

## RESULTADOS PRELIMINARES DEL ESTUDIO NUMÉRICO DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE AVIONES CON ALAS QUE MUTAN

VERSTRAETE Marcos,<sup>1,2,3</sup> PREIDIKMAN Sergio,<sup>2,3</sup> CEBALLOS Luis<sup>1,2</sup> y MASSA Julio<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km 601, 5800 Río Cuarto, Argentina.  
e-mail: verstraete.ml@gmail.com

<sup>2</sup> Dto. de Estructuras, Facultad de C.E.F.yN., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, Córdoba, Argentina.

<sup>3</sup> CONICET - Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, Bs. As., Argentina.

### 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 computacional 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 cambio de forma. Como parte del trabajo se presentan dos modelos de alas reconfigurables, y resultados numéricos correspondientes a 4 casos de investigación asociados a estos modelos.

### 1.- INTRODUCCIÓN

Una nueva generación de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) promete aviones inteligentes que utilizarán 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.

Una alternativa que resulta económica y eficiente para comprender el comportamiento aerodinámico de estos avanzados e innovativos UAVs, es el desarrollo de simulaciones numéricas que permitan captar los fenómenos aerodinámicos que afectan significativamente el desempeño de una aeronave reconfigurable.

En este trabajo se presentan simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico de UAVs con alas que cambian de forma. Para llevar a cabo las simulaciones se desarrolló especialmente una herramienta computacional que implementa: (i) un modelo aerodinámico que permite predecir el campo de movimiento del fluido alrededor de la estructura del ala que muta dinámicamente y calcular las cargas aerodinámicas actuantes sobre esa estructura, y (ii) modelos cinemáticos para alas de UAVs reconfigurables.

Los resultados de las simulaciones numéricas ilustran la aplicación de la herramienta computacional, y permiten iniciar una investigación sobre el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados inspirados en el vuelo natural.

## 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 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 vorticosa discretizada mediante segmentos vorticosos que dividen a la superficie sustentadora en un número finito de paneles, y a las estelas como una sábana vorticosa 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.

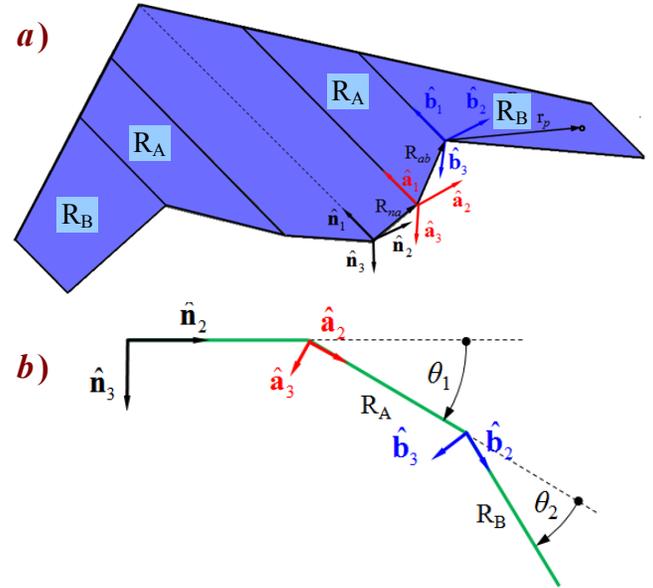


Figura 1: Concepto propuesto por Lockheed Martin  
a) Planta alar. b) Ángulos que describen la mutación.

### 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 (L.M.) 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 está dividida en 5 zonas (ver Figura 1a), 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)  $\hat{n}_1, \hat{n}_2$  y  $\hat{n}_3$ ; ii) un sistema fijo a la región  $R_A$  formado por los vectores unitarios  $\hat{a}_1, \hat{a}_2$  y  $\hat{a}_3$ ; y iii) un sistema fijo a la región  $R_B$  formado por los vectores unitarios  $\hat{b}_1, \hat{b}_2$  y  $\hat{b}_3$ .

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  $\hat{\mathbf{b}}_1$ .

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,

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

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,

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

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

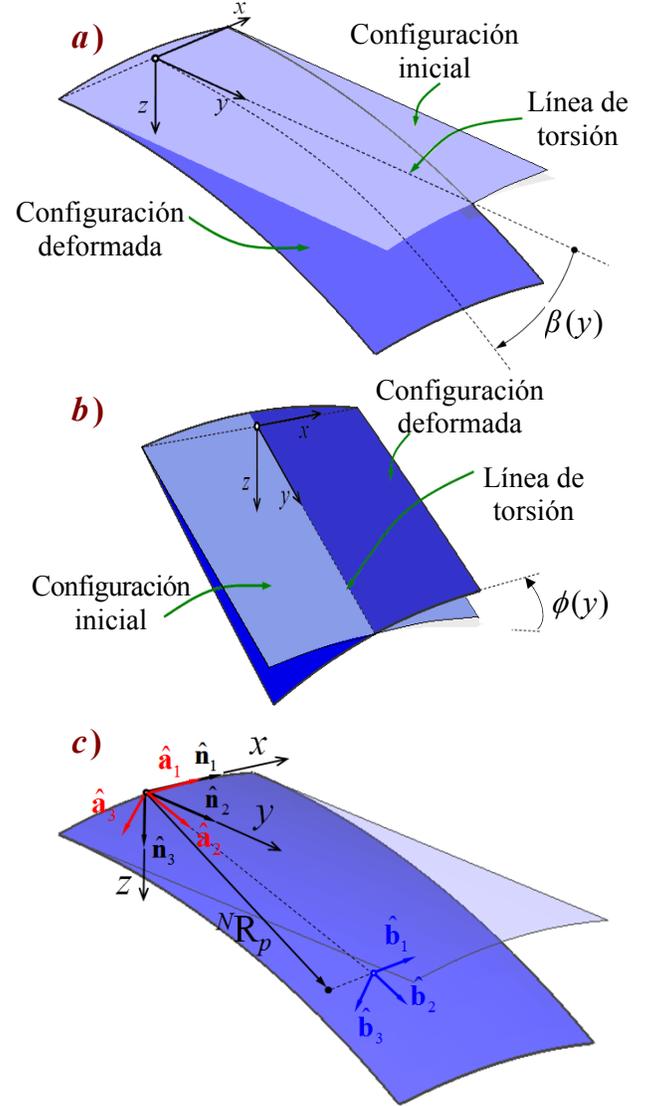


Figura 2: Modelo de ángulos de diedro y torsión variables. Planta alar y ángulos que describen la mutación.

mediante el ángulo de diedro  $\beta(y;t)$  (Figura 2a), y la torsión mediante el ángulo  $\phi(y;t)$  (Figura 2b). 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 vector posición,  ${}^N\mathbf{R}_P$ , (ver Figura 2c) y el vector velocidad,  ${}^N\mathbf{V}_P$ , de un punto arbitrario sobre el ala se obtiene como:

$$\begin{aligned} {}^N\mathbf{R}_P &= \mathbf{R}_{ab} + \mathbf{r}_P \\ {}^N\mathbf{V}_P &= {}^N\boldsymbol{\omega}^A \times \mathbf{R}_{ab} + {}^N\boldsymbol{\omega}^B \times \mathbf{r}_P \end{aligned} \quad (3)$$

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.

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.

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

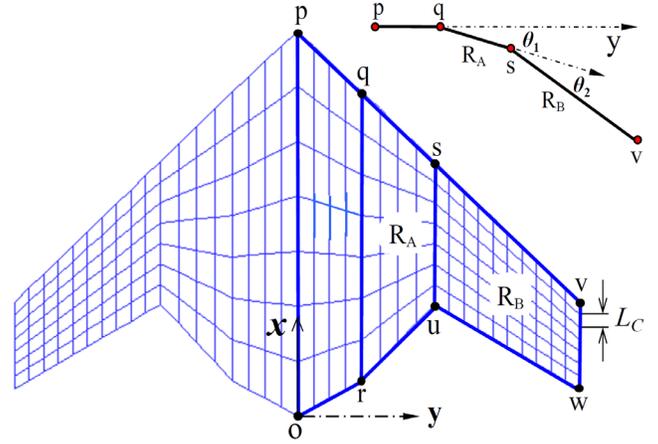
$$\begin{aligned} {}^N\boldsymbol{\omega}^A &= \dot{\phi}(y;t) \hat{\mathbf{a}}_1 \\ {}^N\boldsymbol{\omega}^B &= \dot{\phi}(y;t) \hat{\mathbf{a}}_1 + \dot{\beta}(y;t) \hat{\mathbf{b}}_2 \end{aligned} \quad (4)$$

#### 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,  $C_D$ , (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. A continuación se presentan resultados parciales de simulaciones realizadas para los dos modelos descritos en este trabajo.

##### 4.1. Modelo 1: Alas plegables inspiradas en el “Concepto Lockheed Martin”

La geometría de la planta alar en estudio, y las coordenadas de los puntos que definen a la misma se presentan en la Figura 3. Aunque las coordenadas del modelo 1 se dan en metros, para realizar la simulación se adimensionalizó la geometría utilizando como longitud característica ( $L_C$ ) a la longitud de un panel a lo largo de la cuerda, el cual está ubicado en la punta del ala. Para discretizar el ala se utilizaron 7 paneles uniformes a lo largo de la cuerda, y 18 paneles a lo largo de la envergadura (4 paneles para la mitad de la zona central, 4 para la región  $R_A$ , y 10 para la región  $R_B$ ).



| Punto | x [m] | y [m] | z [m] |
|-------|-------|-------|-------|
| o     | 0     | 0     | 0     |
| p     | 4.145 | 0     | 0     |
| q     | 3.500 | 0.673 | 0     |
| r     | 0.378 | 0.673 | 0     |
| s     | 2.740 | 1.435 | 0     |
| u     | 1.205 | 1.435 | 0     |
| v     | 1.225 | 2.960 | 0     |
| w     | 0.289 | 2.960 | 0     |

Figura 3: Geometría del Modelo 1.

##### 4.1.1. Caso 1:

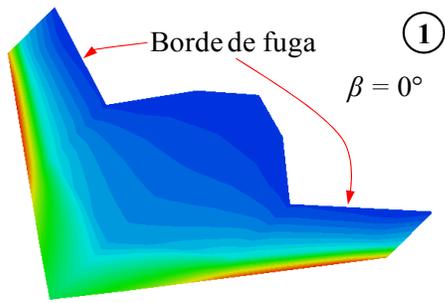
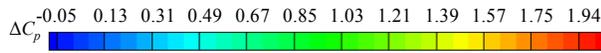
###### Análisis estacionario del modelo 1

Como caso 1 se investigan las características aerodinámicas estacionarias del modelo 1 para diferentes configuraciones del ala. Estas configuraciones se obtienen especificando los ángulos de mutación mediante la ecuación (5).

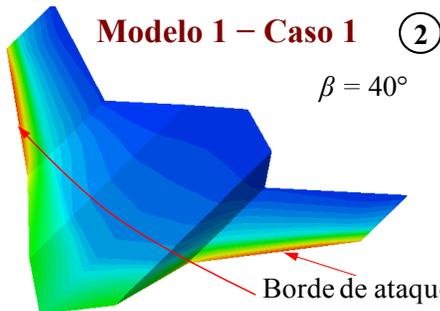
$$\begin{aligned} & \theta_1 = -\beta \quad \theta_2 = \beta \quad (5) \end{aligned}$$

Las simulaciones se realizaron 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  $10^\circ$ ).

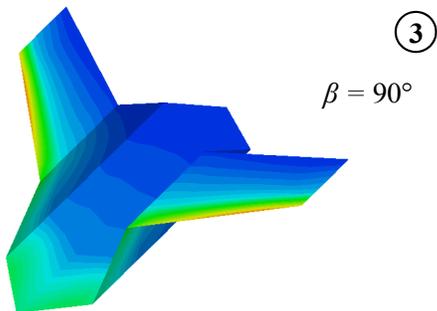
En la Figura 4 se muestra la distribución presión sobre el ala para cuatro configuraciones diferentes para  $\alpha = 7.5^\circ$ . Se observa que, para las cuatro configuraciones, el mayor salto de presión se encuentra sobre el borde de ataque del ala (en la región  $R_B$ ) y disminuye hacia el borde de fuga.



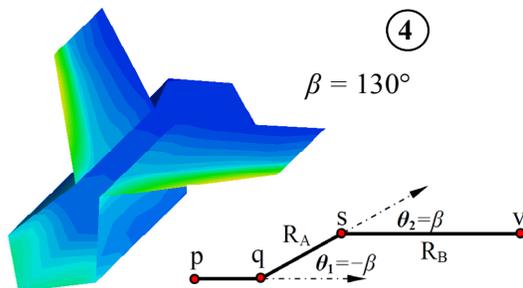
$C_L = 0.4250$   $\Delta C_p \text{ min.} = 0.0246$   
 $C_D = 0.05595$   $\Delta C_p \text{ max.} = 1.9748$



$C_L = 0.3785$   $\Delta C_p \text{ min.} = 0.0233$   
 $C_D = 0.04983$   $\Delta C_p \text{ max.} = 1.9202$



$C_L = 0.2613$   $\Delta C_p \text{ min.} = 0.0080$   
 $C_D = 0.03440$   $\Delta C_p \text{ max.} = 1.7409$



$C_L = 0.1832$   $\Delta C_p \text{ min.} = 0.0055$   
 $C_D = 0.02412$   $\Delta C_p \text{ max.} = 1.5704$

Figura 4: Modelo 1 - Caso 1. Distribución de presión.

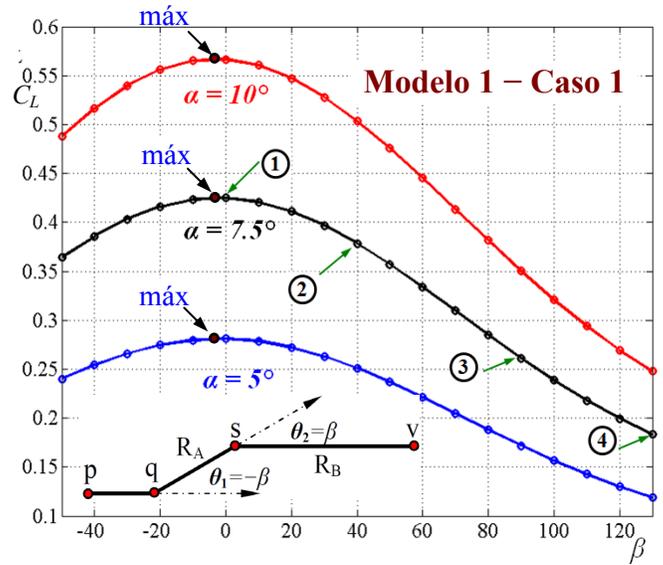


Figura 5: Modelo 1 - Caso 1. Coeficiente de sustentación.

El máximo salto de presión, al igual que el mínimo, disminuye a medida que el ala se contrae. En esta misma figura se indica el coeficiente de sustentación, el coeficiente de resistencia inducida, y el máximo y mínimo salto de presión asociados a cada una de las configuraciones del ala.

Los resultados graficados en la Figura 5 muestran que la sustentación se incrementa cuando aumenta el ángulo de ataque, y además revelan un máximo de sustentación próximo a  $\beta = -2^\circ$  ya que hay una leve asimetría respecto al eje  $\beta = 0$ . También es posible observar que el ángulo de ataque solo afecta la magnitud de  $C_L$ , ya que el comportamiento es similar para los tres ángulos estudiados.

#### 4.1.2. Caso 2:

##### Análisis inestacionario del modelo 1

En este caso, se investiga la influencia que tiene la velocidad del cambio de forma del ala sobre las características aerodinámicas. El ángulo de ataque utilizado en este caso es  $\alpha = 5^\circ$ , y para reconfigurar el ala, se impone la relación, entre los ángulos de diedro, expresada en (5).

La simulación se desarrolla en dos etapas. En la *etapa 1* el ala se somete a una corriente de aire uniforme repentina hasta alcanzar su estado estacionario en el tiempo  $t_1$ .

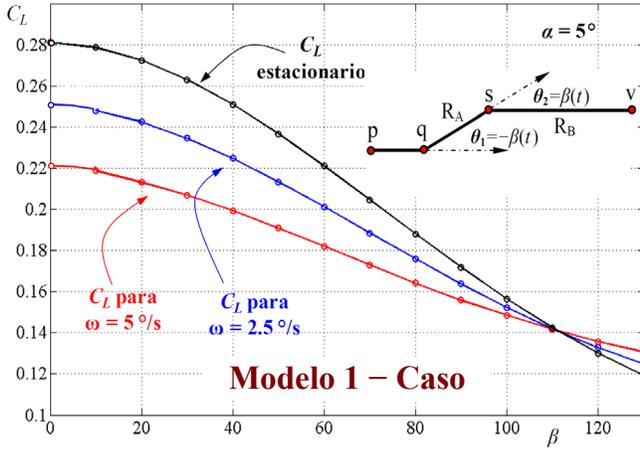


Figura 6: Modelo 1 – Caso 2. Coeficiente de sustentación.

En la etapa 2 el ala cambia de forma mediante la siguiente ley:

$$\beta(t) = \omega T_C [t - (t_1 + t_2)] \quad (6)$$

donde  $\omega$  es la velocidad angular con la que rotan las regiones en grados/segundo.  $T_C$  es el tiempo característico que se define como el cociente entre la longitud característica,  $L_C$ , y la velocidad característica,  $V_C$ , que es la velocidad de corriente libre, y  $t$  es tiempo adimensional. Notar que  $\beta = 0$  cuando  $t = t_1 + t_2$  ( $t_2$  es una zona de transición).

En la Figura 6 se graficó el coeficiente de sustentación  $C_L$  en términos del ángulo de mutación  $\beta$ , para el caso estacionario y para dos valores de la velocidad angular  $\omega = 2.5\%/s$  y  $\omega = 5\%/s$ . Sólo se ha graficado para valores de  $t \geq t_1 + t_2$  cuando  $\beta > 0$ . Se puede observar que la sustentación es menor que en el caso estacionario porque el ala rota hacia arriba y en consecuencia disminuye la sustentación, aunque este comportamiento se invierte cuando  $\beta > 110^\circ$ .

De acuerdo a esos resultados, desde  $\beta = 0$  hasta  $\beta = 110^\circ$  el  $C_L$  es menor para la mayor velocidad angular ( $\omega = 5\%/s$ ). Después de  $\beta = 110^\circ$  la sustentación es mayor para  $\omega = 5\%/s$ . Los resultados muestran que a mayor velocidad angular de mutación se provoca una mayor diferencia de sustentación respecto al valor estacionario, y al ir disminuyendo la velocidad de mutación la curva de  $C_L$  tiende a la curva de sustentación estacionaria.

## 4.2. Modelo 2:

### Ala con ángulo diedro y torsión variables

El modelo 2 del ala, cuya planta alar es rectangular, tiene un perfil cuadrático  $\eta$  constante a lo largo de la envergadura ( $s$ ) que se describe mediante la ecuación (7).

$$\eta(x) = \delta [4(x/c)^2 - 1] \quad (7)$$

donde  $\delta$  es la combadura máxima que se localiza en  $x = 0$ , y  $c$  es la cuerda del ala. El sistema de coordenadas asociado al sistema N, se dispone en el centro de la planta alar. En la Figura 7 se muestra la disposición del sistema de coordenadas y las dimensiones asociadas a la geometría del ala.

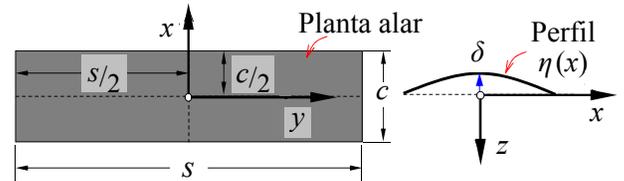


Figura 7: Geometría del Modelo 2.

El ala es discretizada en 40 paneles uniformes a lo largo de la envergadura y 10 paneles uniformes a lo largo de la cuerda. La planta alar tiene un relación de aspecto  $AR = 4$ , que define la relación entre la envergadura y la cuerda ( $AR = s/c$ ), y la combadura máxima es  $\delta = 0.05 c$ . Los valores de los ángulos asociados a la flexión y torsión del ala son,

$$\phi(y) = \frac{2\phi_0}{s} y \quad \beta(y) = \frac{2\beta_0}{s} y \quad (8)$$

donde  $\phi_0$  y  $\beta_0$  son el giro de flexión y el giro de torsión respectivamente, correspondientes a la punta del ala. Notar que al considerar la expresión (8) la mutación queda restringida a la especificación de los ángulos  $\phi_0$  y  $\beta_0$ .

### 4.2.1. Caso 3:

#### Análisis estacionario del modelo 2

El objetivo de este caso de estudio es obtener las características aerodinámicas estacionarias asociada a diferentes configuraciones que son determinadas mediante la especificación de  $\beta_0$  y  $\phi_0$ .

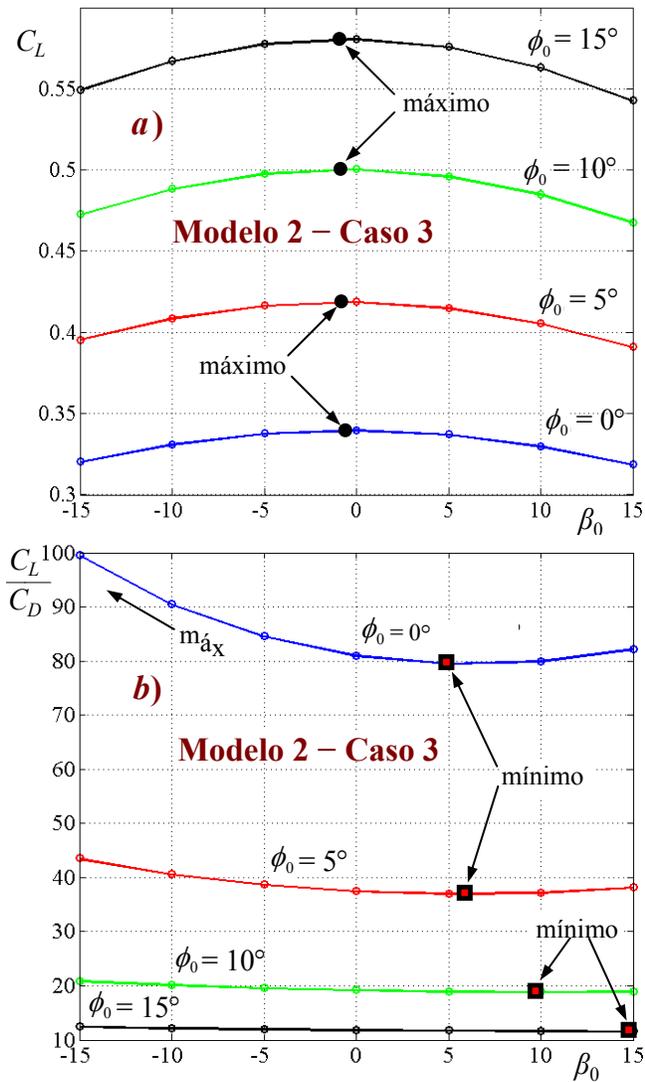


Figura 8: Ángulos de diedro y torsión variables.  
a) Coeficiente de sustentación. b) Eficiencia aerodinámica.

Las simulaciones se realizaron para 7 valores de  $\beta_0$  ( $-15^\circ$  a  $15^\circ$  con pasos de  $\Delta\beta_0 = 5^\circ$ ) y para 4 valores de  $\phi_0$  ( $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$  y  $15^\circ$ ). El ángulo de ataque utilizado en este caso es  $\alpha = 5^\circ$ .

En la Figura 8a se presentan curvas de  $C_L$  en función del ángulo de giro por flexión  $\beta_0$ . Para cada curva, que corresponde a un valor de  $\phi_0$  constante, se presenta un máximo de sustentación próximo a  $\beta = -2^\circ$  ya que hay una leve asimetría respecto al eje  $\beta = 0$ . Además, se puede observar que la sustentación se incrementa con el aumento del ángulo de torsión  $\phi_0$ .

En la Figura 8b se presenta la relación entre sustentación y resistencia, comúnmente denominada como eficiencia aerodinámica. Los resultados revelan que aunque la mayor sustentación (para todo  $\phi_0$ ) ocurre próximo a  $\beta_0 = 0$ , no es así para la relación sustentación/resistencia. Uno de los objetivos del concepto *morphing* es incrementar esa relación mediante la reconfiguración del ala, y de acuerdo a los resultados aquí obtenidos la configuración más eficiente es la asociada a  $\phi_0 = 0$  y un valor grande y negativo de  $\beta_0$ .

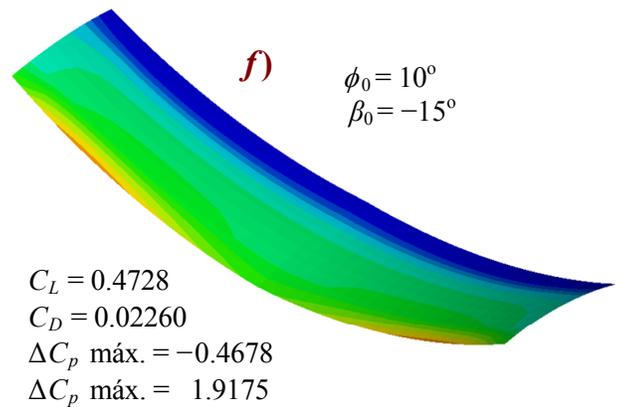
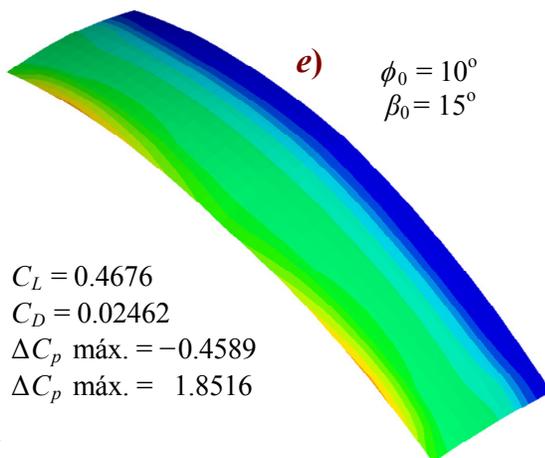
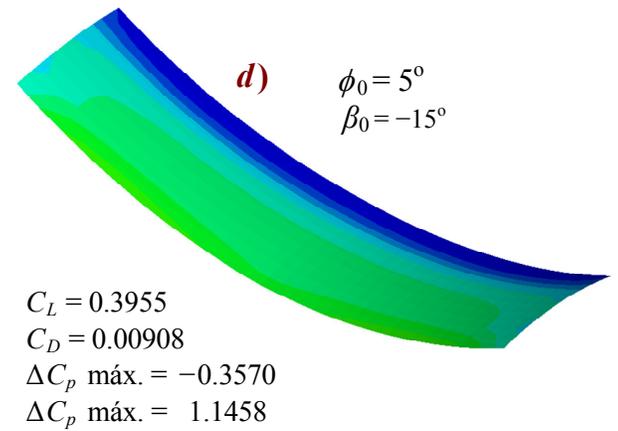
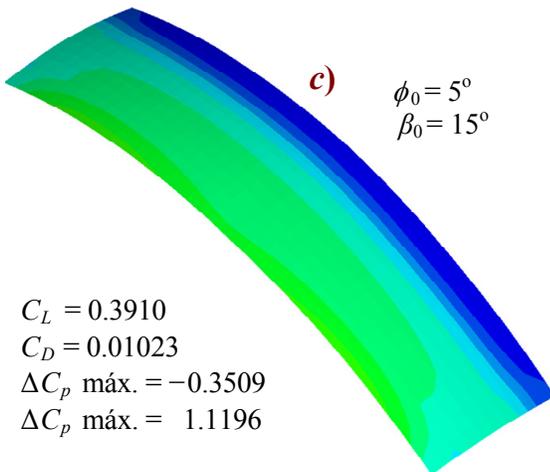
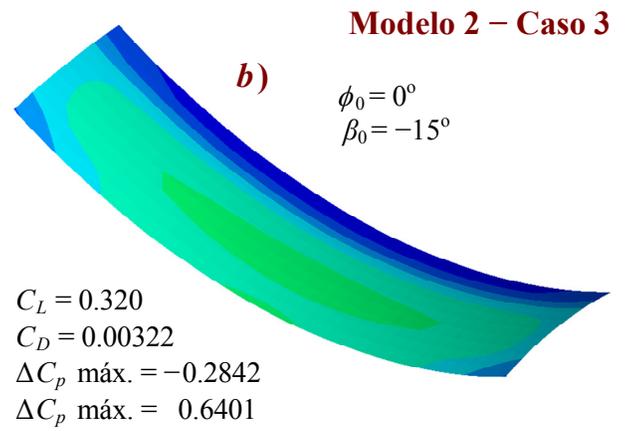
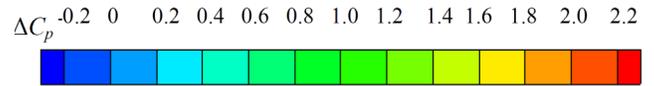
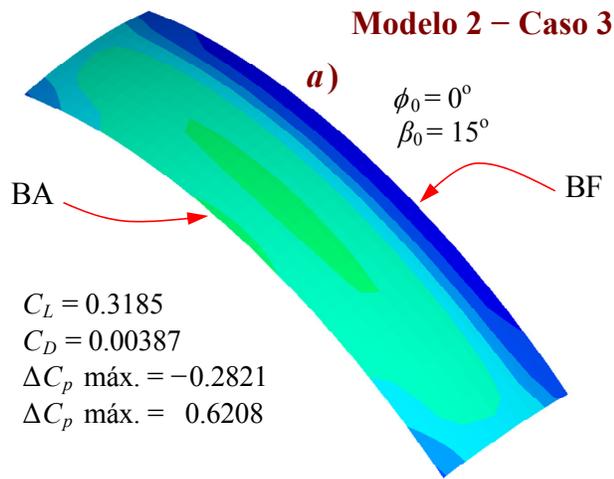
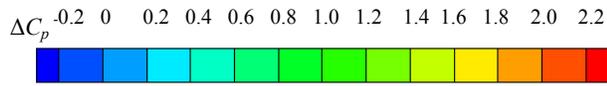
También es importante notar que el incremento de sustentación está ligado al aumento en la torsión, sin embargo para la eficiencia aerodinámica esto es a la inversa. La Figura 8b también muestra que, para cada curva  $\phi_0 = \text{cte}$ , la eficiencia aerodinámica es mínima para un dado  $\beta_0$  positivo.

En la Figura 9, además de alguna de las formas que adopta el ala, se muestra la distribución de presión para algunas configuraciones, y se indican las cargas aerodinámicas ( $C_L$  y  $C_D$ ) asociadas a cada una de esas configuraciones.

En las Figuras 9a y 9b correspondientes  $\phi_0 = 0^\circ$  el mayor salto de presión se presenta en el centro del ala, y el menor salto en el borde de fuga (BF). Para los restantes valores de  $\phi_0$  ( $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ) el máximo y mínimo salto de presión se ubican en el borde de ataque (BA) y en el borde de fuga respectivamente.

#### 4.2.2. Caso 4: Análisis inestacionario del modelo 2

En este caso se investiga el mismo modelo de ala que el caso 3. La especificación de la flexión y torsión también queda determinada por la ecuación (7). La diferencia en este caso respecto del anterior (caso 3) es que los ángulos de la punta del ala  $\beta_0$  y  $\phi_0$  son dependientes del tiempo. El objetivo es estudiar el comportamiento aerodinámico para una cinemática prescrita de los ángulos  $\beta_0$  y  $\phi_0$ , la cual se describe en 6 etapas desde la ecuación (9) hasta la (14).



**Figura 9: (1) Distribución de presión  $\Delta C_p$  para tres configuraciones ( $\phi_0 = 0^\circ, 5^\circ$  y  $10^\circ$ ) donde  $\beta_0 = 15^\circ$ .**

**Figura 10: (2) Distribución de presión  $\Delta C_p$  para tres configuraciones ( $\phi_0 = 0^\circ, 5^\circ$  y  $10^\circ$ ) donde  $\beta_0 = -15^\circ$ .**

$$\begin{aligned} \text{Etapa 1} \rightarrow t_0 \leq t \leq t_1 \\ \beta_0(t) = 0 \quad \phi_0(t) = 0^\circ \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \text{Etapa 2} \rightarrow t_1 < t \leq t_2 \\ \beta_0(t) = 10^\circ \xi_1(t) \quad \phi_0(t) = 0^\circ \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \text{Etapa 3} \rightarrow t_2 < t \leq t_3 \\ \beta_0(t) = 10^\circ \quad \phi_0(t) = 0^\circ \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \text{Etapa 4} \rightarrow t_3 < t \leq t_4 \\ \beta_0(t) = 5^\circ \xi_2(t) + 10^\circ \xi_3(t) \quad \phi_0(t) = 0^\circ \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \text{Etapa 5} \rightarrow t_4 < t \leq t_5 \\ \beta_0(t) = 5^\circ \quad \phi_0(t) = 10^\circ \xi_4(t) \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} \text{Etapa 6} \rightarrow t_5 < t \leq t_6 \\ \beta_0(t) = 5^\circ \quad \phi_0(t) = 10^\circ \end{aligned} \quad (14)$$

Siendo,

$$\begin{aligned} \xi_1(t) &= 3 \left( \frac{t-t_1}{t_2-t_1} \right)^2 - 2 \left( \frac{t-t_1}{t_2-t_1} \right)^3 \\ \xi_2(t) &= 3 \left( \frac{t-t_3}{t_4-t_3} \right)^2 - 2 \left( \frac{t-t_3}{t_4-t_3} \right)^3 \\ \xi_3(t) &= 1 + 2 \left( \frac{t-t_3}{t_4-t_3} \right)^3 - 3 \left( \frac{t-t_3}{t_4-t_3} \right)^2 \\ \xi_4(t) &= 3 \left( \frac{t-t_4}{t_5-t_4} \right)^2 - 2 \left( \frac{t-t_4}{t_5-t_4} \right)^3 \end{aligned} \quad (15)$$

donde  $t$  es el tiempo adimensional, y los valores de tiempo que determinan los inicio y fin de las etapas son  $t_0 = 0$ ,  $t_1 = 200$ ,  $t_2 = 400$ ,  $t_3 = 500$ ,  $t_4 = 600$ ,  $t_5 = 1000$  y  $t_6 = 1200$ . El tiempo se adimensionalizó considerando la longitud de un panel a lo largo de la cuerda y la velocidad de corriente libre como se explicó en el caso 2.

En la Figura 10 se graficó la evolución temporal del coeficiente de sustentación,  $C_L$ , y de resistencia inducida,  $C_D$ . Una vez que se ha alcanzado el estado estacionario al finalizar la etapa 1, el ala comienza a cambiar de forma acorde a la variación establecida en (9), y como consecuencia aparece un incremento en ambos coeficientes hasta alcanzar un máximo y luego se mantienen

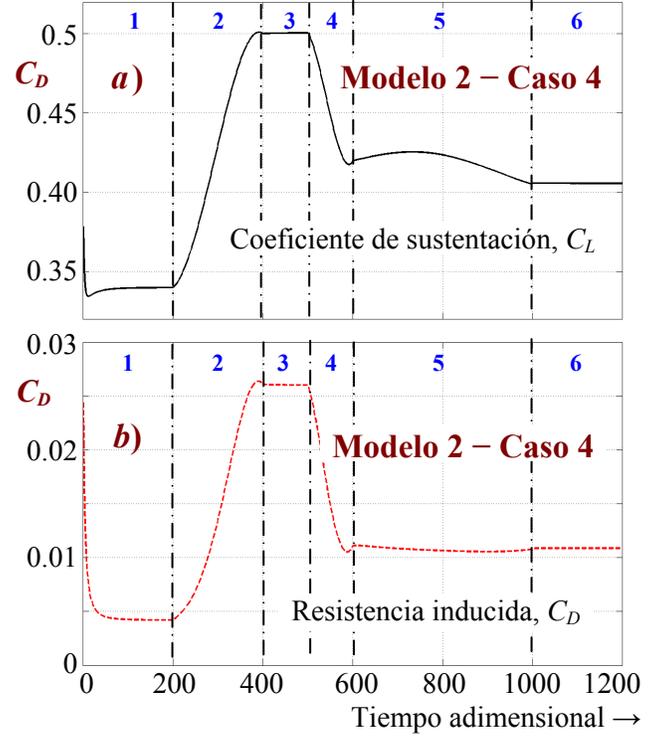


Figura 11: Modelo 2 – Caso 4 – Coeficientes  $C_L$  y  $C_D$ .

en un valor constante correspondiente a la configuración del ala en la etapa 3. Durante la etapa 4 el ángulo de torsión disminuye y consecuentemente lo hace la sustentación y la resistencia inducida. En la etapa 5 el ángulo de torsión se mantiene en un valor de  $5^\circ$ , mientras que al ángulo de flexión comienza a incrementarse, esto hace que la sustentación se incremente hasta un máximo local, mientras que la resistencia inducida decrece hasta un mínimo local. Evidentemente en esta etapa hay un crecimiento de la eficiencia aerodinámica ( $C_L/C_D$ ). Finalmente en la etapa 6 ambos coeficientes se mantienen en un valor constante correspondiente a la configuración del ala establecida por la ecuación (13).

## 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 4 casos de estudio se ilustró la aplicación de una herramienta numérica de simulación especialmente desarrollada para comprender el comportamiento aerodinámico de estos diseños avanzados e innovativos de UAVs.

En el **caso 1** las curvas de  $C_L$  en términos de los ángulos de configuración alar, además de mostrar el comportamiento de  $C_L$ , permitieron comprobar que la configuración de máxima sustentación se presenta cuando el ala está completamente extendida ( $\beta = 0^\circ$ ), y la configuración de mínima sustentación se presenta cuando el ala está completamente contraída ( $\beta = 130^\circ$ ). Los resultados mostraron que el ángulo de ataque sólo afecta la magnitud de la sustentación pero no a su comportamiento cualitativo. La distribución de presión reveló que el ala sustenta más sobre el borde de ataque en una zona ubicada cerca de la puntera del ala (en la región  $R_B$ ) y esta sustentación decrece hasta llegar a un mínimo en el borde de fuga del ala.

En el **caso 2** las curvas de  $C_L$  en términos de los ángulos de configuración permitieron analizar la influencia de los efectos inestacionarios sobre la sustentación para diferentes velocidades de mutación ( $\omega = 2.5$  y  $5$  °/s). La cinemática prescripta para los ángulos de reconfiguración provocó una reducción de sustentación, respecto al valor obtenido en estado estacionario, cuando  $0^\circ \leq \beta \leq 110^\circ$  y un aumento de sustentación cuando  $110^\circ \leq \beta \leq 130^\circ$ .

En el **caso 3**, se generaron curvas de  $C_L$  y curvas de eficiencia aerodinámica en función de los ángulos de configuración. Estas curvas revelaron que la configuración de máxima sustentación se obtiene para los ángulos  $\phi_0 = 15^\circ$  y  $\beta_0 = 0^\circ$ , la sustentación mínima para  $\phi_0 = 0^\circ$  y  $\beta_0 = 15^\circ$ , la eficiencia aerodinámica máxima para  $\phi_0 = 0^\circ$  y  $\beta_0 = -15^\circ$ , y la eficiencia aerodinámica mínima para  $\phi_0 = 15^\circ$  y  $\beta_0 = 15^\circ$ . Esto permite inferir que el incremento de sustentación está ligado al incremento en la torsión, sin embargo para la eficiencia aerodinámica esto es a la inversa. La distribución de presión sobre el ala mostró que el mayor salto de presión se ubica en el centro del

ala cuando no hay torsión ( $\phi_0 = 0^\circ$ ), sin embargo para el caso donde hay torsión el mayor salto de presión se ubica en el borde de ataque del ala, y la intensidad de este salto se incrementa conforme aumenta el ángulo de torsión. El salto de presión disminuye hasta llegar a un mínimo ubicado en una zona sobre el borde de fuga.

En el **caso 4** se realizó un análisis inestacionario que ayuda a comprender cómo varían, en el dominio del tiempo, las características aerodinámicas asociadas a una cinemática prescripta para los ángulos de mutación (ángulos de torsión y flexión variables). Se observó nuevamente que el incremento de torsión provoca un aumento en las características aerodinámicas. La variación del ángulo de diedro causa una variación en esas características, pero su magnitud es insignificante respecto a la variación producida por la torsión. Para los requerimientos de grandes cambios en las características aerodinámicas sería conveniente utilizar como mecanismo de mutación la torsión del ala, sin embargo como mostraron los resultados en el caso anterior (caso 5) esto viene acompañado de un decremento en la eficiencia aerodinámica.

## REFERENCIAS

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