

AVIONES NO-TRIPULADOS INSPIRADOS EN EL VUELO NATURAL CON ALAS QUE MUTAN: ASPECTOS AERODINÁMICOS

Marcos Verstraete, Luis Ceballos, y Sergio Preidikman

Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Campus Universitario, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina. mverstraete@ing.unrc.edu.ar, <http://www.ing.unrc.edu.ar>

Palabras Clave: UAVs, Morphing-wings, Aerodinámica No-lineal e Inestacionaria.

Resumen. En este trabajo se presenta el desarrollo de una herramienta numérica que simula el comportamiento aerodinámico no-lineal e inestacionario de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) inspirados en el vuelo natural con alas que cambian de forma (*morphing-wings*). Para simular numéricamente estos tipos de UAVs se utilizan: (i) un modelo aerodinámico que permita predecir el campo de movimiento del fluido alrededor de la estructura del ala que muta dinámicamente, y las cargas aerodinámicas actuantes sobre esta estructura; (ii) modelos cinemáticos para alas de vehículos aéreos no-tripulados inspirados en el vuelo natural con alas que cambian de forma dinámicamente; y (iii) un método que permite combinar estos dos modelos. La idea fundamental consiste en tratar el flujo de aire y la estructura del ala del UAV como elementos de un único sistema dinámico; e integrar numéricamente, en forma simultánea e iterativa en el dominio del tiempo todas las ecuaciones gobernantes. Para obtener las cargas aerodinámicas se utiliza una técnica conocida como método de red de vórtices no-lineal e inestacionario (NULMV), el cual permite tener en cuenta todas las posibles interferencias aerodinámicas. La herramienta desarrollada permite, en un mismo entorno, generar la geometría de la planta alar y una malla adecuada para implementar el modelo aerodinámico, describir la cinemática del ala, realizar simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico de alas que mutan dinámicamente, y visualizar los resultados provenientes de estas simulaciones. Este trabajo es el inicio de un propósito mucho mayor cuya finalidad es desarrollar herramientas numéricas para comprender los fenómenos aeroelásticos que se presentan en los vehículos aéreos no-tripulados con alas que cambian de forma.

1 INTRODUCCIÓN

Las aves son criaturas voladoras perfectamente controladas con capacidades sorprendentes que el hombre ha intentado copiar durante largo tiempo para desarrollar nuevas tecnologías, y así crear aviones de alto desempeño que puedan realizar todo tipo de maniobras: despegar y aterrizar ágilmente, pasar por debajo de puentes elevados, maniobrar entre los edificios, etc. Hasta el momento todo esto es solo algo utópico, pero seguramente en un par de décadas, gracias al avance de herramientas computacionales sofisticadas, esto se convertirá en realidad y veremos a las aeronaves del futuro utilizando una forma de locomoción tan efectiva como la de las aves.

Una nueva tecnología denominada *morphing*, inspirada en el comportamiento de algunas aves, consiste en dotar a un vehículo aéreo con alas que se reconfiguran durante el vuelo, ver Figura 1. Esta tecnología promete conceptos novedos de vehículos aéreos no tripulados (*unmanned aerial vehicle* o UAVs) que son destructores de antiguos paradigmas y han abierto nuevas puertas a muchas oportunidades interesantes en modelado como así también a la materialización de diseños innovadores y no tradicionales.

La idea de investigar a los UAVs con alas que cambian de forma, se debe a la facilidad que podrían tener estos vehículos para seguir trayectorias complejas, generar maniobras extremadamente complicadas, y acomodarse de manera ágil para optimizar el rendimiento aerodinámico en múltiples regímenes de vuelos (Bowman, 2002), características que no poseen los aviones convencionales en la actualidad.

El desarrollo de conceptos de reconfiguración para vehículos aéreos, y en particular para UAVs, es actualmente un tópico muy importante de investigación en el área de las tecnologías aeronáuticas. Desde la última década se vienen llevando a cabo numerosos e importantes estudios para investigar conceptos de *morphing*. Estos estudios tratan de imaginar o prever como serán los diseños aeroespaciales más avanzados dentro de 20 años y comenzar a desarrollar las tecnologías para que esto se convierta en realidad.

Estos tipos de UAVs podrían ser utilizados en diferentes situaciones tales como operaciones en ambientes peligrosos (operaciones de búsqueda y rescate en edificios colapsados, exploraciones en plantas nucleares con posibles pérdidas radioactivas, etc.), y en misiones de vigilancia, entre otras. Las no-linealidades cinemáticas, aerodinámicas y estructurales tienen un rol importante en la respuesta aeroelástica de estos tipos de UAVs. Para nutrirse de información sobre el comportamiento aeroelástico de una aeronave se debe contar con herramientas computacionales que permitan predecir la respuesta del vehículo en diferentes situaciones de vuelo.

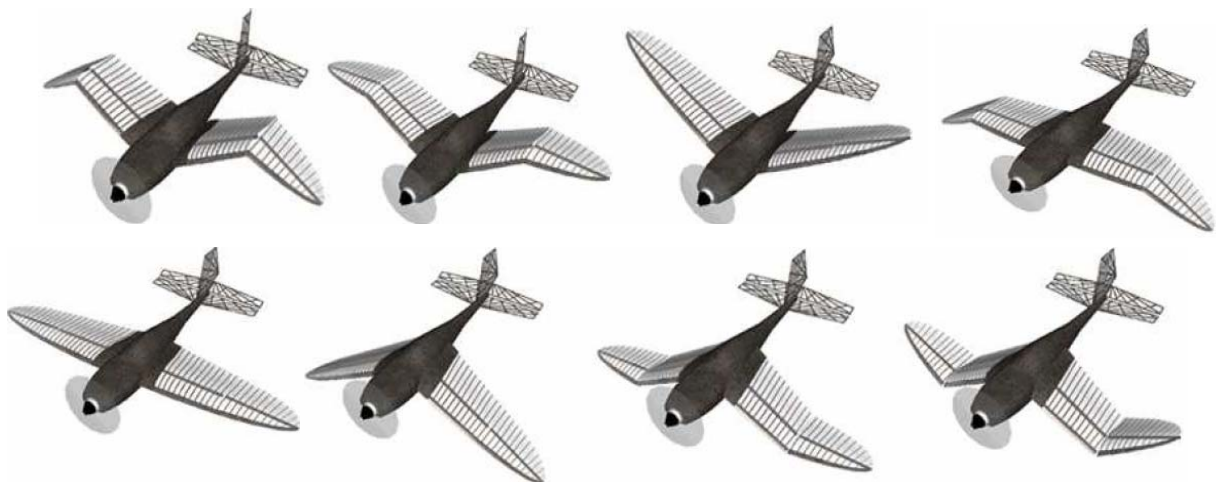


Figura 1: Configuraciones quasi-estáticas de un UAV con alas inspirado en las gaviotas. (Abdulrahim y Lind, 2005).

Los métodos tradicionales usados para estudiar el comportamiento aerodinámico de aeronaves (Anderson, 2001, Landahl y Ashley, 1985, Milne-Thomson, 1973) resultan inadecuados para estos avanzados UAVs. Por ello, resulta evidente que es necesario mejorar y calibrar las herramientas numéricas existentes, y desarrollar nuevas herramientas numéricas para la predicción de fenómenos aeroelásticos complejos.

En el presente artículo se muestra el desarrollo de una herramienta computacional que implementa un modelo aerodinámico, un modelo cinemático y un método para combinar ambos modelos. Este desarrollo se hace siguiendo los lineamientos de Preidikman (1998) y forma parte de un esfuerzo mayor cuyo objetivo final es lograr una comprensión cabal del comportamiento aeroelástico de UAVs con alas que cambian de forma.

2 DESCRIPCIÓN GEOMÉTRICA DEL ALA

En el presente trabajo se consideran solamente aspectos relacionados con la reconfiguración del ala, mientras el resto de la aeronave (fuselaje, empenajes, etc.) no cambia de forma. El ala posee un perfil simétrico y es modelada como una superficie plana sin espesor. La mitad del ala, o semiala, está constituida por tres regiones rígidas diferentes: A, B y C, la cuales se encuentran en la parte interna, central y exterior de la semienvergadura, respectivamente. Cada región es generada en el plano mediante las coordenadas de sus cuatro vértices, esto permite obtener diferentes configuraciones de la planta alar como se muestra en la Figura 2.

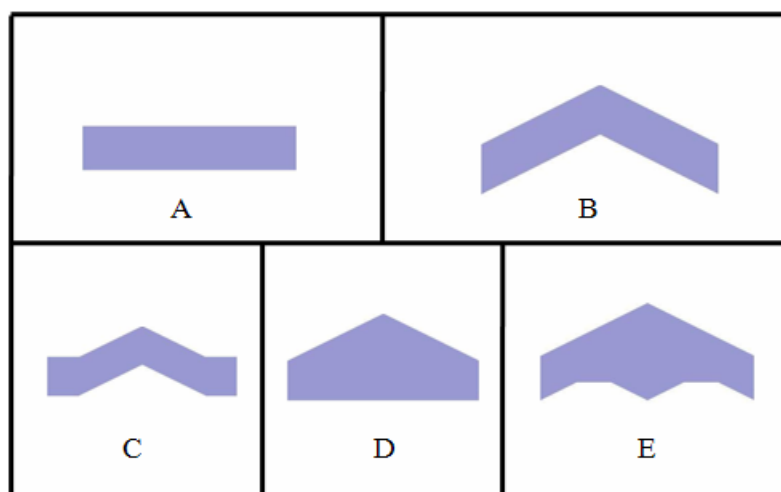


Figura 2: Diferentes configuraciones de la planta alar.

El modelo aerodinámico utilizado en este trabajo requiere que el ala sea representada por una sábana vorticosa, discretizada mediante cuadriláteros cuyos vértices son denominados nodos aerodinámicos. La generación de la geometría del ala es realizada en forma automática mediante un código computacional. El código requiere ciertos parámetros geométricos y datos específicos de la misma malla. Los parámetros y datos necesarios se listan a continuación:

- (x, y) - Coordenadas de los vértices que definen las regiones explícitamente.
- (NPZ1) - Número de nodos a lo largo de la envergadura de la Región A.
- (NPZ2) - Número de nodos a lo largo de la envergadura de la Región B.
- (NPZ3) - Número de nodos a lo largo de la envergadura de la Región C.
- (NRZ1) - Número de nodos a lo largo de la cuerda. (Los nodos a lo largo de la cuerda son los mismos en las tres regiones).

En la Figura 3 se muestran con puntos azules y enumerados con números romanos los vértices que permiten definir las regiones A, B, y C. Adicionalmente, en la misma figura, se representan los parámetros NPZ1, NPZ2, NPZ3 y NRZ1.

Para armar la malla aerodinámica deben generarse en forma ordenada las coordenadas de los nodos aerodinámicos y también las coordenadas de los puntos de control, las conectividades entre estos últimos y los nodos, la cantidad de paneles a lo largo de la envergadura y a lo largo de la cuerda, y deben especificarse cuales serán los nodos de los paneles involucrados en la convección de la vorticidad a el seno del fluido (Figura 3).

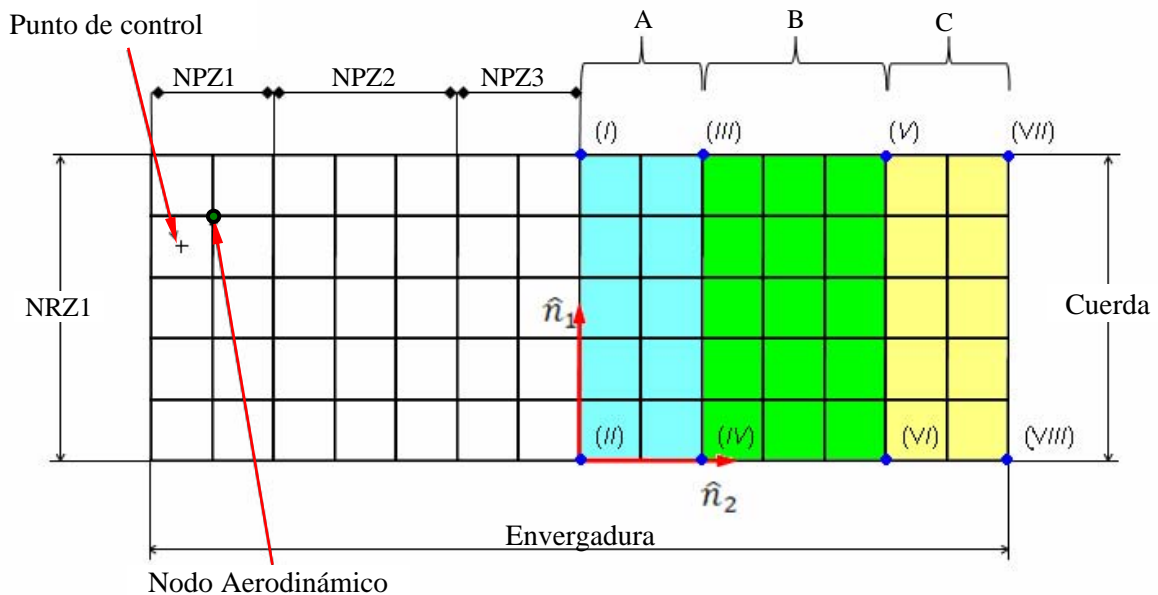


Figura 3: Datos geométricos que definen el ala.

3 MODELO CINEMATICO

En esta sección se describen los sistemas de referencias, los grados de libertad, y la formulación matemática de la cinemática del ala.

3.1 Sistemas de referencias

Se utilizaron cuatro sistemas de referencia, uno Newtoniano o inercial (N) formado por la terna $(\hat{n}_1, \hat{n}_2, \hat{n}_3)$, un sistema fijo a la región A formado por la terna $(\hat{a}_1, \hat{a}_2, \hat{a}_3)$, otro fijo a la región B formado por la terna $(\hat{b}_1, \hat{b}_2, \hat{b}_3)$ y el último fijo a la región C formado por la terna $(\hat{c}_1, \hat{c}_2, \hat{c}_3)$. Estos sistemas de referencia ortogonales son mostrados en la Figura 4a. También se identifican las regiones A, B, y C que componen la planta alar.

3.2 Grados de libertad

El modelo adoptado posee tres grados de libertad θ_1 , θ_2 , y θ_3 asociados a los ángulos diedros de cada región como se indica en la Figura 4b. Considerar el ala como simétrica simplifica el problema y permite concentrar la atención sólo en la semiala derecha. Para poder incorporar esta cinemática al modelo aerodinámico es necesario conocer la posición y velocidad de los puntos que componen cada región de la semiala respecto del sistema N. Para ello es necesario hacer una transformación de coordenadas. Para obtener las matrices de transformación se siguió el desarrollo que utilizó Roccia et al., (2007). En las ecuaciones (1) a (3) se muestran las operaciones necesarias para realizar esta transformación de coordenadas.

$$[A] = [T_{AN}][N] \quad [B] = [T_{BA}][A] \quad [C] = [T_{CB}][B] \quad (1)$$

$$[N] = [T_{AN}]^T [A] \quad [N] = [T_{AN}]^T [T_{BA}]^T [B] \quad [N] = [T_{AN}]^T [T_{BA}]^T [T_{CB}]^T [C] \quad (2)$$

$$[N] = [T_{NA}][A] \quad [N] = [T_{NB}][B] \quad [N] = [T_{NC}][C] \quad (3)$$

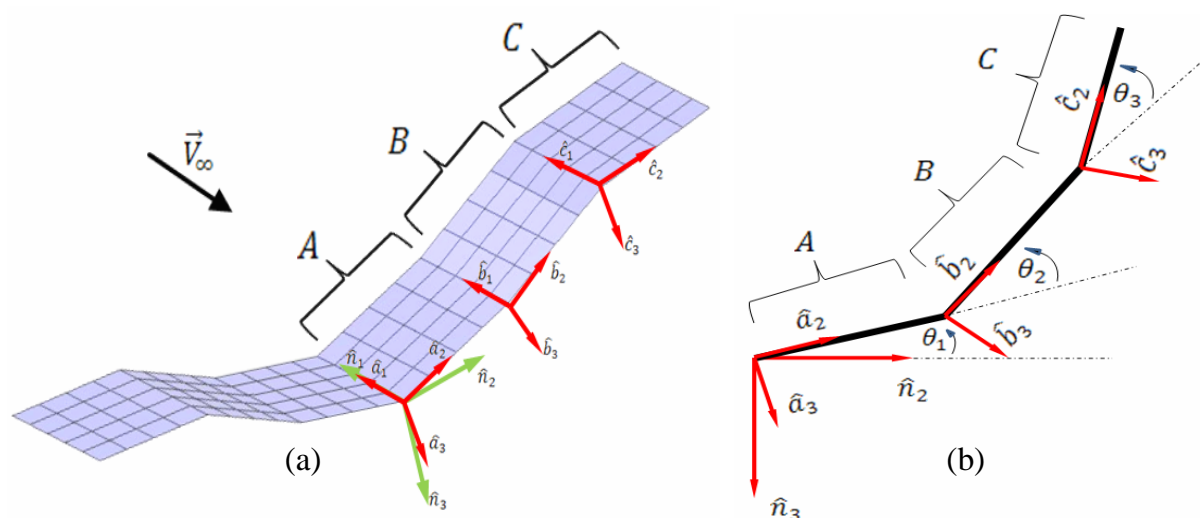


Figura 4: (a) Sistemas de referencia; (b) Grados de libertad.

3.3 Posición y Velocidad

El vector posición de una partícula p ubicada en la región C respecto del sistema N, ver Figura 5, está dado por:

$$\{\bar{R}_p\} = \{\bar{R}_{ab}\} + \{\bar{R}_{bc}\} + \{\bar{r}_p\} \quad (4)$$

donde \bar{R}_{ab} es el vector que indica la posición del origen del sistema de referencia B respecto del sistema A, \bar{R}_{bc} es el vector posición del origen del sistema de referencia C respecto del sistema B, y \bar{r}_p es la posición de la partícula p respecto del sistema C.

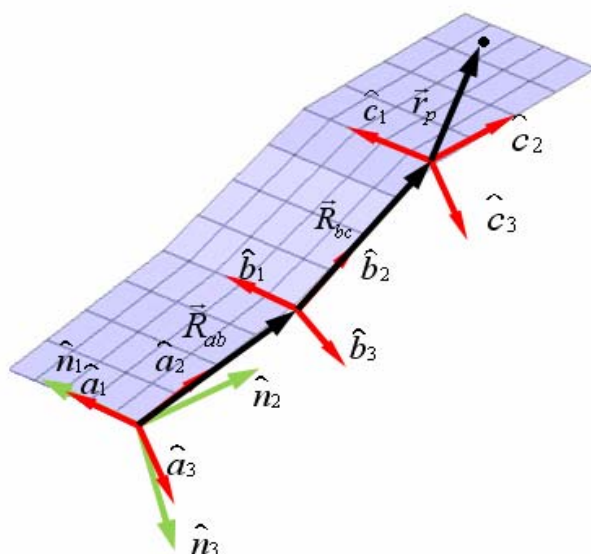


Figura 5: Posición de una partícula p en la región C.

Expresando \vec{R}_p en el sistema de referencia N se tiene:

$$\left\{ {}^N \vec{R}_p \right\}_N = [T_{NA}] \left\{ \vec{R}_{ab} \right\}_A + [T_{NB}] \left\{ \vec{R}_{bc} \right\}_B + [T_{NC}] \left\{ \vec{r}_p \right\}_C \quad (5)$$

donde $[T_{NA}]$, $[T_{NB}]$, $[T_{NC}]$ son las matrices de transformación mostradas en la ecuación (3).

La velocidad instantánea de la partícula p respecto del sistema de referencia N se obtiene calculando la derivada total respecto del tiempo para un observador fijo en el sistema N, esto es:

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_p \right\} \quad (6)$$

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} + \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} + \frac{d}{dt} \left\{ \vec{r}_p \right\} \quad (7)$$

Las derivadas totales respecto del tiempo de los términos del lado derecho de la ecuación (7) se pueden obtener usando el teorema del transporte (Baruh, 1999) haciendo

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} + {}^N \omega^A \times \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} \quad (8)$$

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} + {}^N \omega^B \times \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} \quad (9)$$

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{r}_p \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{r}_p \right\} + {}^N \omega^C \times \left\{ \vec{r}_p \right\} \quad (10)$$

Como \vec{R}_{ab} está fijo al sistema A, \vec{R}_{bc} está fijo al sistema B, y \vec{r}_p está fijo al sistema C, las derivadas respecto a los sistemas locales se anulan, esto es:

$$\frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \vec{r}_p \right\} = \vec{0} \quad (11)$$

por lo tanto la velocidad resulta:

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\} = {}^N \omega^A \times \left\{ \vec{R}_{ab} \right\} + {}^N \omega^B \times \left\{ \vec{R}_{bc} \right\} + {}^N \omega^C \times \left\{ \vec{r}_p \right\} \quad (12)$$

La velocidad expresada en el sistema de referencia N es:

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\}_N = [T_{NA}] \left\{ {}^N \omega^A \right\}_A \times \left\{ \vec{R}_{ab} \right\}_A + [T_{NB}] \left\{ {}^N \omega^B \right\}_B \times \left\{ \vec{R}_{bc} \right\}_B + [T_{NC}] \left\{ {}^N \omega^C \right\}_C \times \left\{ \vec{r}_p \right\}_C \quad (13)$$

Las velocidades angulares de los sistemas fijos a las regiones A, B, y C respecto del sistema N se obtienen mediante el teorema de adición (Kane, 1968).

$${}^N \omega^A = -\dot{\theta}_1 \hat{a}_1 \quad (14)$$

$${}^N \omega^B = {}^N \omega^A + {}^A \omega^B = -\dot{\theta}_1 \hat{a}_1 - \dot{\theta}_2 \hat{b}_1 \quad (15)$$

$${}^N \omega^C = {}^N \omega^A + {}^A \omega^B + {}^B \omega^C = -\dot{\theta}_1 \hat{a}_1 - \dot{\theta}_2 \hat{b}_1 - \dot{\theta}_3 \hat{c}_1 \quad (16)$$

Para las regiones A y B se muestra sólo la expresión final de la velocidad. Los vectores posición y velocidad para puntos que pertenecen a la región C se pueden deducir mediante un desarrollo similar al anterior.

Velocidad para puntos pertenecientes a la región A:

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\}_N = [T_{NA}] \left\{ {}^N \omega^A \right\}_A \times \left\{ \vec{r}_p \right\}_A \quad (17)$$

Velocidad para puntos pertenecientes a la región B:

$$\left\{ {}^N \vec{V}_p \right\}_N = [T_{NA}] \left\{ {}^N \omega^A \right\}_A \times \left\{ \vec{R}_{ab} \right\}_A + [T_{NB}] \left\{ {}^N \omega^B \right\}_B \times \left\{ \vec{r}_p \right\}_B \quad (18)$$

4 MODELO AERODINÁMICO

Cuando un sólido es embebido en un fluido, a números de Reynolds altos, se genera vorticidad, la cual está confinada a la superficie del sólido en una capa muy delgada denominada capa límite. La existencia de esta última es debida a los efectos viscosos. Parte de esta vorticidad es emitida de los bordes filosos, luego transportada por el fluido y de esta manera forma la estela. El campo de velocidades asociado con toda esta vorticidad interactúa con la llamada corriente libre: mientras las condiciones de borde de no-penetración y no-deslizamiento son satisfechas sobre las superficies sólidas generadoras de vorticidad, la vorticidad en las estelas se mueve libremente en el fluido de forma tal que no se produzcan saltos de presión a través de las estelas. El flujo asociado con la vorticidad de la estela cercana al ala afecta el flujo alrededor de ésta y por lo tanto las cargas actuantes sobre ella.

En este trabajo se ha implementado un modelo aerodinámico basado en el método general de red de vórtices no-lineal e inestacionario (NUVLM). El NUVLM tiene sus orígenes en los trabajos de Belotserkovski (1966) quien fue el primero que aproximó las sábanas de vorticidad, asociadas con las capas límites y las estelas, como una red discreta de filamentos vorticosos. Mook y Maddox (1974) modificaron el método de Belotserkovski incluyendo efectos aerodinámicos generados por “separación” producida por grandes ángulos de ataque. Mas tarde, Preidikman (1998) y Preidikman y Mook (2005a, 2005b) realizaron una descripción unificada de la dinámica estructural y de la aerodinámica con el fin de desarrollar simulaciones aeroservoelásticas.

El modelo permite modelar correctamente no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque, deformaciones estáticas, y flujos dominados por vorticidad. Se escogió un método basado en el NUVLM porque existen numerosas aplicaciones previas de dicho método en las cuales éste ha probado ser confiable y un muy buen predictor de cargas aerodinámicas inestacionarias y no-lineales.

El método utilizado (NUVLM) se centra en la idea de representar a las capas límites y a las estelas mediante sábanas vorticosas, haciendo referencia como sábanas adheridas a las capas límites y sábanas libres a las estelas. Para obtener más información sobre el NUVLM puede consultarse el trabajo de Preidikman (1998).

4.1 Modelo Matemático

La vorticidad asociada al campo de velocidades $\vec{V}(\vec{R}, t)$ de un fluido está definida como:

$$\vec{\omega} = \vec{\nabla} \times \vec{V}(\vec{R}, t) \quad (19)$$

donde \vec{R} es el vector posición, t el tiempo, \times denota el producto vectorial, y $\vec{\nabla}$ es un operador vectorial el cual en coordenadas cartesianas adopta la forma:

$$\vec{\nabla} = \frac{\partial}{\partial x} \hat{i} + \frac{\partial}{\partial y} \hat{j} + \frac{\partial}{\partial z} \hat{k} \quad (20)$$

Para flujos incompresibles la ecuación de continuidad toma la siguiente forma:

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V}(\vec{R}, t) = 0 \quad (21)$$

donde (\cdot) denota el producto escalar. La ecuación (19) y (21) forman un conjunto de ecuaciones diferenciales que gobiernan la evolución espacio temporal del fluido. Estas ecuaciones pueden ser “invertidas” a los efectos de expresar la velocidad como función de la vorticidad (ver, por ejemplo, [Batchelor 1967](#)):

$$\vec{V}(\vec{R}, t) = \frac{1}{4\pi} \iiint_{V(\vec{R}_0, t)} \frac{\vec{\omega}(\vec{R}_0, t) \times (\vec{R} - \vec{R}_0)}{\|\vec{R} - \vec{R}_0\|^3} dV(\vec{R}_0, t) \quad (22)$$

Esta ecuación es válida para los flujos viscosos y los no-viscosos. Las regiones donde el campo de velocidad es irrotacional, $\vec{\omega}(\vec{R}, t) = 0$, la velocidad asociada a esta región del campo, debido a la vorticidad, será nula. Si existe vorticidad en alguna sub-región del campo entonces habrá una velocidad asociada en todo el campo. Por lo tanto la ecuación (22) debe integrarse solamente en la sub-región del campo donde la vorticidad es no-nula.

Las condiciones de bordes que acompañan a este sistema de ecuaciones son las siguientes:

- *La condición en el infinito:* Esto requiere que las velocidades asociadas a las sábanas adherida y a las sábanas libre en el infinito, o sea lejos del ala, tiendan a cero.

$$\text{Cuando } |\vec{R}| \rightarrow \infty \quad \left| \vec{V}_B + \vec{V}_W \right| \rightarrow \infty \quad (23)$$

donde \vec{V}_B es la velocidad asociada a la distribución de vorticidad sobre la sabana adherida y \vec{V}_W es la velocidad asociada a la distribución de vorticidad en la sabana libre.

- *Condición de no-penetración:* las partículas de fluido no pueden atravesar la superficie sustentadora. Esto se consigue imponiendo que la velocidad normal del fluido relativa al sólido sea cero. Expresada en forma matemática:

$$(\vec{V}_\infty + \vec{V}_B + \vec{V}_W - \vec{V}_{LS}) \cdot \vec{n} = 0 \quad (24)$$

donde \vec{V}_∞ es la velocidad de la corriente libre, \vec{V}_{LS} es la velocidad del sólido y \vec{n} es un versor normal a la superficie sustentadora.

Además de estas condiciones de fronteras existe otra condición que también debe tenerse en cuenta:

- *Condición de Kutta:* requiere que los flujos provenientes de la cara superior e inferior de la superficie sustentadora a lo largo de las punteras y del borde de fuga tengan la misma presión, de manera que el campo de presiones adyacente a estos bordes sea continuo. Esta condición es impuesta por el teorema de *Kelvin-Helmholtz*. En un flujo donde los efectos viscosos son despreciables y la presión es continua, la circulación alrededor de un circuito cerrado de partículas de fluido no cambia con el tiempo; esto es conocido como condición de conservación temporal de la circulación:

$$\frac{D}{Dt} \Gamma(t) = 0 \quad (25)$$

condición que es garantizada automáticamente asumiendo que los efectos viscosos se van haciendo despreciables a medida que el flujo se separa de los bordes filosos.

Para obtener el campo de velocidades asociado a los segmentos vorticosos de longitud finita que componen a las sábanas (adherida y libre), se utiliza la ley de Biot-Savart:

$$\vec{V}(\vec{R},t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\vec{\omega}(\vec{R},t) \times \vec{r}_1}{|\vec{\omega}(\vec{R},t) \times \vec{r}_1|^2} [\vec{\omega}(\vec{R},t) \cdot (\vec{e}_1 - \vec{e}_2)] \quad (26)$$

donde $\Gamma(t)$ es la circulación correspondiente al elemento vorticoso, \vec{e}_1 y \vec{e}_2 son los versores en la dirección de los vectores que unen el punto en cuestión con el fin y el inicio del segmento vorticoso como se muestra en la Figura 6.

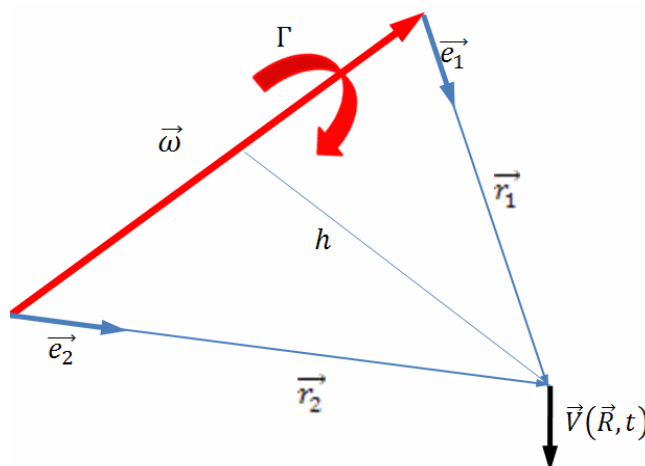


Figura 6: Ley de Biot-Savart

Debido a la discretización de la sábana vorticoso, la condición de no penetración mencionada anteriormente se cumple sólo en ciertos puntos del sólido que son denominados puntos de control. Desarrollando de la ecuación (24):

$$\vec{V}_B \cdot \vec{n} = -(\vec{V}_\infty + \vec{V}_W - \vec{V}_{LS}) \cdot \vec{n} \quad (27)$$

podemos expresar a la velocidad asociada a las sábanas adheridas como una combinación lineal de las circulaciones:

$$\sum_i^{Np} A_{(i,j)} G_j(t) = -(\vec{V}_\infty + \vec{V}_W - \vec{V}_{LS}) \cdot \vec{n} \quad i = 1, 2, 3, \dots, NP \quad (28)$$

Este es un sistema de ecuaciones algebraicas a coeficientes variables que se resuelve en cada paso de tiempo para encontrar los valores de circulación. Los coeficientes $A_{(i,j)}$ se denominan coeficientes de influencia aerodinámicos, y representan la velocidad normal en el punto de control 'i' asociada a la vorticidad de los segmentos que componen el panel 'j'.

Para convectar los segmentos vorticosos al seno del fluido es necesario mover los nodos que determinan el fin y el inicio de los mismos. La posición de los nodos relativa a la superficie sustentadora se puede obtener con la siguiente aproximación:

$$\Delta \vec{R} = \Delta t \vec{V}_p^B \quad (29)$$

donde Δt es el paso de tiempo utilizado, y \vec{V}_p^B es la velocidad de los nodos respecto del sistema fijo al sólido.

Las cargas aerodinámicas se obtienen hallando la distribución del salto de presión en toda la superficie sustentadora. A partir de los valores del salto de presión, el área en cada panel, y el vector normal unitario asociados a estos paneles, se puede obtener la carga aerodinámica total que actúa sobre la superficie sustentadora. Para hallar la distribución de presión utilizamos la versión no estacionaria de la ecuación de Bernoulli,

$$\frac{\partial}{\partial t} \Phi(\vec{R}, t) + \frac{1}{2} \vec{\nabla} \Phi(\vec{R}, t) \cdot \vec{\nabla} \Phi(\vec{R}, t) + \frac{p(\vec{R}, t)}{\rho} = H(t) \quad (30)$$

donde $\Phi(\vec{R}, t)$ es la función potencial de velocidad, $p(\vec{R}, t)$ es la presión, ρ es la densidad del aire (considerada constante), y $H(t)$ es la energía total.

Considerando la energía total en un punto muy alejado de la superficie sustentadora y de las estelas se obtiene:

$$\text{cuando } |\vec{R}| \rightarrow \infty \quad H(t) \rightarrow \frac{1}{2} \vec{V}_\infty \cdot \vec{V}_\infty + \frac{p_\infty}{\rho_\infty} \quad (31)$$

donde los términos con subíndice ∞ hacen referencia al punto muy alejado de la superficie sustentadora. Operando algebraicamente se llega a:

$$\frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 - \frac{2}{V_\infty^2} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \quad (32)$$

Definiendo el coeficiente adimensional de presión:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (33)$$

y las siguientes magnitudes características

L_c longitud de un panel a lo largo de la cuerda en la sabana adherida,

$V_c = V_\infty$ velocidad de la corriente libre,

$T_c = L_c / V_c$ tiempo característico, y

$\rho_c = \rho_\infty$ densidad de la corriente libre.

es posible adimensionalizar la ecuación (32). Reemplazando estas magnitudes en (32), y evaluando la diferencia de presión en un elemento se obtiene,

$$\Delta C_p = V_U^2 - V_L^2 + 2 \left[\frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{R_U} - \frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{R_L} \right] \quad (34)$$

donde V_U y V_L son las velocidades de las partículas de fluido ubicadas inmediatamente por encima y por debajo del punto de control del elemento considerado, respectivamente. El último término de esta expresión puede escribirse como:

$$\left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{R_U} - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{R_L} = \frac{D}{Dt} G(t) - \Delta \vec{V}_i \cdot \left[{}^N \vec{V}^B + {}^B \dot{\vec{r}}^i + {}^N \vec{\omega}^B \times {}^B \vec{r}^i \right] \quad (35)$$

Utilizando una aproximación por diferencias finitas hacia atrás de primer se obtiene:

$$\frac{D}{Dt} G(t) \approx \frac{G(t) - G(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (36)$$

5 COMBINACIÓN ENTRE EL MODELO AERODINÁMICO Y EL CINEMÁTICO

Para obtener las incógnitas del problema en cada paso de tiempo, se debe tener en cuenta la variación temporal de la velocidad de la superficie sustentadora. La contribución de las deformaciones dinámicas del sólido hace que la estela cercana a la superficie se perturbe, esta perturbación influyen de manera significativa en el cálculo de las cargas aerodinámicas.

La combinación de ambos modelos se logra mediante la condición de contorno denominada *condición de no penetración*, que implica que en cualquier situación, la velocidad normal de una partícula de fluido relativa a la superficie sustentadora es cero, esto es para toda partícula que se encuentre en la región de la sabana adherida. Matemáticamente se puede expresar como:

$$(\vec{V} - \vec{V}_s) \cdot \vec{n} = 0 \quad \text{en } S \quad (37)$$

donde \vec{V} es la velocidad absoluta de las partículas de fluido, \vec{V}_s es la velocidad de la superficie que hemos denominado anteriormente como \vec{V}_{LS} , y \vec{n} es el vector normal unitario a la superficie. La velocidad de la superficie es obtenida del modelo cinemático y está asociada a la variación de los ángulos diedros de cada región.

6 RESULTADOS

Los resultados obtenidos con la herramienta numérica desarrollada en este trabajo son:

- Coeficientes aerodinámicos adimensionales en función del tiempo (CN, C_b , C_d , C_y).
- Distribución de presión sobre la superficie sustentadora (C_p).
- Archivos de datos que contienen la geometría del ala y las posiciones de las partículas desprendidas en todo instante de tiempo.
- Valores de circulación correspondiente a cada panel que conforma la red de vórtices en todo instante de tiempo.
- Visualización de los datos provenientes de las simulaciones numéricas.

La metodología utilizada para desarrollar la herramienta numérica fue validada en un trabajo de [Ceballos et al., \(2008\)](#) donde se compararon resultados de simulaciones numéricas con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados.

En todos los ejemplos realizados en este trabajo se ha considerado velocidad de traslación del sólido nula y perfiles alares simétricos. Únicamente se asignó velocidad de corriente libre, y la posición angular de los diedros se da en radianes. A continuación se presentan los resultados de tres casos simulados con la herramienta numérica, se realizaron estudios estacionarios e inestacionarios.

6.1 Caso 1

Se analiza una planta alar rectangular discretizada en 24 paneles a lo largo de la envergadura y 5 paneles a lo largo de la cuerda. Se estudia como varía el coeficiente de sustentación en función del tiempo y del ángulo de ataque. El ala está inmersa en una corriente uniforme de velocidad unitaria, su velocidad de traslación es cero y su configuración respecto a los ángulos diedros es:

$$\theta_1 = \frac{\pi}{10}, \quad \theta_2 = \frac{\pi}{15}, \quad \theta_3 = -\frac{\pi}{8}$$

En la Figura 7 se muestra la variación temporal de C_l para cuatro ángulos de ataque diferentes, de valores 4° , 8° , 12° y 16° . Se observa que este coeficiente presenta un comportamiento exponencial, y en estado estacionario el salto en sustentación es el mismo entre curva y curva, lo cual parece indicar que la relación sustentación-ángulo de ataque se comporta linealmente. Para ver mas detalladamente este comportamiento en la Figura 8 se muestran los resultados obtenidos del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque, para regimen permanente. El rango de este angulo es de 0° hasta 16° , con incrementos de 2° .

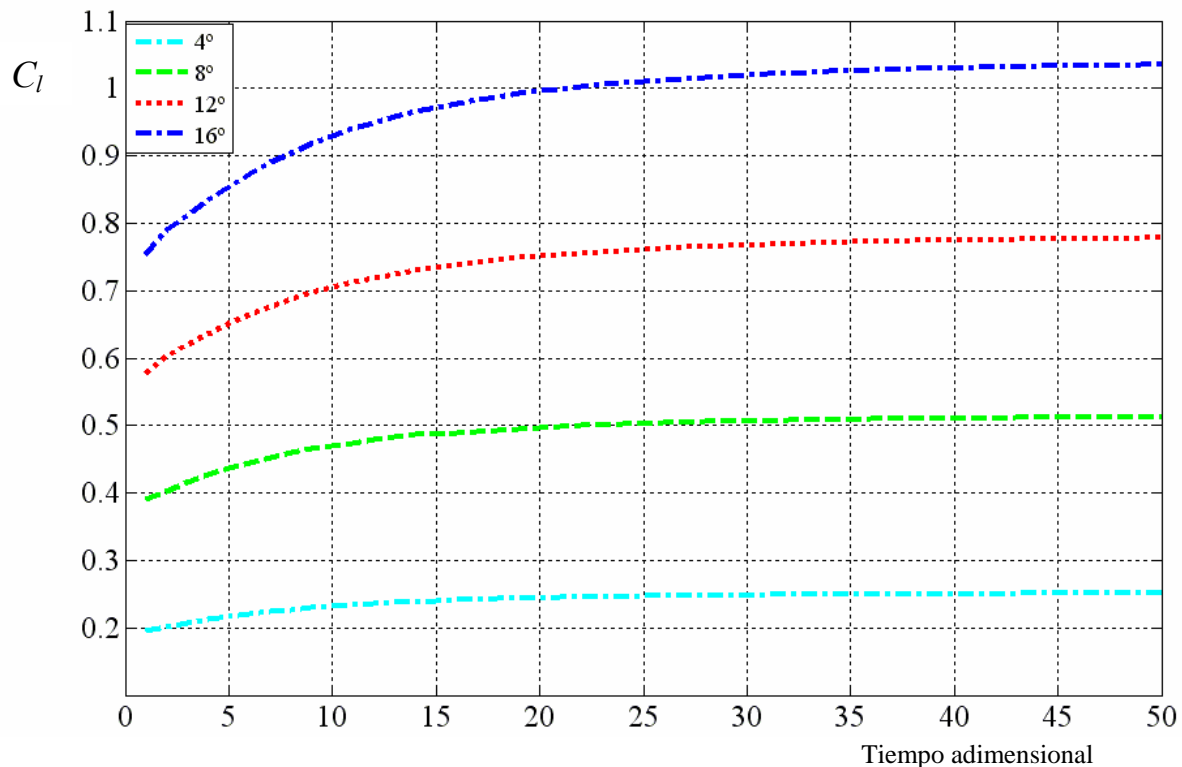


Figura 7: Variación temporal de C_l para diferentes ángulos de ataque.

En la Figura 8 se presenta la variación del C_l y en la misma figura se incluye una ilustración de la geometría analizada. Debido a que el perfil estudiado es simétrico, se observa que para un ángulo de ataque igual a cero se obtiene sustentación nula. Este resultado es lógico debido a que la presión por encima y por debajo de la superficie sustentadora se distribuye de igual forma, lo que implica que no existe diferencia de presión y en consecuencia la fuerza normal resultante es cero.

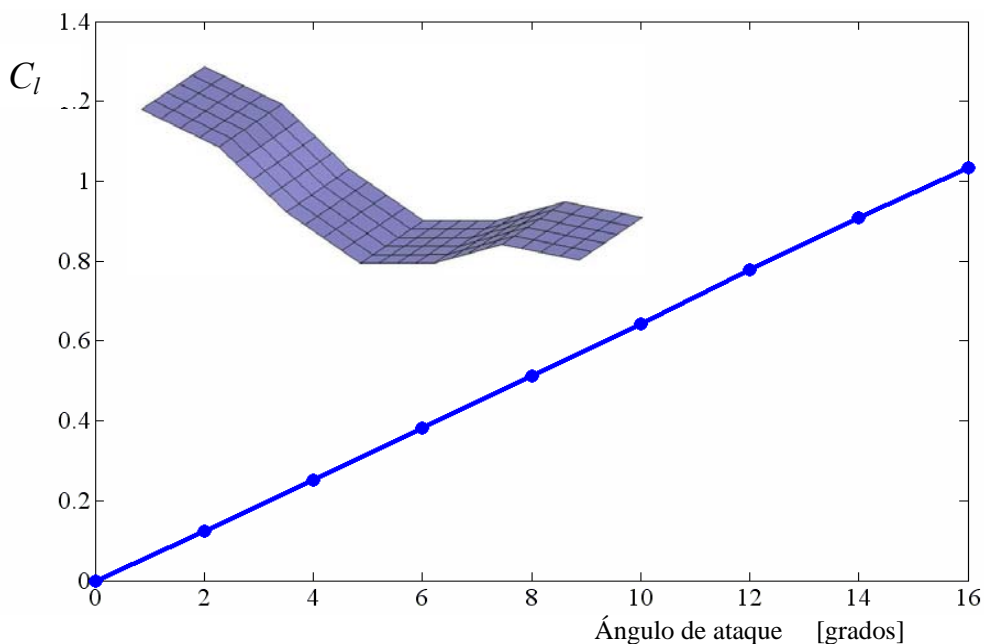


Figura 8: Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque.

En la Figura 9 se muestra la evolución de la estela durante un arranque impulsivo para el caso que se está tratando con un ángulo de ataque de 12°. Se ve que en la unión del vórtice de arranque con el vórtice de punta de ala se presenta una distorsión debido a un parámetro utilizado en el modelo, denominado *cutoff*, que tiene como objetivo corregir velocidades irrealas que puedan presentarse sobre puntos materiales.

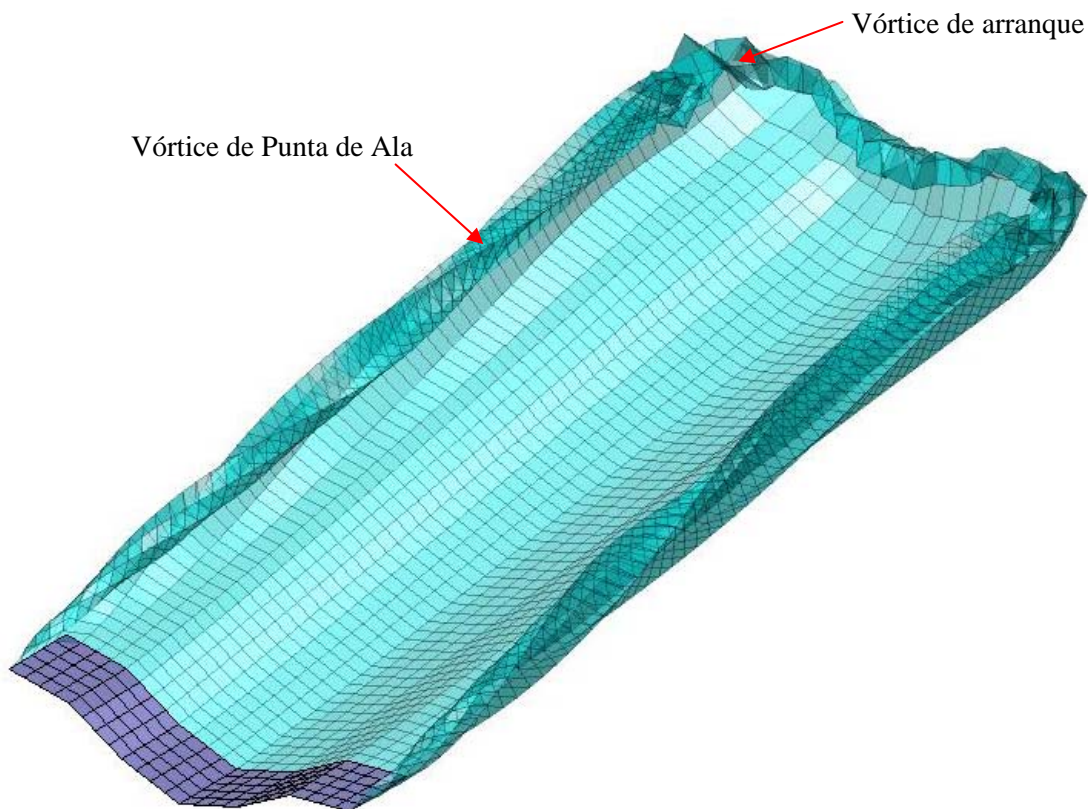


Figura 9: Evolución de la estela para un arranque impulsivo.

6.2 Caso 2

En este caso se analiza una planta alar con un ángulo de flecha de 27° , ángulo de ataque igual a 10° , que se ha discretizada en 24 paneles a lo largo de la envergadura y 5 paneles a lo largo de la cuerda. Su velocidad de traslación es nula y está inmersa en una corriente uniforme de velocidad unitaria. Sus ángulos diedros están sometidos a una variación temporal que alteran la distribución de presiones sobre la superficie. La posición y velocidad de las regiones asociadas a los ángulos diedros se presentan en la Figura 10.

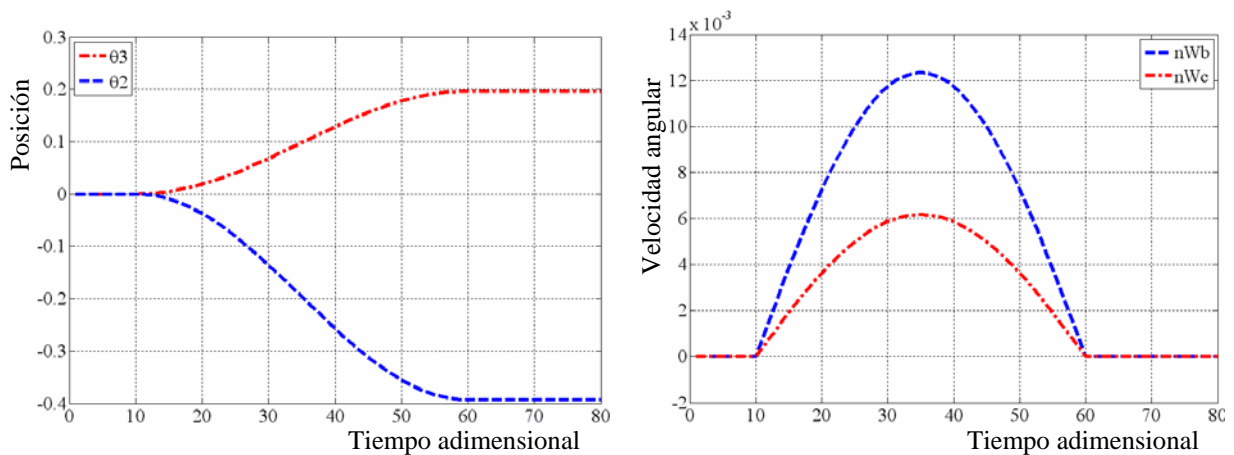


Figura 10: Posición y velocidad angular de los ángulos diedros.

En la Figura 11 se muestra el comportamiento de los coeficientes de sustentación y resistencia en estado transitorio para las condiciones mencionadas anteriormente. Se observa un máximo de sustentación y de resistencia en la etapa donde la planta alar está en movimiento. El valor máximo de C_l es aproximadamente un 18% más elevado que el la magnitud que toma en estado estacionario. Para todos los puntos calculados el valor del coeficiente de resistencia toma un valor que igual al 17.6% del valor del coeficiente de sustentación.

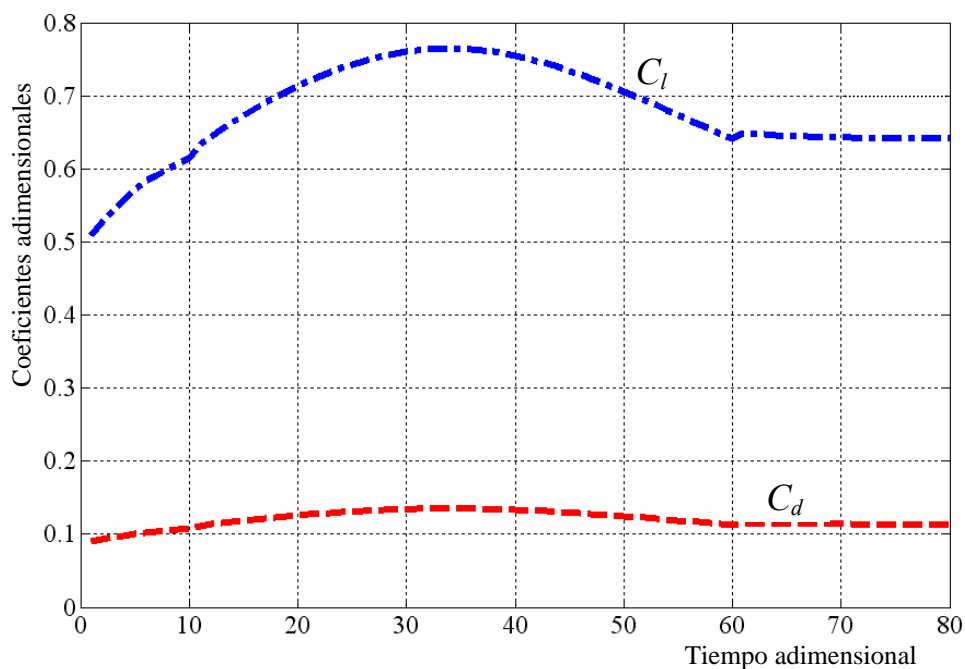


Figura 11: Variación temporal de los coeficientes aerodinámicos C_l y C_d .

En la Figura 12 se presenta la evolución de la estela luego de un arranque impulsivo. Post-procesando los datos provenientes de las simulaciones numéricas se obtuvieron distintas vistas que corresponden al mismo caso 2. En la Figura 12.a se muestra una vista en planta donde se observa la flecha de 27° mientras que en las Figuras 12.b y 12.c se puede apreciar desde una vista en perspectiva y frontal los ángulos de diedro utilizados en uno de los pasos de la simulación.

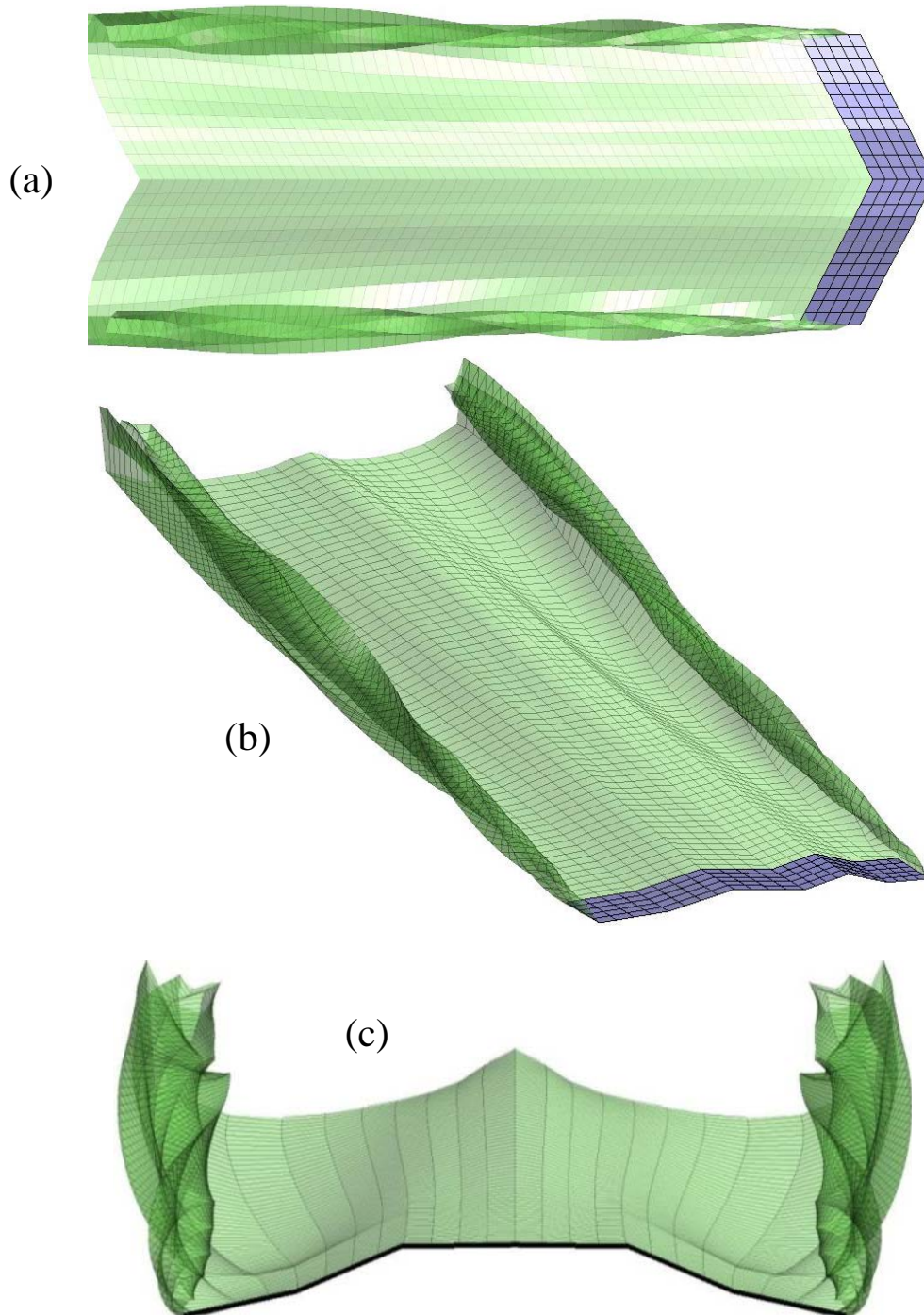


Figura 12: Evolución de la estela en el caso 2; a) vista en planta, b) vista isométrica y c) vista frontal.

6.3 Caso 3

En este caso se analiza el semiala derecha del caso 1 para tres estados diferentes del ala.

En el estado I el ala se encuentra deformada, y su configuración es la siguiente:

$$\theta_1 = 0, \quad \theta_2 = -\pi/4, \quad \theta_3 = \pi/8.$$

En el Estado II el ala permanece plana sin deformarse:

$$\theta_1 = 0, \quad \theta_2 = 0, \quad \theta_3 = 0, \quad \text{para todo instante de tiempo.}$$

En el estado III el ala cambia de forma en el tiempo con la posición y velocidad que se muestra en la Figura 13. Su configuración final es la misma que en el estado I.

La superficie sustentadora se encuentra detenida e inmersa en una corriente uniforme de velocidad unitaria para los 3 estados. El fin es estudiar cómo se comportan los coeficientes aerodinámicos adimensionales en los diferentes estados.

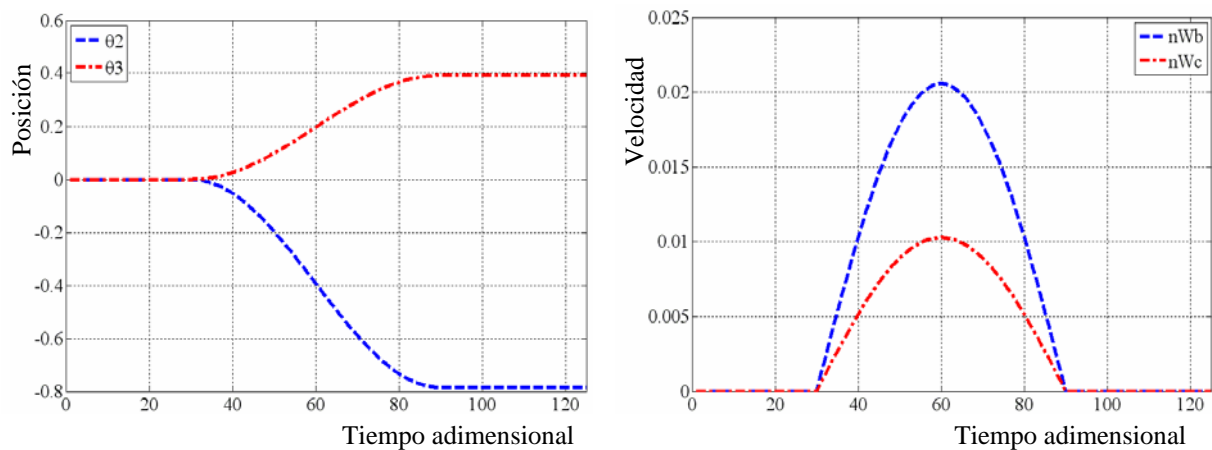


Figura 13: Posición del ángulo diedro.

En las Figuras 14, 15 y 16 se ha graficado la evolución temporal de los tres coeficientes aerodinámicos adimensionales en régimen transitorio y estacionario. El coeficiente de sustentación para los dos estados estáticos (I y II) presenta el mismo comportamiento cualitativo. Para el III se observa que cuando el ala comienza a mutar se obtiene una ganancia en sustentación llegando a un valor máximo (27 % superior al valor estacionario de la placa sin deformar y 66 % mayor al valor estacionario de la placa deformada), luego comienza a decaer llegando al mismo valor que presenta el estado II en régimen permanente. De esto se puede concluir que el movimiento que efectúe el ala en el transcurso del tiempo no afecta al valor de la sustentación en estado estacionario. Comparando el estado II con el I (o III) cuando entran en régimen se ve claramente la pérdida en sustentación (23 %) debido la configuración del ala (ver Figura 14).

Para el coeficiente que representa la carga aerodinámica lateral (C_y) vemos un comportamiento exponencial para el estado I, y para el estado II se mantiene siempre nulo, lo cual es cierto debido que el ala permanece plana y por lo tanto la resultante de la fuerza normal no tiene componente lateral. Para el estado III el C_y se conserva sin magnitud hasta el comienzo del movimiento, luego comienza a crecer suavemente hasta un valor máximo y finalmente decae hasta llegar al mismo valor del estado I. De nuevo se evidencia que el estado de movimiento del ala no influye en el valor de las cargas aerodinámicas que toman en el estado estacionario (ver Figura 15).

El coeficiente de resistencia tiene una conducta similar al coeficiente de sustentación, pero el orden de magnitud es mucho menor (ver Figura 16).

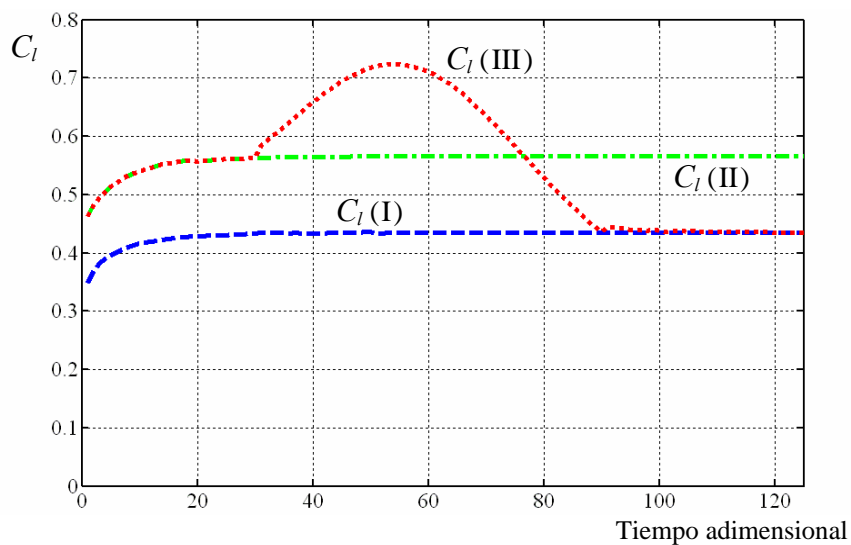


Figura 14: Variación temporal del coeficiente C_l .

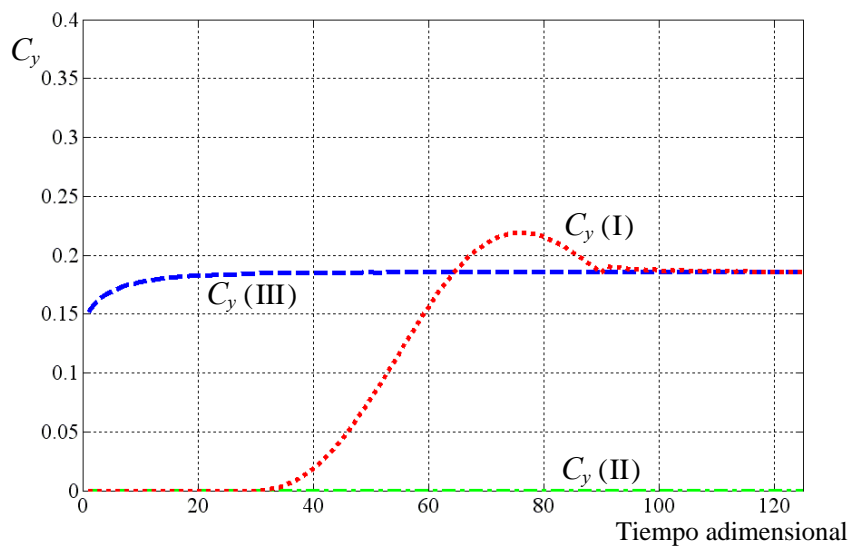


Figura 15: Variación temporal del coeficiente C_y .

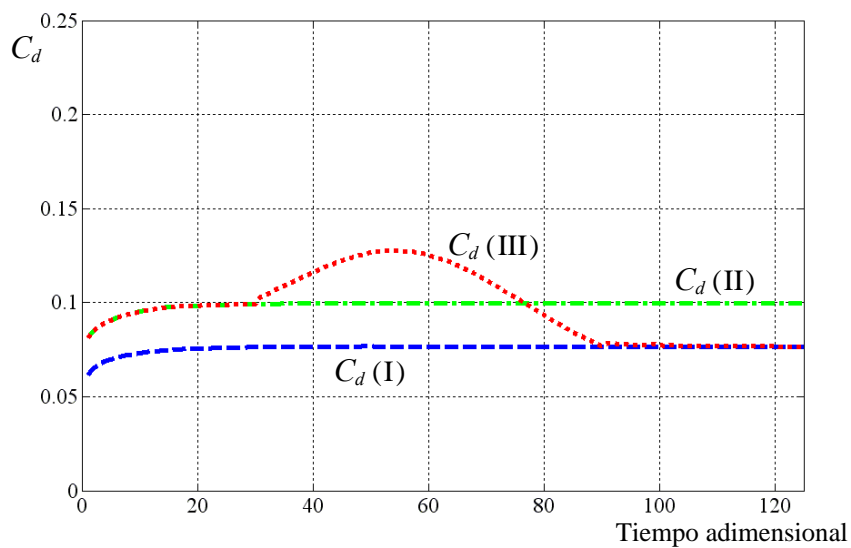


Figura 16: Variación temporal del coeficiente C_d .

En la Figura 17 se puede observar la evolución de la estela para un arranque impulsivo. En la Figura 17a se muestra la estela para un paso intermedio donde se ve la distorsión que causa el movimiento del ala. En la Figura 17b se muestra la estela en estado estacionario y en la Figura 18 la evolución de la sábana adherida en 4 situaciones.

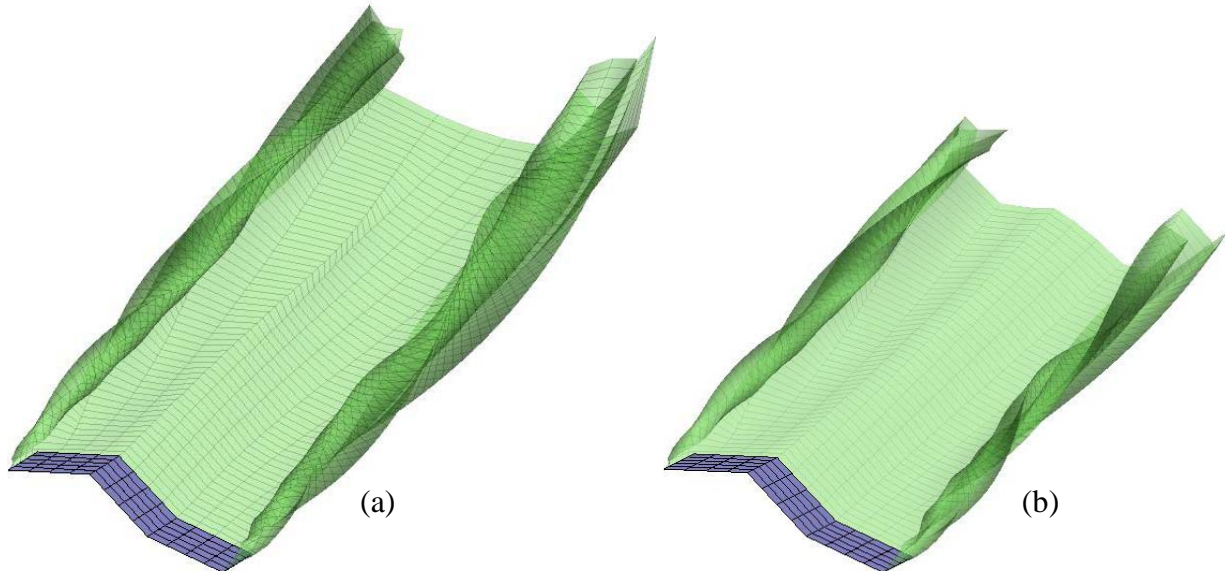


Figura 17: Evolución de la estela para un arranque impulsivo: (a) transitorio; (b) estacionario.

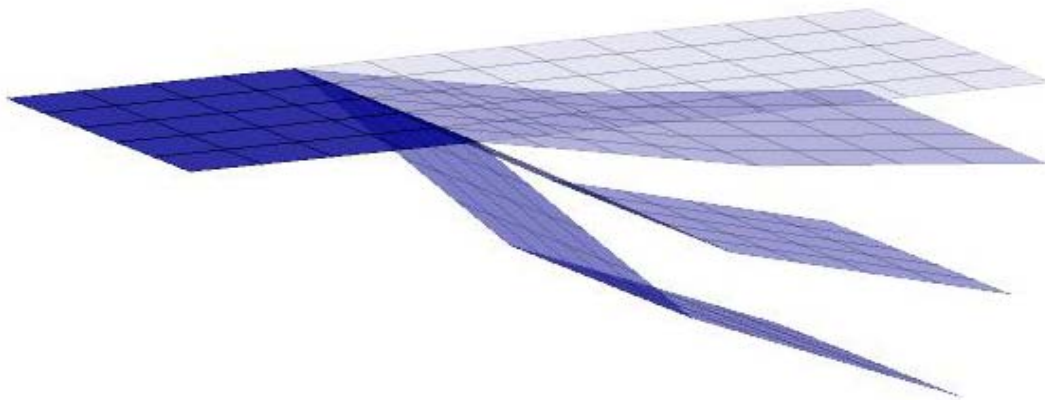


Figura 18: Evolución de la sábana adherida.

7 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este trabajo se presentó una herramienta numérica que está siendo actualmente desarrollada con el objetivo de estudiar los fenómenos aeroelásticos que se presentan en los vehículos aéreos no-tripulados con alas que cambian de forma.

A partir de los datos que caracterizan la geometría de una planta alar, la herramienta desarrollada genera una malla adecuada para el modelo aerodinámico implementado, aplica un modelo cinemático para el ala, y acopla el modelo cinemático y el aerodinámico con el fin de obtener la distribución de presiones sobre la superficie sustentadora y en la parte final post-procesa los datos provenientes de las simulaciones numéricas para visualizarlos.

La utilización del NUVLM permitió predecir las cargas aerodinámicas actuantes como así también las interacciones aerodinámicas entre la estela y las alas del vehículo. Esto se logró implementado un modelo aerodinámico ya validado en un trabajo de [Ceballos et al., \(2008\)](#)

donde se compararon resultados de simulaciones numéricas con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados.

Se ha estudiado como varían los coeficientes adimensionales aerodinámicos en estado transitorio y estacionario para diferentes configuraciones geométricas y también se ha presentado una gráfica para observar de qué manera varía el coeficiente de sustentación con el ángulo de ataque en estado estacionario.

Como trabajo futuro está previsto dotar a la herramienta de: un modelo cinemático de mayor complejidad, un modelo estructural, y un sistema de control para optimizar el rendimiento aerodinámico en diferentes situaciones de vuelo. Estos aspectos en conjunto formaran un modelo aeroservoelástico capaz de estudiar y analizar a los ‘reconfigurables’ (*morphing*), y además suprimir oscilaciones que se presenten en las alas de esos vehículos entre otros fenómenos no deseados.

REFERENCIAS

- Abdulrahim, M. and Lind, R., Control and simulation of a multi-role morphing micro air vehicle, *AIAA Paper 2005-6481*, August 2005.
- Anderson, J.D., *Fundamentals of Aerodynamics*, McGraw-Hill Science/Engineering/Math, January 2001.
- Baruh, H., *Analytical Dynamics*. McGraw Hill, 1999.
- Batchelor, G.K., *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1967.
- Belotserkovski, S.M., Calculating the effects of gusts on an arbitrary thin wing, *Fluid Dynamics*, Vol. 1, No. 1, 1966.
- Bowman, J., Sanders, B. and Weisshaar, T., Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance, *AIAA Paper 2002-1631*, April 2002.
- Ceballos, L., Preidikman, S. y Massa, J., Herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas, *Mecánica Computacional*, 27:3169-3188, 2008.
- Kane T.R., *Dynamics*. Holt, Rinehart and Winston, Inc., 1968
- Landahl, M. and Ashley, H., *Aerodynamics of Wings and Bodies*, Dover Publications, 1985.
- Mook, D.T. and Maddox, S.A., An extension of a vortex-lattice method to include the effects of leading-edge separation, *Journal of Aircraft*, Vol. 11, No. 2, 1974.
- Milne-Thomson, L.M., *Theoretical aerodynamics*, Dover Publications, June, 1973.
- 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
- Preidikman, S. and Mook, D.T., Time-domain simulations of linear and non-linear aeroelastic behavior, *Journal Vibration and control*, 6(8):1135-1176, 2000.
- Preidikman, S. and Mook, D.T., *Modelado de fenómenos aeroelásticos lineales y no-lineales - Parte 1: Los Modelos Aerodinámico y Estructural, Modelización Aplicada a la Ingeniería – Volumen I (1ra Edición)*, UTN (Reg. Bs As), ISBN: 950-42-0057-5; pp. 365-388, 2005a.
- Preidikman, S. y Mook, D.T., *Modelado de fenómenos aeroelásticos lineales y no-lineales - Parte 2: Combinando los Modelos y Ejemplos Numéricos,* Modelización Aplicada a la Ingeniería – Volumen I (1ra Edición), UTN (R. Buenos Aires), ISBN: 950-42-0057-5; pp. 389-410, 2005b.
- Roccia, B., Preidikman, S. y Massa, J., (2007). Desarrollo de un código computacional para simular y analizar la cinemática de alas batientes, *Mecánica Computacional*, 26:3224-3245.