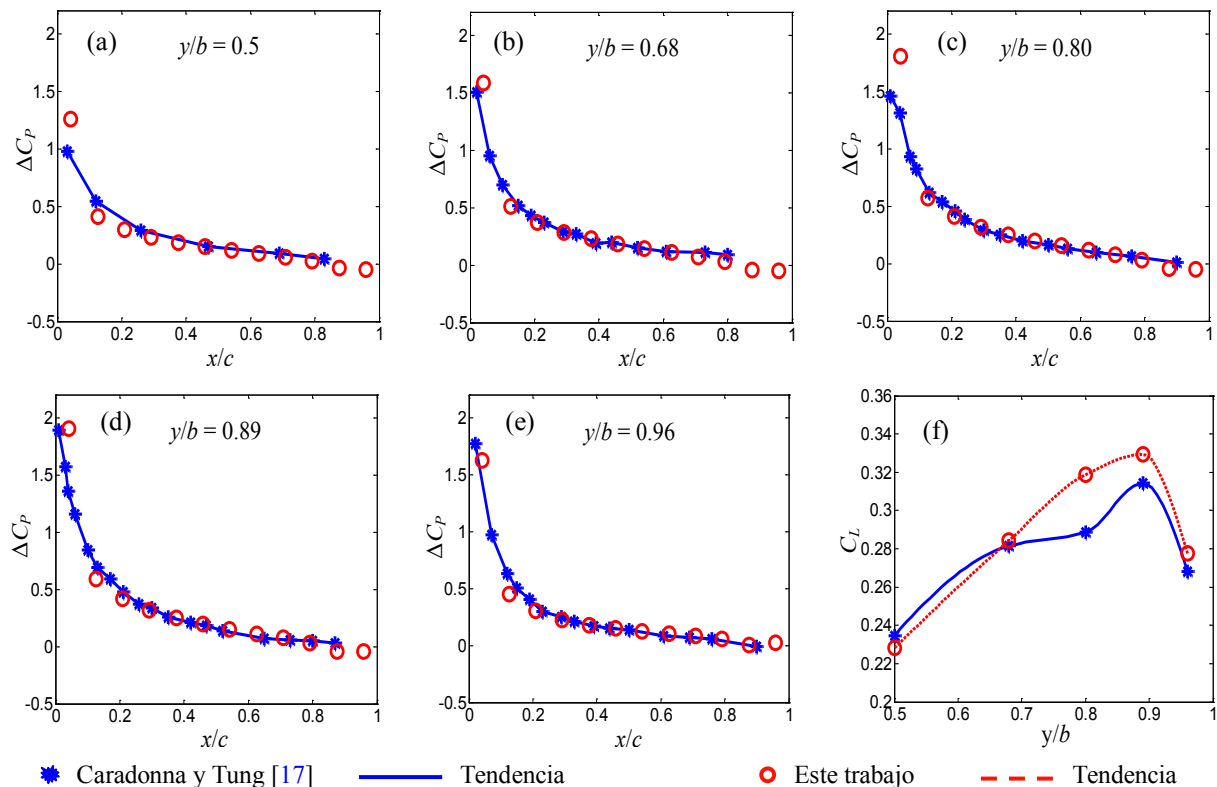


Figura 3. Comparación de las distribuciones de ΔC_P y C_L para un rotor con dos palas en vuelo suspendido

En la **Figura 3** se puede observar que todas las distribuciones de ΔC_p tienen una excelente concordancia con los resultados experimentales; las pequeñas diferencias se pueden atribuir a la discretización de la pala que incluye sólo 12 paneles en la dirección de la cuerda. Con respecto a la distribución de C_L , aunque los resultados tienen también una muy buena concordancia, existen ciertas discrepancias, que pueden ser atribuidos a efectos de compresibilidad, debido a que la porción externa de la pala se encuentra en un rango subsónico medio.

Dinámica y aerodinámica de alas batientes

En la presente Subsección se presentan resultados concernientes a la aerodinámica no estacionaria y la dinámica no lineal de una mosca de la fruta en vuelo suspendido. Se considera el patrón de movimiento correspondiente a la cinemática real de una drosophila en vuelo suspendido [18]. En este análisis no se incluye el fenómeno de separación adicional desde el borde de ataque, y el lapso de tiempo considerado comprende sólo un ciclo de batimiento. Los casos de estudio analizados en este trabajo utilizan: *i*) un modelo de ala rígida para el ala del insecto; y *ii*) un modelo con deformaciones prescritas (torsión más flexión en la dirección normal al ala más flexión en la dirección tangencial a la cuerda del ala).

En la **Figura 4** se graficó la fuerza de sustentación obtenida con la herramienta numérica para los casos mencionados anteriormente y el campo de fluido alrededor del insecto para $t/T_f = 0.5$ (donde T_f es el período de un ciclo de batimiento). Con el objeto de cuantificar la calidad de las simulaciones numéricas presentadas en esta sección, se comparan las fuerzas aerodinámicas provenientes de las simulaciones numéricas con mediciones experimentales llevadas a cabo por Fry et al. [18] sobre una *drosophila* en vuelo suspendido libre.

Como se puede observar en la **Figura 4a** las fuerzas de sustentación obtenidas numéricamente para ambos casos, ala deformable y ala rígida, tienen una forma y tendencia similar a la curva reportada por Fry *et al.*, sin embargo los niveles de sustentación predichos por las simulaciones numéricas son inferiores a los medidos experimentalmente (un 14 % menor para el caso de ala deformable). Este hecho es debido posiblemente a que el fenómeno de separación de vorticidad desde el borde de ataque no fue considerado.

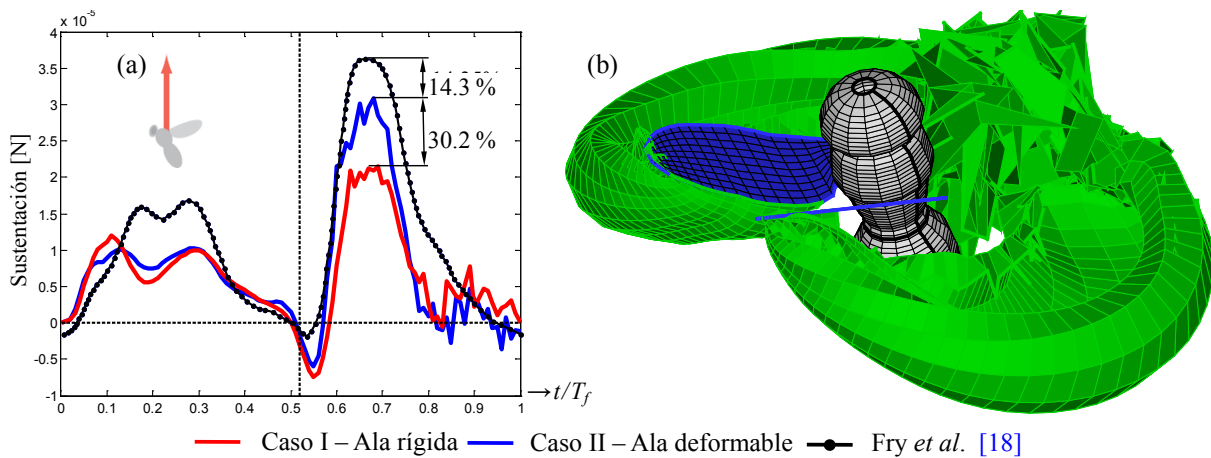


Figura 4. (a) Variación de la fuerza de sustentación; (b) evolución temporal del insecto y las estelas

CONCLUSIONES

En este trabajo, se presentó una nueva plataforma de simulación para estudiar la respuesta aeroelástica de diversos sistemas aeronáuticos que experimentan movimientos inmersos en flujos subsónicos. El enfoque es muy versátil y permite combinar las no linealidades de la estructura y de la aerodinámica.

La metodología propuesta fue validada exitosamente con resultados numéricos y experimentales mostrando características notables que no están disponibles o no están bien documentados en otras herramientas similares.

La contribución de este trabajo se puede resumir de la siguiente manera:

- Se implementó el método de red de vórtices no lineal e inestacionario.
- Se formuló un modelo estructural mediante las ecuaciones de Lagrange para sistemas restringidos. Este modelo tiene en cuenta las no linealidades provenientes de los movimientos primarios y secundarios.

- Se desarrolló un procedimiento que permite transferir la deformación de la malla estructural a la grilla aerodinámica; y además, transferir las fuerzas actuantes sobre la grilla aerodinámica a la malla estructural.
- Se desarrolló un algoritmo eficiente para integrar en forma numérica y simultánea todas las ecuaciones que gobiernan la dinámica del sistema aeronáutico en consideración.
- Se desarrolló una plataforma computacional, altamente estructurada y con organización modular, que permite agregar nuevos modelos sin modificar la estructura general del programa.
- Se validó la metodología propuesta contrastando resultados numéricos obtenidos con la herramienta computacional desarrollada con resultados analíticos, numéricos y experimentales bien conocidos en el campo aeronáutico, y también con problemas que definen el estado del arte actualmente.

REFERENCIAS

1. Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA/TTO, Arlington, VA, Vulture Program: Broad Agency Announcement (BAA) Solicitation 07-15, July 2007.
2. M.J. Patil and D.H. Hodges: On the importance of aerodynamic and structural geometrical nonlinearities in aeroelastic behavior of high-aspect-ratio wings; *Journal of Fluids and Structures*, 2004, Vol. 19(7), pp. 905-915.
3. S. Barbarino, O. Bilgen, R.M. Ajaj, M.I. Friswell and D.J. Inman: A review of morphing aircraft; *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, Vol. 22, pp. 823-877.
4. W. Shyy, M. Berg and D. Ljungqvist: Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles; *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, Vol. 35, pp. 455-505.
5. E. Ulrich, D. Pines and S. Gerardi: Autonomous flight of a samara MAV; *American Helicopter Society AHS 65th Annual Forum and Technology Display*, 2009, Grapevine, TX, May 27-29.
6. S. Preidikman: Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems. Ph.D. thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, 1998.
7. S. Preidikman and D.T. Mook: Time domain simulations of linear and nonlinear aeroelastic behavior; *Journal of Vibrations and Control*, 2000, Vol. 6, pp. 1135-1175
8. P.G. Konstadinopoulos, D.T. Mook and A.H. Nayfeh: A numerical method for general unsteady aerodynamics; *AIAA-81-1877. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1981, Albuquerque, New Mexico, August 19-21.
9. R.D. Cook, D.S. Malkus, M.E. Plesha and R.J. Witt: "Concepts and applications of finite element analysis", Fourth Edition, Wiley, 2001.
10. A. A. Shabana: "Dynamics of multibody systems", Third Edition, Cambridge University Press, 2010.
11. U.M. Ascher, H. Chin, y S. Reich: Stabilization of DAEs and invariant Manifolds. *Numer. Math.*, 1994, Vol. 67, pp. 131-149.
12. P. Flores, M. Machado, M.T. da Silva: A parametric study on the Baumgarte stabilization method for forward dynamics of constrained multibody systems. *Journal of Computational Nonlinear Dynamics*, 2011, Vol. 6(1), pp.1-9.
13. O.A. Bauchau: "Flexible multibody dynamics", Springer, New York, 2011.
14. U.M. Ascher, H. Chin, L.R. Petzold, and S. Reich: Stabilization of constrained mechanical systems with DAEs and invariant manifolds. *Journal of Mech. Struct. Machines*, 1995, Vol. 23, pp. 135-158.
15. B.A. Roccia, S. Preidikman, A.T. Brewer, y J.C. Massa: Aerodinámica no estacionaria y dinámica no lineal del vuelo de micro vehículos aéreos de alas batientes inspirados en la biología. *Revista de Mecánica Computacional*, 2012, Vol. XXXI, pp. 797-821.
16. S.M. Belotserkovskii: Study of the unsteady aerodynamics of lifting surfaces using the computer; *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1977, Vol. 9, pp 469-494.
17. F. X. Caradonna and C. Tung: Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover. *NASA Technical Memorandum 81232*, 1981.
18. S.N. Fry, R. Sayaman and D.H. Dickinson: The aerodynamics of hovering flight in *Drosophila*; *Journal of Experimental Biology*, 2005, Vol. 208, pp. 2303-2318.