

# SIMULACIONES NUMÉRICAS DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE AVIONES CON ALAS QUE MUTAN: RESULTADOS PRELIMINARES

Marcos Verstraete<sup>1,2,3</sup>, Sergio Preidikman<sup>1,3</sup>, Bruno Roccia<sup>1,2,3</sup> y Julio Massa<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Departamento de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina, [jmassa@efn.uncor.edu](mailto:jmassa@efn.uncor.edu), <http://www.efn.uncor.edu>

<sup>2</sup>Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Campus Universitario, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina. Tel/Fax: 0358-4676246, [mverstraete@ing.unrc.edu.ar](mailto:mverstraete@ing.unrc.edu.ar), <http://www.ing.unrc.edu.ar>

<sup>3</sup>CONICET – Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, Buenos Aires, Argentina, [spreidikman@efn.uncor.edu](mailto:spreidikman@efn.uncor.edu), [www.conicet.gov.ar](http://www.conicet.gov.ar)

Resumen: En este trabajo se presentan algunos resultados numéricos preliminares del comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no-tripulados (UAVs) con alas que cambian de forma (*Morphing-Wings*) durante el vuelo, del mismo modo que lo hacen las aves. Para llevar a cabo las simulaciones numéricas se desarrolló una herramienta que implementa un modelo aerodinámico que predice las cargas aerodinámicas que actúan sobre la estructura del ala del UAV, y además predice la evolución espacio-temporal de las partículas de fluido desprendidas desde los bordes filosos de las alas, y un modelo cinemático que permite describir la posición y velocidad de cada uno de los puntos del ala del UAV durante el proceso de mutación. Se muestran dos ejemplos para ilustrar la aplicación de la herramienta numérica cuyos resultados ayudan a entender el comportamiento aerodinámico de estos diseños avanzados e innovativos de UAVs.

Palabras claves: UAVs, aerodinámica no-lineal e inestacionaria, morphing-wing.

## 1. INTRODUCCIÓN

Una nueva generación de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) incluirá aviones inteligentes con mecanismos inspirados en los modos de locomoción de las aves para cambiar las formas de sus alas con el fin de adaptarse a las diferentes etapas de una misión, incrementar el rendimiento aerodinámico y generar trayectorias complejas según lo requieran las misiones. Estos avanzados UAVs, caracterizados por sus elevadas capacidades de maniobras, podrán utilizarse en operaciones civiles, científicas, militares y comerciales. Sin embargo todavía existen barreras técnicas que deben ser superadas sobre todo en las áreas de generación de energía, almacenaje, navegación, aerodinámica, propulsión, comunicación y control.

En este trabajo se presentan algunos resultados numéricos preliminares del comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no-tripulados con alas que cambian de forma durante el vuelo. Para llevar a cabo las simulaciones numéricas se desarrolló una herramienta que implementa: (i) un modelo aerodinámico que permite predecir el campo de movimiento del fluido alrededor de la estructura del ala y calcular las cargas aerodinámicas actuantes sobre esa estructura, y (ii) modelos cinemáticos para alas de vehículos aéreos no-tripulados inspirados en el vuelo natural con alas que cambian de forma dinámicamente. Como parte de este trabajo se presentan, también, resultados que ilustran la aplicación de la herramienta computacional, y permiten iniciar una investigación sobre el comportamiento aerodinámico de UAVs reconfigurables.

## 2. MODELO AERODINÁMICO

El modelo aerodinámico implementado en este esfuerzo es el método general de red de vórtices no-lineal e inestacionario (*non linear unsteady vortex lattice method* o NUVLM). Este método permite considerar no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque, deformaciones estáticas, y flujos dominados por vorticidad. En este modelo se restringe toda la vorticidad del flujo a la capa límite y a las estelas desprendidas desde los bordes filosos del ala. En el NUVLM se representa la capa límite mediante una sábana vorticiosa adherida discretizada mediante segmentos vorticosos que dividen a la superficie sustentadora en un número finito de paneles, y a las estelas como una sábana vorticiosa libre, también discretizada mediante los segmentos vorticosos que provienen de los bordes filosos del ala (bordes de fuga y punteras de alas).

Para completar el modelo deben imponerse dos condiciones de borde: (i) la condición en el infinito: que requiere que las perturbaciones producidas por la presencia de las superficies sólidas se atenúen en el infinito; y (ii) la condición de no penetración: que requiere que la trayectoria de las partículas de fluido en contacto con el sólido sea tangente a la superficie del mismo. La implementación del NUVLM para UAVs reconfigurables se ha presentado en trabajos previos ([1] y [2]), y los detalles de los fundamentos matemáticos e implementación numérica de ese método pueden consultarse en la referencia [3].

### 3. MODELO CINEMÁTICO

En esta sección se describen dos modelos cinemáticos asociados a dos estrategias diferentes de mutación.

#### 3.1. MODELO INSPIRADO EN EL CONCEPTO DESARROLLADO POR LOCKHEED MARTIN

Aquí se describe un modelo cinemático inspirado en el concepto desarrollado por Lockheed Martin en cuanto a la geometría de la planta alar, cuyas dimensiones fueron obtenidas de la referencia [4]. El modelo no representa de manera fiel al concepto desarrollado por L. M. debido a que no se ha considerado el fuselaje y no se cuenta con la descripción detallada de la geometría del UAV. Sin embargo, el modelo aquí presentado permitió obtener resultados preliminares interesantes que se muestran en la última sección de este trabajo.

La forma de la planta alar del UAV (ver Figura 1a) está dividida en 5 zonas, la zona central, las zonas  $R_A$  y  $R_B$  asociadas a la semi-ala izquierda, y las zonas  $R_A$  y  $R_B$  asociadas a la semi-ala derecha. Con el fin de describir la cinemática del modelo se definen 3 sistemas de referencia: *i*) un sistema inercial  $\mathbf{N}$  formado por los vectores unitarios (o versores)  $\hat{\mathbf{n}}_1$ ,  $\hat{\mathbf{n}}_2$  y  $\hat{\mathbf{n}}_3$ ; *ii*) un sistema fijo a la región  $R_A$  formado por los vectores unitarios  $\hat{\mathbf{a}}_1$ ,  $\hat{\mathbf{a}}_2$  y  $\hat{\mathbf{a}}_3$ ; y *iii*) un sistema fijo a la región  $R_B$  formado por los vectores unitarios  $\hat{\mathbf{b}}_1$ ,  $\hat{\mathbf{b}}_2$  y  $\hat{\mathbf{b}}_3$ .

La reconfiguración o mutación del ala es simétrica respecto del plano que forman los vectores  $\hat{\mathbf{n}}_1$  y  $\hat{\mathbf{n}}_3$ , por lo tanto la descripción de la cinemática puede desarrollarse para una única semi-ala (Figura 1b). La mutación del ala se logra mediante una rotación de magnitud  $\theta_1$  de la región  $R_A$  respecto de un eje coincidente con el versor  $\hat{\mathbf{a}}_1$ , y una rotación de magnitud  $\theta_2$  de la región  $R_B$  respecto de un eje coincidente con el versor  $\hat{\mathbf{b}}_1$ .

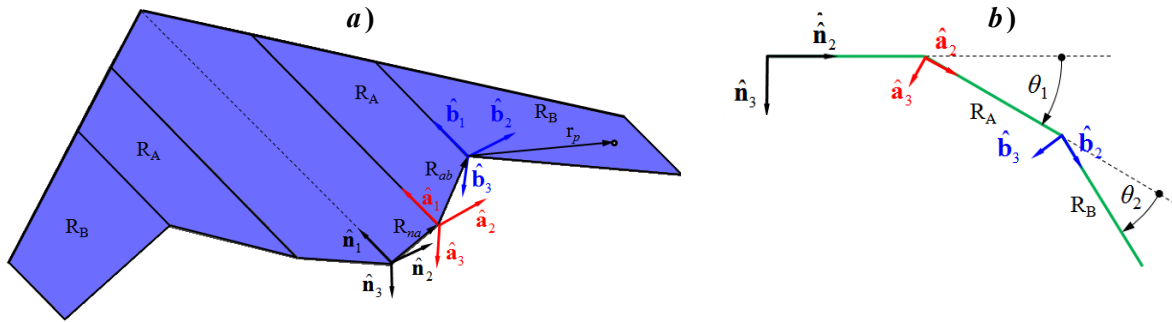


Figura 1: Concepto propuesto por Lockheed Martin – a) Planta alar. b) Ángulos que describen la mutación.

El vector posición,  ${}^N\mathbf{R}_P$ , y el vector velocidad,  ${}^N\mathbf{V}_P$ , de un punto arbitrario  $P$  sobre la región  $R_B$  se determinan como,

$${}^N\mathbf{R}_P = \mathbf{R}_{na} + \mathbf{R}_{ab} + \mathbf{r}_P \quad \text{y} \quad {}^N\mathbf{V}_P = {}^N\boldsymbol{\omega}^A \times \mathbf{R}_{ab} + {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{r}_P \quad (1)$$

donde  $\mathbf{R}_{na}$  es el vector posición del origen del sistema  $\mathbf{A}$  respecto de  $\mathbf{N}$ ,  $\mathbf{R}_{ab}$  es el vector posición del sistema  $\mathbf{B}$  respecto de  $\mathbf{A}$  y  $\mathbf{r}_P$  es el vector posición del punto  $P$  respecto del sistema  $\mathbf{B}$ . Las velocidades angulares  ${}^N\boldsymbol{\omega}^A$  y  ${}^N\boldsymbol{\omega}^B$  se obtienen mediante el uso del teorema del transporte como,

$${}^N\boldsymbol{\omega}^A = [\dot{\theta}_1(t)] \hat{\mathbf{a}}_1 \quad \text{y} \quad {}^N\boldsymbol{\omega}^B = [\dot{\theta}_1(t) + \dot{\theta}_2(t)] \hat{\mathbf{b}}_1 \quad (2)$$

donde los puntos sobre los ángulos  $\theta_1$  y  $\theta_2$  denotan derivadas respecto al tiempo.

#### 3.2. MODELO DE ALA CON ÁNGULOS DE DIEDRO Y TORSIÓN VARIABLES

Aquí se presenta el modelo de un ala cuya planta alar es rectangular. El ala se modela como una superficie que se genera a partir de la unión de todos los perfiles medios a lo largo de la envergadura. El perfil medio se obtiene promediando las coordenadas del extradós y del intradós del perfil, que eventualmente pueden encontrarse tabuladas. La geometría del ala se describe mediante las coordenadas  $x$ ,  $y$ ,  $z$ .

El cambio de forma o mutación se logra mediante la deflexión y torsión del ala como se muestra en la Figura 2. La deflexión se describe mediante el ángulo  $\beta(y;t)$  (ángulo de diedro), y la torsión mediante el ángulo  $\phi(y;t)$ . Ambos ángulos varían en el tiempo y también en la dirección de la envergadura, por ello se han expresado como función de la coordenada “ $y$ ”. El sistema de referencia que describe la geometría del ala se ubica de tal manera que la coordenada “ $y$ ” es coincidente con el eje (*eje de torsión*) alrededor del que se torsiona el ala, el cual debe ser especificado.

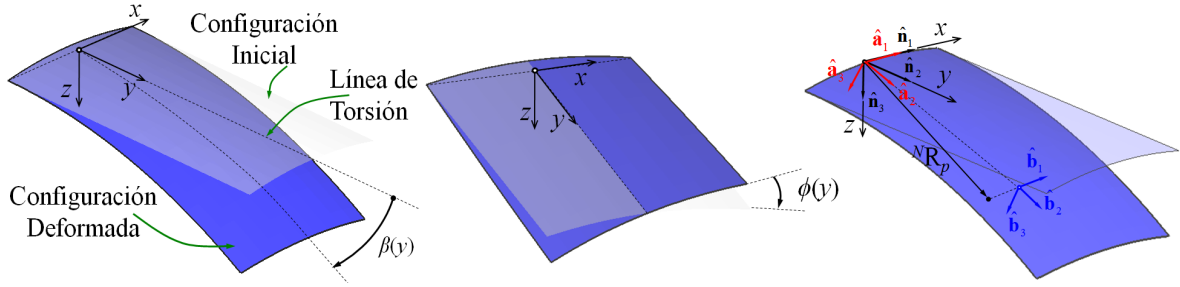


Figura 2: Modelo de ángulos de diedro y torsión variables – Planta alar y ángulos que describen la mutación.

En este modelo se utilizan los mismos sistemas de referencia definidos en el modelo anterior, pero con la disposición espacial que se muestra en la Figura 2.

El vector posición  ${}^N\mathbf{R}_p$ , y el vector velocidad,  ${}^N\mathbf{V}_p$ , de un punto arbitrario sobre el ala se obtiene como:

$${}^N\mathbf{R}_p = \mathbf{R}_{ab} + \mathbf{r}_p \quad \text{y} \quad {}^N\mathbf{V}_p = {}^N\boldsymbol{\omega}^A \times \mathbf{R}_{ab} + {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{r}_p \quad (3)$$

Para este modelo las velocidades angulares  ${}^N\boldsymbol{\omega}^A$  y  ${}^N\boldsymbol{\omega}^B$  se obtienen como,

$${}^N\boldsymbol{\omega}^A = \dot{\phi}(y;t) \hat{\mathbf{a}}_1 \quad \text{y} \quad {}^N\boldsymbol{\omega}^B = \dot{\phi}(y;t) \hat{\mathbf{a}}_1 + \dot{\beta}(y;t) \hat{\mathbf{b}}_2 \quad (4)$$

#### 4. RESULTADOS NUMÉRICOS

La herramienta desarrollada para llevar a cabo las simulaciones numéricas permite obtener: (i) la distribución de presión sobre el ala,  $\Delta C_p$ , (ii) el coeficiente de sustentación,  $C_L$ , y el coeficiente de resistencia inducida,  $C_{Di}$ , (iii) la vorticidad en la capa límite y en la estela, y (iv) la evolución espacio-temporal de las partículas de fluido desprendidas desde los bordes filosos del ala. Analizando estos resultados es posible comprender el comportamiento aerodinámico de los UAVs reconfigurables. A continuación se presentan resultados parciales de simulaciones realizadas para los dos modelos descritos en este trabajo.

##### 4.1. EJEMPLO 1

En este ejemplo se presentan resultados preliminares de un análisis que se ha llevado a cabo para investigar el comportamiento aerodinámico del modelo de un UAV inspirado en el concepto desarrollado por Lockheed Martin. En el análisis se estudian las características aerodinámicas para diferentes configuraciones que se obtienen especificando los ángulos de mutación mediante la ecuación (5).

$$-\theta_1 = \theta_2 = \beta \quad (5)$$

Las simulaciones se realizan para tres ángulos de ataque diferentes ( $\alpha = 5^\circ, 7.5^\circ$  y  $10^\circ$ ) y para 19 valores de  $\beta$  (desde  $-50^\circ$  hasta  $130^\circ$  con un paso,  $\Delta\beta$ , de  $10^\circ$ ). En la Figura 3a se muestra la distribución presión sobre el ala para cuatro configuraciones diferentes para  $\alpha = 7.5^\circ$ . Se ve que el mayor salto de presión se encuentra sobre el borde de ataque y disminuye hacia el borde de fuga. En la Figura 3b se muestra la variación de  $C_L$  en función del ángulo que define la mutación. Los resultados muestran que la mayor sustentación se obtiene cuando el ala está completamente extendida ( $\beta = 0$ ). Para los tres casos de  $\alpha$  las curvas son cualitativamente similares.

##### 4.2. EJEMPLO 2

En este ejemplo, el ala tiene una relación de aspecto  $AR = 4$ , el perfil es cuadrático y tiene una combadura máxima del 5 % de la cuerda en el centro. Los valores de los ángulos asociados a la flexión y torsión del ala son,

$$\phi(y) = \frac{2\phi_0}{S} y \quad \beta(y) = \frac{2\beta_0}{S} y \quad (6)$$

donde  $\phi_0$  y  $\beta_0$  son el giro de flexión y el giro de torsión respectivamente, correspondientes a la punta del ala, y  $S$  es la envergadura del ala. Notar que al considerar la expresión (6) la mutación queda restringida a la especificación de los ángulos  $\phi_0$  y  $\beta_0$ . La simulación se realizó para 7 valores de  $\beta_0$  ( $-15^\circ$  a  $15^\circ$  con pasos de  $5^\circ$ ) y para 4 valores de  $\phi_0$  ( $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  y  $15^\circ$ ). Para todos los casos  $\alpha = 5^\circ$ . En la Figura 4b se muestra el comportamiento de  $C_L$  en función de los ángulos de mutación. De acuerdo a estos resultados la sustentación aumenta con el incremento del ángulo de torsión ( $\phi_0$ ), y se hace máxima para el caso que el ala esta completamente extendida ( $\beta_0 = 0$ ). La Figura 4a muestra que el mayor salto de presión se presenta en el centro del ala para el caso que no hay torsión ( $\phi_0 = 0$ ), y en el borde de fuga para el caso que hay torsión ( $\phi_0 \neq 0$ ).

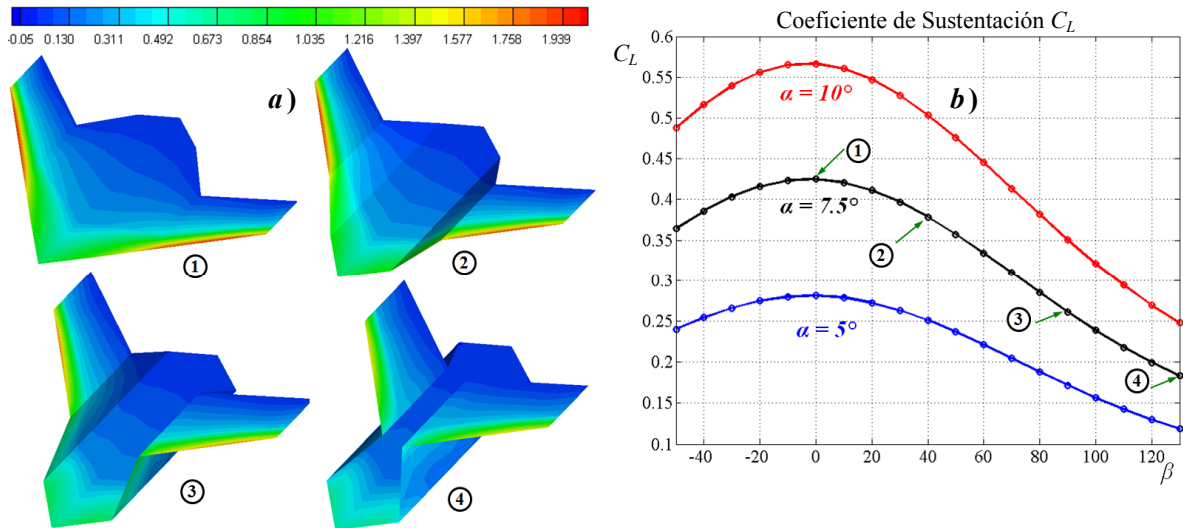


Figura 3: Concepto propuesto por Lockheed Martin – a) Distribución de presión. b) Coeficiente de sustentación.

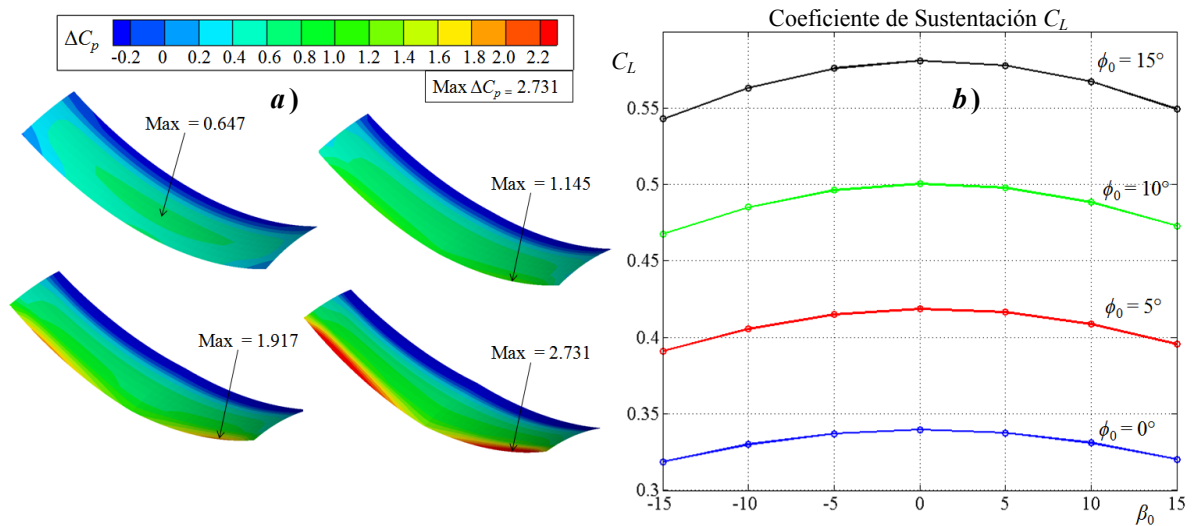


Figura 4: Ángulos de diedro y torsión variables – a) Distribución de presión. b) Coeficiente de sustentación.

## 5. CONCLUSIONES

En este trabajo se presentaron algunos resultados preliminares del comportamiento aerodinámico de UAVs con alas que mutan dinámicamente. Estos resultados incluyen el desarrollo de dos modelos cinemáticos para estudiar diferentes estrategias de mutación. Mediante dos ejemplos se ilustró la aplicación de una herramienta numérica de simulación especialmente desarrollada para ayudar a entender el comportamiento aerodinámico de estos diseños avanzados e innovativos de UAVs.

## REFERENCIAS

- [1] M. VERSTRAETE, L. CEBALLOS, Y S. PREIDIKMAN, *Aviones no-tripulados inspirados en el vuelo natural con alas que mutan: Aspectos aerodinámicos*, Mecánica Computacional, Vol. 28, (2009), pp. 2975-2993.
- [2] M. VERSTRAETE, S. PREIDIKMAN, Y J. MASSA, *Características aerodinámicas de aviones no-tripulados con alas que mutan*, Mecánica Computacional, Vol. 29, (2010), pp. 5081-5104.
- [3] S. PREIDIKMAN, *Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems*. Ph.D. Dissertation, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Tech, 1998.
- [4] G.T. IVANCO, R.C. SCOTT, M.H. LOVE, S. ZINK, AND T.A. WEISSHAAR, *Validation of the Lockheed Martin Morphing Concept with Wind Tunnel Testing*. 48th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.