

AERODINÁMICA DE GENERADORES EÓLICOS AEROTRANSPORTADOS QUE OPERAN A GRAN ALTITUD

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

^a *Grupo de Matemática Aplicada, Facultad de Ingeniería, Universidad de Río Cuarto, Campus Universitario, Ruta Nacional 36 Km. 601, (5800) Río Cuarto, Argentina, manuv917@gmail.com*

^b *Departamento de Estructuras, Facultad de C. E. F y N, Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, (5000) Córdoba, Argentina.*

^c *CONICET – Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Godoy Cruz 2290 (C1425FQB) CABA, República Argentina, <http://www.conicet.gov.ar>*

Palabras Clave: Energía eólica, Generadores no convencionales, Aerodinámica, UVLM.

Resumen. Recientemente, un nuevo paradigma asociado a la generación de energía a partir del aire en movimiento ha surgido como alternativa a la generación clásica de energía por medio de turbinas eólicas. Esta nueva tecnología, denominada *Airborne Wind Energy (AWE)*, consiste de dispositivos de generación aerotransportados conectados a una estación terrestre que “cosechan” energía eólica a grandes alturas. Su evolución se ha visto impulsada por su prominente capacidad de producir energía a bajo costo, a una altura donde las corrientes de aire son más fuertes y estables. Si bien diversas instituciones públicas y privadas alrededor del mundo han presentado sus propios diseños fundados en conceptos AWE, esta tecnología se encuentra aún en su estadio inicial; hecho que justifica el desarrollo de herramientas numéricas eficientes que permitan establecer las bases para el diseño de la próxima generación de AWEs. En este trabajo se presenta el desarrollo de una herramienta de simulación numérica para estudiar la aerodinámica no estacionaria y no lineal de un concepto de AWE basado en una plataforma voladora tipo “barrilete” (*kiteplane*). La configuración del AWE estudiado posee su estación de generación en tierra con un mecanismo de generación de energía que consiste de ciclos de “bombeo” (tracción y retracción). Durante la fase de tracción, el barrilete vuela siguiendo trayectorias con forma de “8” en el espacio, maximizando la tracción sobre el cable y, por lo tanto, produciendo energía a medida que el mismo se desenrolla de la máquina eléctrica. Un punto crucial en el diseño de un AWE eficiente está asociado al cálculo de la fuerza de tracción que se produce en el cable que lo vincula con la estación terrestre, la cual depende directamente de la aerodinámica del barrilete. Con el fin de estudiar la aerodinámica de AWEs y cuantificar la fuerza que estos ejercen sobre el cable de sujeción se adoptó un modelo aerodinámico basado en una versión modificada de la versión 3D del “*unsteady vortex-lattice method*”, una generalización del conocido “*vortex-lattice method*”, ampliamente utilizado en flujos incompresibles y estacionarios. Adicionalmente, en este artículo se estudia como las cargas aerodinámicas se ven influenciadas por: i) el ángulo de ataque; ii) la posición de los empenajes horizontal y verticales; y iii) la relación de aspecto, y los ángulos de diedro y de flecha de las alas. Esta línea de investigación está orientada a desarrollar herramientas de simulación para estudiar la dinámica y la aerodinámica de sistemas AWE, y desarrollar sistemas dinámicos finitos para estudiar la aero-servo-elasticidad de dispositivos de generación de energía no convencionales como alternativa a las grandes turbinas eólicas de eje horizontal y/o vertical.

1 INTRODUCCIÓN

Desde comienzos de los años 80, han cobrado un interés creciente el desarrollo de los dominados Sistemas Aéreos de Energía Eólica, o *Airborne Wind Energy Systems* (AWESs), los cuales han sido concebidos para extraer energía a partir del aire en movimiento a altitudes significativamente grandes (200 m a 10 km de altura) como una alternativa a las turbinas eólicas de eje horizontal (HAWT). Estos sistemas consisten en la utilización de dispositivos autosustentados que están conectados a tierra por medio de cables. La cosecha de energía por medio de configuraciones aeromecánicas de éste tipo promete una disminución sustancial en los costos de manufactura e instalación comparados con los aerogeneradores convencionales. Adicionalmente, éstos sistemas permiten: *i*) un despliegue y montaje rápidos, *ii*) un aprovechamiento de las corrientes de aire a mayor altura, donde son más constantes y tienen mayor velocidad comparados con los perfiles de viento próximos a la superficie terrestre, y *iii*) un mayor rango de utilización en emplazamientos que actualmente no son viables. Sin embargo, existen, aún, grandes desafíos técnicos asociados a estos sistemas de generación de energía, tales como: *i*) la optimización de la geometría de los dispositivos aéreos, *ii*) disminuir el peso y el costo, *iii*) automatizar el despegue, aterrizaje y control de vuelo en todas las condiciones, y *iv*) aumentar la resistencia de los amarres para que soporten muchos ciclos de carga (Diehl, 2013).

Durante la década de los noventa, la investigación sobre AWESs fue prácticamente abandonada. Pero en la última década, este sector se ha visto impulsado debido a la gran demanda de energía, en especial por aquella generada a partir de fuentes renovables como la eólica. Este hecho se ve reflejado por el gran número de prototipos y patentes registradas por empresas, radicadas principalmente en Europa y Estados Unidos. Desde un punto de vista científico, diferentes grupos de investigación trabajan actualmente en diferentes aspectos asociados a esta tecnología incluyendo el control, la electrónica y el diseño mecánico (Cherubini *et al.*, 2015).

Los AWESs pueden ser clasificados en 3 grupos (Diehl, 2013): *i*) AWESs con generación a bordo, donde la generación de la energía eléctrica se realiza a bordo de la aeronave y luego es transferida a tierra por medio de los cables de sujeción; *ii*) AWESs con generación en tierra, donde la aeronave está conectada a un generador-motor situado en tierra por medio de un cable; y *iii*) AWESs para la propulsión de vehículos, donde el dispositivo auto-sustentado ejerce una fuerza de tracción sobre algún vehículo por medio del cable de sujeción (actualmente se conocen aplicaciones en vehículos marinos cargueros, en los que se logra una disminución en el consumo de combustible).

Los AWESs con generación a bordo se han desarrollado utilizando dispositivos con una estructura rígida, semejante a un avión; por otro lado aquellos utilizados en generación en tierra y propulsión de vehículos poseen configuraciones tales como (Cherubini *et al.*, 2015): *i*) *kite* con borde de ataque inflable (*Leading Edge Inflatable*, LEI) sujetos en el borde de ataque (*Supported Leading Edge*, SLE), ver Fig. 1.a; *ii*) LEI C-*kite*, sujetos desde las punteras (Fig. 1.b); *iii*) *foil kite*, o *kite* de una o dos laminas (Fig. 1.c); *iv*) estructura rígida en forma de aeroplano (Fig. 1.d); *v*) estructura rígida en forma de ala volante (Fig. 1.e); y *vi*) estructura semirrígida (Fig. 1.f).

El presente trabajo se enfoca en el estudio de AWESs con generación en tierra con una configuración de borde de ataque inflable en forma de aeroplano con 2 fuselajes también inflables, estudiado por Breukels (2011).

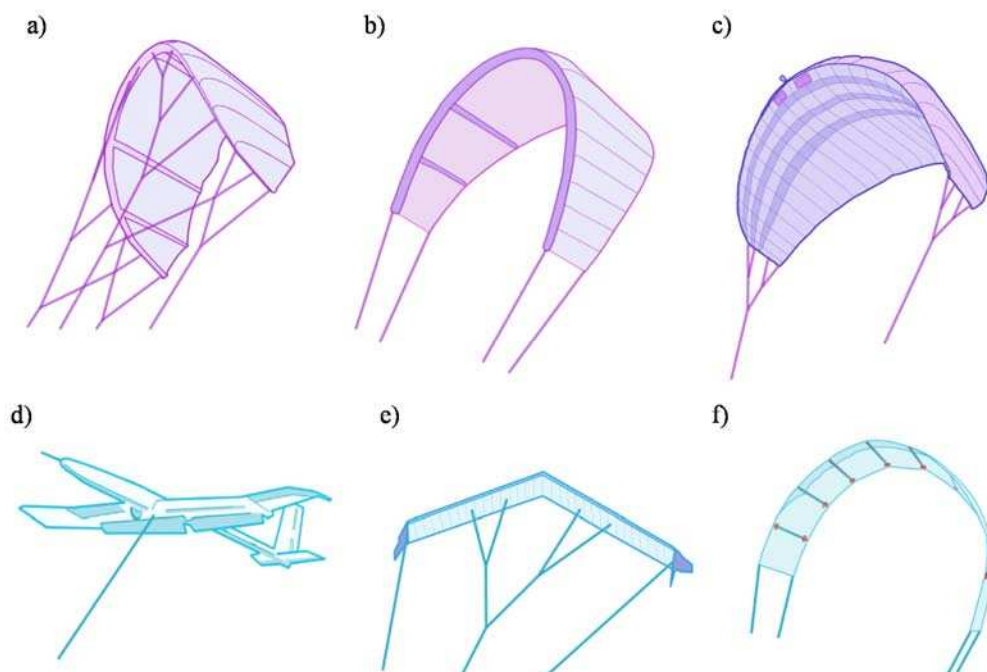


Fig. 1: Configuraciones desarrolladas de *pumping-kites*, a) Kite con borde de ataque inflable (*Leading Edge Inflatable*, LEI), sujetos en el borde de ataque (*Supported Leading Edge*, SLE); b) LEI C-kite, sujetos desde las punteras; c) *foil kite* (kite de una o dos laminas); d) estructura rígida en forma de aeroplano; e) estructura rígida en forma de ala volante; y f) estructura semirrígida, adaptado de Cherubini *et al.* (2015).

Los *pumping-kites* son controlados para volar en trayectorias cerradas con viento cruzado (*crosswind*) presentando una relación sustentación/arrastre superior a aquellas configuraciones que no utilizan el *crosswind* (Miles Loyd, 1985). Se han propuesto diferentes trayectorias tales como circunferencias, elipses y con forma de “ocho” horizontal, la cual se calcula en base a la curva lemniscata de Bernoulli, siendo esta última la de mayor utilización. En la Fig. 2.a se muestra una representación esquemática de un *pumping-kite* y su trayectoria en forma de lemniscata.

Para un correcto funcionamiento del *pumping-kite* es necesario determinar las regiones de la denominada “ventana de viento”, sobre la cual se pueden reconocer tres: i) la zona de poder, donde se realiza la fase de tracción con el objetivo de generar energía; ii) la zona de retracción, donde se realiza la maniobra de retracción con el objetivo de reubicar el *pumping-kite* para comenzar una nueva fase de tracción; y iii) la zona de falla, donde el *pumping-kite* entraría en pérdida; estas se muestran en la Fig. 2.b. Para controlar el *pumping-kite* se utilizan 2 métodos: el primero consta de sujetar el *pumping-kite* con una sola correa de sujeción y realizar el control del mismo mediante superficies de control (*pumping-kite* de estructura rígida). Por otro lado, el segundo método utiliza correas de sujeción principales, líneas de control y una unidad de control principal (KCU). Este último tracciona las líneas de control ocasionando que el *pumping-kite* se flexione y torcione, lo cual induce cargas aerodinámicas que dirigen el *pumping-kite* en la dirección deseada. La optimización de la fase de tracción y retracción es vital ya que la primera de ellas genera energía eléctrica y la otra la consume, el cociente entre ambas se denomina Tasa de Retorno Energético (EROEI). Una tasa de retorno alta implica directamente un mayor rendimiento del sistema de generación.

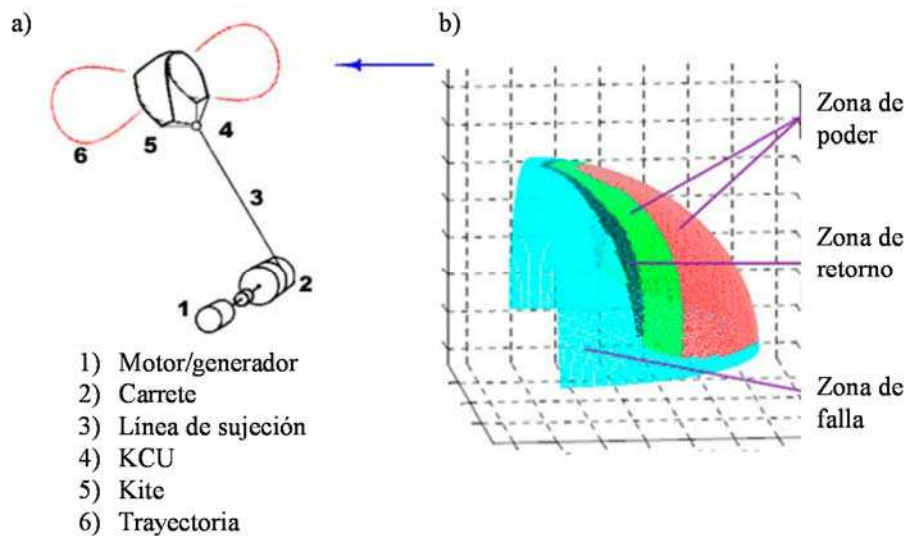


Fig. 2: (a) Representación esquemática de un *pumping-kite*, adaptada de Argatov y Silvennoinen (2010); (b) Representación de la ventana de viento, adaptada de Zhang (2013)

Para calcular las cargas aerodinámicas sobre estructuras del tipo *pumping-kite* se utilizan generalmente aproximaciones cuasi estáticas tales como: el modelo de cargas estático de cargas aerodinámicas (Groot, 2011; Bosch *et al.*, 2012; Bosch *et al.*, 2013), y el método de red de vórtices estacionario (Cherubini, 2011; Williams *et al.*, 2008). Las fuerzas calculadas se utilizan para perfeccionar los sistemas de control de trayectoria y para analizar las deformaciones de la estructura del *pumping-kite*. Sin embargo, éstos métodos son estacionarios y por lo tanto no son aptos (salvo como primera aproximación) para estudiar la aerodinámica altamente no estacionaria y no lineal que caracteriza este tipo de sistemas aeromecánicos.

2 DESCRIPCIÓN DEL MODELO

El modelo geométrico utilizado en este trabajo está basado en el *kiteplane* diseñado por Breukels (2011), Fig. 3.a. El mismo está compuesto por: dos fuselajes; 3 semiplanos (uno central y dos laterales); dos empenajes verticales y un empenaje horizontal.

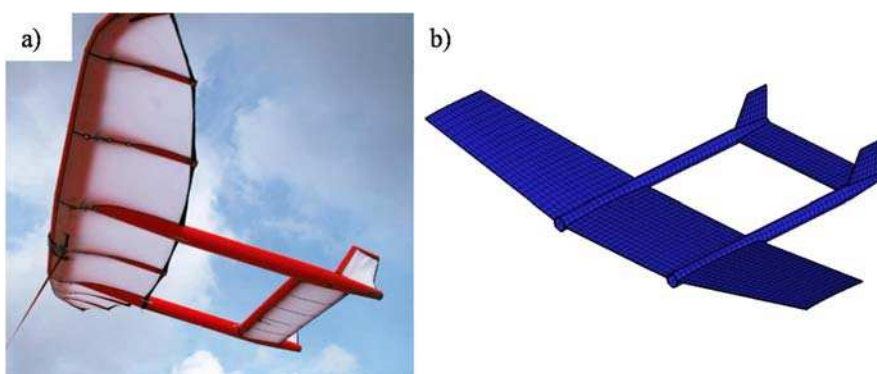
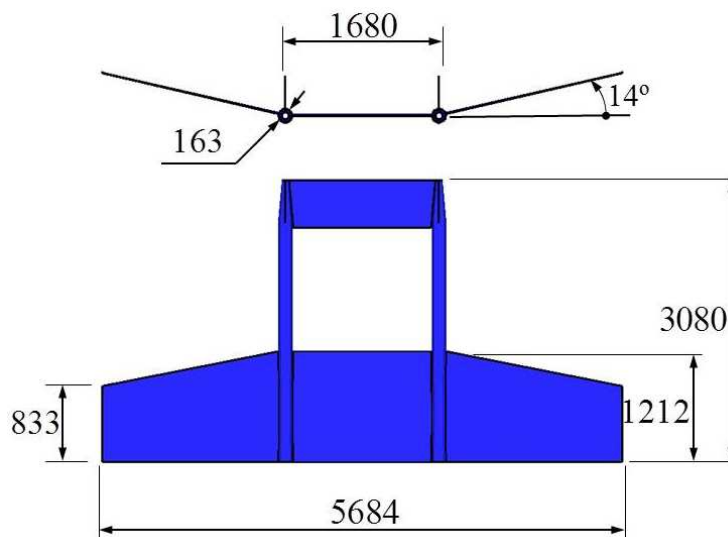


Fig. 3: (a) *Kiteplane* diseñado por Breukels (2011); (b) modelo geométrico del *kiteplane*

En el presente trabajo se desarrolló un código de computadora que permite generar, a partir de un reducido conjunto de parámetros, la configuración completa del *kiteplane*. Los parámetros que definen al modelo se listan en la Tabla 1 y se esquematizan en la Fig. 4.

Característica	Valor
Envergadura	5684 mm
Cuerda de raíz	1212 mm
Cuerda de puntera	833 mm
Largo del fuselaje	3080 mm
Distancia entre fuselajes	1680 mm
Diámetro de los fuselajes	163 mm
Ángulo diedro	14°
Ángulo de flecha	0°
Ángulo de torsión geométrica en la puntera	0°
Perfil alar	NACA 2412

Tabla 1: Principales características del modelo geométrico del *kiteplane*.Fig. 4: Representación de las principales características del modelo geométrico del *kiteplane*.

Para facilitar la construcción del modelo, en este trabajo el ángulo de flecha no se define como el ángulo entre la línea del 25% de la cuerda y el eje transversal del avión; sino que en su lugar se utiliza el borde de ataque. En la Fig. 5 se presenta una configuración de *kiteplane* con ángulo de flecha igual a cero y distinto de cero, respectivamente.

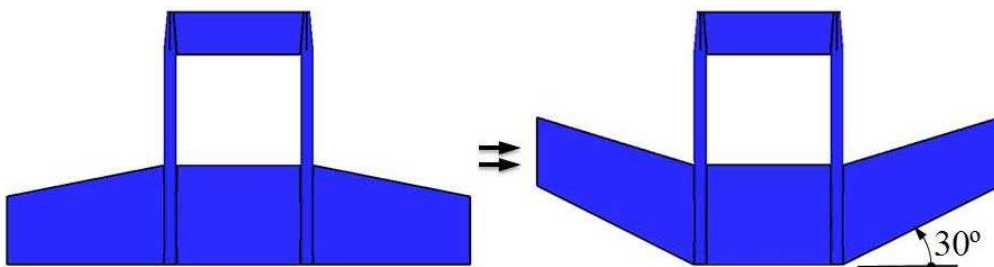


Fig. 5: Visualización del ángulo de flecha en el modelo geométrico generado

El modelo aerodinámico basado en el UVLM requiere que la geometría del vehículo sea tratada de una manera particular con el objetivo de generar los siguientes datos: i)

coordenadas espaciales de los nudos aerodinámicos (numerados adecuadamente); *ii*) conectividades que definen los paneles (cuadriláteros) que conforman la red de vórtices adherida; *iii*) identificación de los paneles que contienen los nudos que serán convectados para formar las estelas.

Este requerimiento adicional por parte del UVLM implicó el desarrollo de un preprocesador geométrico especialmente adaptado para generar automáticamente el mallado aerodinámico de diferentes clases de *kiteplane*.

3 EL MODELO AERODINÁMICO

El método de red de vórtices no lineal e inestacionario 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 *kiteplane* y el aire, se generan gradientes de velocidad que dan origen a vorticidad concentrada en una delgada región adherida a la superficie del *kiteplane* (capa límite). Esta sábana vorticiosa se separa desde el borde de fuga y la puntera de los semiplanos del *kiteplane* 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 vorticiosas 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 al *kiteplane* afecta al flujo alrededor del mismo y por lo tanto a las cargas actuantes sobre él.

Debido a que la vorticidad presente en las estelas en un instante dado fue generada y convectada desde el *kiteplane* 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 vorticiosas, libre y adherida, están unidas en los bordes filosos del *kiteplane*, donde se impone la condición de Kutta para flujos inestacionarios. Para más detalles sobre el método de red de vórtices no lineal y no estacionario el lector puede consultar los trabajos de Konstadinopoulos *et al.* (1981), Preidikman (1998), Roccia (2013), y Roccia *et al.* (2013).

3.1 Discretización de las sábanas vorticiosas

En el método de red de vórtices inestacionario se reemplazan las sábanas adheridas continuas sobre él por una red de paneles cuadriláteros formados por segmentos vorticiosos rectilíneos, ω_i , conectados entre sí en los llamados *nodos aerodinámicos*. El modelo se completa mediante una discretización similar de las estelas; CP_j es el punto de control del panel j ubicado en el centro de área, y \hat{n}_j es el vector unitario normal a la superficie en el punto de control j (ver Fig. 6).

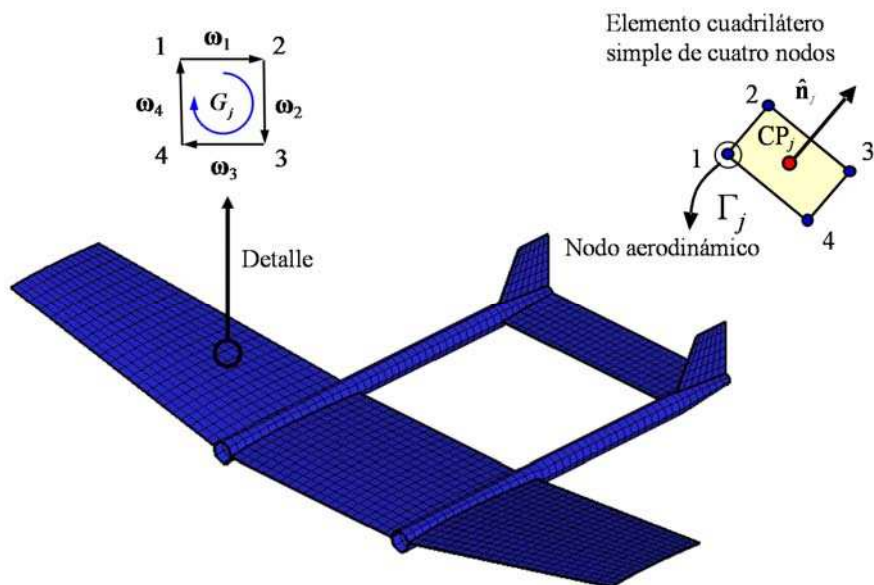


Fig. 6: Discretización de la sabana vorticiosa adherida al kiteplane.

La ecuación que gobierna la evolución de las sábanas vorticosas está mal condicionada y sufre una inestabilidad del tipo de Kelvin-Helmholtz (Majda y Bertozzi, 2002). Estudios anteriores (Caffisch y Orellana, 1989; Krasny, 1986; Moore, 1975; Shelley, 1992) han determinado que: *i*) la solución de esta ecuación puede desarrollar singularidades en tiempo finito; aún en el caso en que las condiciones iniciales sean suaves, y *ii*) el intento de computar numéricamente esa solución mediante el uso de una aproximación basada en segmentos vorticosos amplifica los errores de discretización de forma tal que eventualmente la hacen “explotar”.

La velocidad en un punto P que ocupa una posición espacial \mathbf{x} , asociada a un segmento vorticoso, rectilíneo, de longitud finita, y con circulación espacial constante, Γ , (Fig. 7.a) está dada por la ley de Biot-Savart, esto es,

$$\mathbf{V}(\mathbf{x}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \times \mathbf{x}_1}{\|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \times \mathbf{x}_1\|_2^2} [\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \cdot (\hat{\mathbf{e}}_1 - \hat{\mathbf{e}}_2)], \quad (1)$$

donde $\boldsymbol{\omega}$ es el vector vorticidad, \mathbf{x}_1 y \mathbf{x}_2 son las distancias al punto P del extremo inicial (1) y del extremo final (2) del segmento vorticoso, y $\hat{\mathbf{e}}_1$ y $\hat{\mathbf{e}}_2$ son vectores unitarios asociados a los vectores \mathbf{x}_1 y \mathbf{x}_2 , respectivamente.

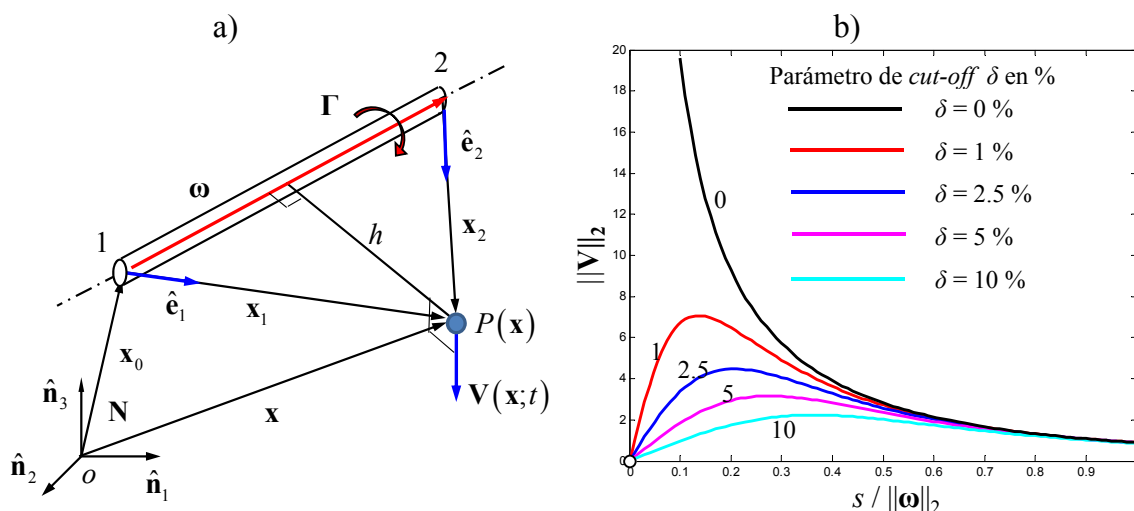


Fig. 7: Velocidad de un punto dado por la Ley de Biot-Savart; (a) Esquema indicando las variables involucradas; (b) Gráfico de la velocidad asociada a un segmento vorticoso a medida que nos alejamos de él, calculada con el método de suavización implementado en este trabajo (van Garrel, 2003).

Cuando el punto P pertenece al segmento vorticoso, la Ec. (1) presenta una singularidad. Esta característica es no deseable desde el punto de vista numérico. El modo más común de sortear este problema consiste en reemplazar el núcleo singular de Cauchy $\mathbf{K}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)$ en la versión continua de la ley de Biot-Savart, por un núcleo “suavizado”. Alternativas para suavizar el núcleo de Cauchy incluyen: “vortex-blob regularization”, “vortex-patch regularization”, “viscous regularization”, entre otras (Majda y Bertozzi, 2002). En este trabajo se sigue una técnica de regularización *ad hoc* de la integral de Biot-Savart, originalmente introducida por Chorin (Anderson and Greengard, 1991). En esta técnica, el núcleo singular, $\mathbf{K}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0)$, es reemplazado por un núcleo suavizado, $\mathbf{K}_\delta(\mathbf{x} - \mathbf{x}_0; \delta)$, de manera tal que cuando el parámetro δ (comúnmente conocido como radio de “cut-off”) tiende a cero se recupera la solución correspondiente a un flujo no viscoso gobernado por las ecuaciones de Euler. Con esta regularización, la expresión para el campo de velocidades asociado a un segmento vorticoso rectilíneo toma la siguiente forma:

$$\mathbf{V}(\mathbf{x}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \times \mathbf{x}_1}{\|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \times \mathbf{x}_1\|_2^2 + (\delta \|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t)\|)^2} [\boldsymbol{\omega}(\mathbf{x}, t) \cdot (\hat{\mathbf{e}}_1 - \hat{\mathbf{e}}_2)]. \quad (2)$$

El valor “conveniente” del radio de *cut-off*, desconocido a priori, se determina comparando resultados de simulaciones realizadas mediante el uso de la Ec. (2) con soluciones conocidas para el mismo caso que fueron obtenidas usando otras técnicas. En este problema se incluyó la posibilidad de dividir el *kiteplane* en diferentes cuerpos y un determinado número de estelas y poder designar diferentes *cut-off* entre estos.

3.2 Condiciones de borde

Para completar la descripción del problema es necesario adicionar a la ecuación gobernante un conjunto de condiciones de contorno (Konstadinopoulos *et al.*, 1981). La posición de la superficie del sólido es conocida, como una función del tiempo, y la componente normal de la velocidad del fluido es prescrita en la frontera. En general el sistema bajo estudio puede contener numerosos cuerpos con movimiento relativo entre sí. La superficie total de la frontera del sólido es denotada por S .

Las principales condiciones de borde son:

i) *Regularidad en el infinito*: esta condición de contorno requiere que las perturbaciones producidas en el fluido, por la presencia y el movimiento del sólido inmerso, decaigan conforme nos alejamos del mismo, matemáticamente se expresa como,

$$\lim_{x \rightarrow \infty} \|\mathbf{V}_B(\mathbf{x}, t) + \mathbf{V}_W(\mathbf{x}, t)\| \rightarrow 0, \quad (3)$$

donde $\mathbf{V}_B(\mathbf{x}, t)$ es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al *kiteplane*, $\mathbf{V}_W(\mathbf{x}, t)$ es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre (estela) que se desprende del borde de fuga y de la puntera del ala.

ii) *Condición de no penetración*: La condición de no penetración es aplicada sobre toda la frontera del sólido inmerso en el fluido, esto es, sobre la superficie del barrilete. Su posición, velocidad, y aceleración son conocidas en todo instante. Esta condición de borde, también llamada de impenetrabilidad, requiere que la componente normal de la velocidad relativa a la superficie del cuerpo de todas las partículas del fluido adyacentes a la superficie del sólido sea igual cero, lo cual se expresa como,

$$(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_B + \mathbf{V}_W - \mathbf{V}_p) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0, \quad (4)$$

donde \mathbf{V}_∞ es la velocidad de la corriente libre, \mathbf{V}_p es la velocidad del sólido, y $\hat{\mathbf{n}}$ es un vector unitario normal a la superficie del cuerpo.

La especificación de la condición de no penetración en cada punto de control del cuerpo S resulta en un sistema de ecuaciones algebraicas lineales (en general a coeficientes variables) en término de las circulaciones G_j de cada anillo vorticioso y de los coeficientes de influencia aerodinámica $a_{ij}(t)$ (Katz y Plotkin, 2001; Preidikman, 1998),

$$\sum_{j=1}^{NP} a_{ij} G_j + (\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_W - \mathbf{V}_p) \cdot \hat{\mathbf{n}}_i = 0 \quad \text{para } i = 1, 2, 3, \dots, NP. \quad (5)$$

Donde NP es el número de paneles aerodinámicos. El sistema de Ec. (5) es resuelto para $G_j(t)$; la velocidad asociada a la estela, la velocidad de corriente libre, y el movimiento de la superficie del sólido son conocidos.

Una vez calculadas las circulaciones $G_j(t)$ los nodos que definen los segmentos de vorticidad en las estelas se convectan a la velocidad local del fluido. Sus nuevas posiciones se determinan mediante,

$$\mathbf{x}_{nodo}(t + \Delta t) \approx \mathbf{x}_{nodo}(t) + \mathbf{V}_{nodo}(t) \Delta t, \quad (6)$$

donde $\mathbf{x}_{nodo}(t)$ es la posición del nodo en el tiempo t , $\mathbf{V}_{nodo}(t)$ es la velocidad del nodo en el tiempo t , y Δt es el incremento de tiempo (Konstandinopoulos *et al.*, 1981; Preidikman, 1998).

3.3 Cargas aerodinámicas

Para calcular las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora del *kiteplane* se

siguen los siguientes pasos en orden:

i) Se computa el salto de presión en el punto de control de cada elemento por medio de la ecuación no estacionaria de Bernoulli,

ii) Se obtiene la fuerza en cada elemento j multiplicando el salto de presión por el área de cada panel y esa fuerza se multiplica por el vector unitario $\hat{\mathbf{n}}_j$,

iii) Se computa la fuerza y momento resultante sobre el ala sumando todas las fuerzas y momentos actuantes sobre los paneles aerodinámicos. Para flujos inestacionarios, la ecuación de Bernoulli toma la siguiente forma,

$$H(t) = \frac{\partial}{\partial t} \psi(\mathbf{x}, t) + \frac{1}{2} \nabla \psi(\mathbf{x}, t) \cdot \nabla \psi(\mathbf{x}, t) + \frac{p(\mathbf{x}, t)}{\rho}, \quad (7)$$

donde $\psi(\mathbf{x}, t)$ es la función potencial de velocidad, $\mathbf{V}(\mathbf{x}, t) = \nabla \Phi(\mathbf{x}, t)$, $p(\mathbf{x}, t)$ es la presión, ρ es la densidad constante del fluido y $H(t)$ es la energía total.

4 RESULTADOS NUMÉRICOS

En esta sección se presentan los resultados obtenidos con el código desarrollado, denominado UVLM-Kite. Los resultados se ordenan y exponen en cuatro subsecciones. En la primera de ellos se presentan todas las capacidades de la herramienta, en la segunda se describe el proceso de validación a la que fue sometida la herramienta desarrollada y en la tercera, se presenta de qué manera se calibra la herramienta numérica para realizar los estudios paramétricos que se exponen en la subsección 4 y 5.

4.1 Implementación

El mallador desarrollado utiliza una serie de diferentes parámetros constructivos asociados al *kiteplane* y adicionalmente, permite definir el tamaño o densidad de la malla. La densidad de la malla se controla mediante el número de paneles a lo largo de la cuerda de los semiplanos y el número de paneles en la circunferencia de los fuselajes. La discretización sobre los empenajes se genera automáticamente a partir de los datos previos con el objetivo de homogeneizar el mallado sobre los diferentes cuerpos que componen la aeronave y, al mismo tiempo, obtener una relación de aspecto lo más cercana a uno en cada panel o elemento cuadrilátero.

A modo de ejemplo, en la Fig. 8 se muestran *kiteplanes* con diferentes tipos de empenajes generados automáticamente con la herramienta computacional desarrollada. En la Fig. 8.a se muestra una configuración con el empenaje horizontal alineado con los fuselajes y los empenajes verticales orientados hacia arriba. En la Fig. 8.b se muestra una configuración similar a la anterior, pero con los empenajes verticales orientados hacia abajo. En la Fig. 8.c se presenta un caso con el empenaje elevado por encima de los fuselajes y en la Fig. 8.d un caso con el empenaje ubicado por debajo de los fuselajes.

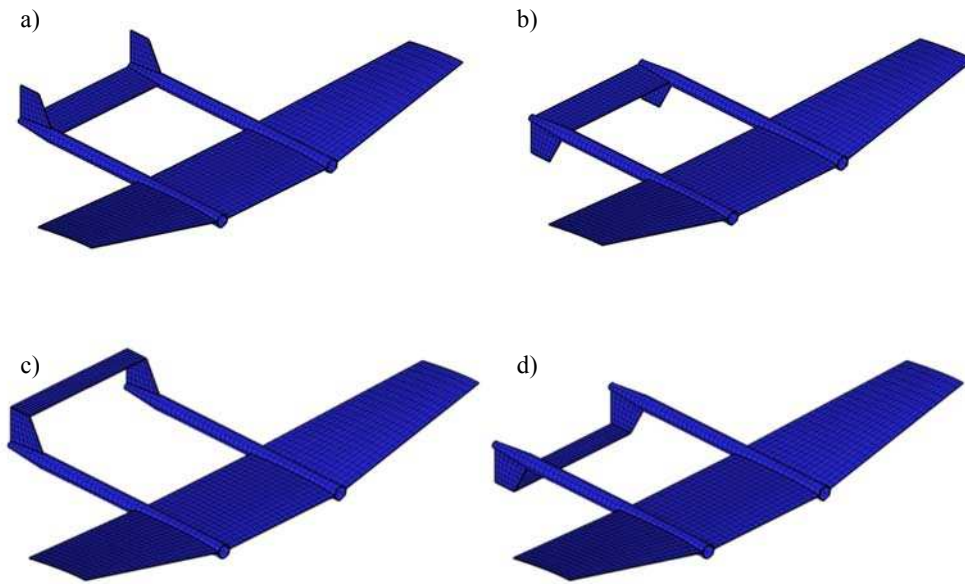


Fig. 8: Configuraciones con diferentes tipos de empenajes, creadas automáticamente con el mallador

Por otro lado, el programa UVLM-Kite tiene la capacidad de calcular y permitir visualizar la evolución espacio-temporal de la estela así como las cargas aerodinámicas en función del tiempo. En la Fig. 9 se muestra la evolución temporal de la estela de un *kiteplane* con desprendimiento de vorticidad de las punteras y en la Fig. 10 la evolución de la estela del mismo *kiteplane* sin desprendimiento de vorticidad de las punteras.

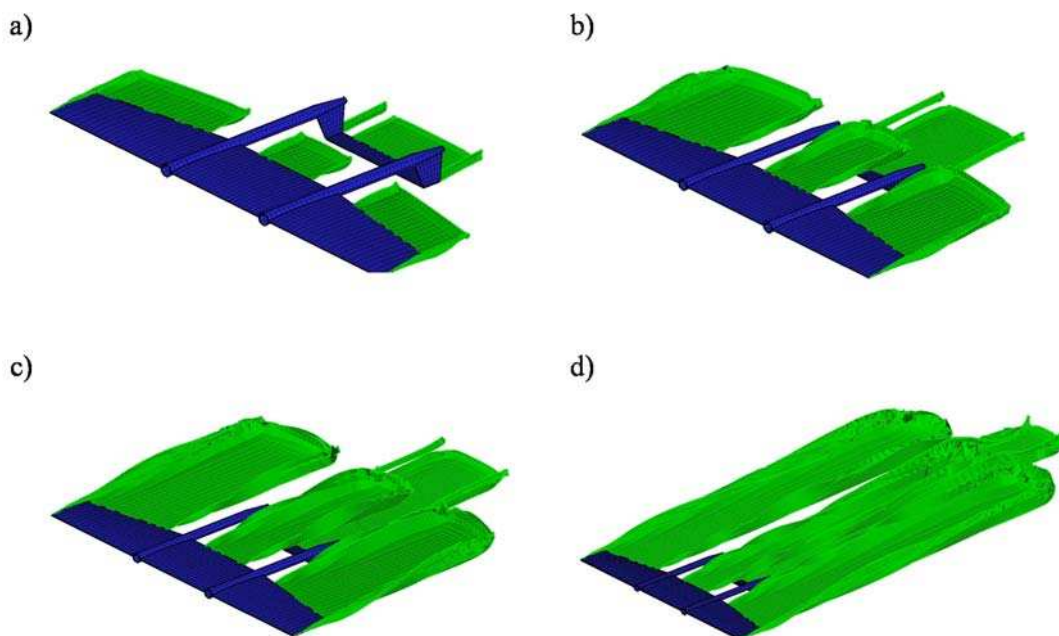


Fig. 9: Evolución espacio-temporal de la estela de un *kiteplane* con desprendimiento de vorticidad de las punteras, donde se ha integrado: a) 10 pasos, b) 30 pasos, c) 60 pasos y d) 160 pasos

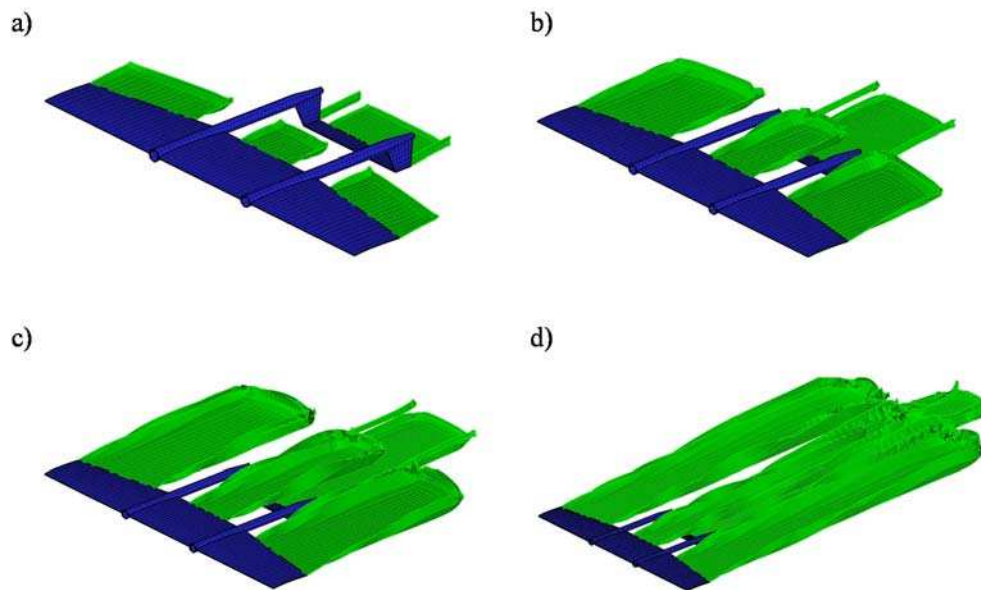


Fig. 10: Evolución espacio-temporal de la estela de una *kiteplane* sin desprendimiento de vorticidad de las punteras, donde se ha integrado: a) 10 pasos, b) 30 pasos, c) 60 pasos y d) 160 pasos

4.2 Validación: Placa plana

Para validar el UVLM-Kite se analizaron las cargas aerodinámicas producidas sobre una placa plana con un valor de alargamiento igual a uno. En la Fig. 11 se resume el resultado de la prueba de validación realizada. Los valores obtenidos en el presente trabajo se contrastaron con los resultados de programas de cuatro autores diferentes (Ceballos *et al.*, 2007). El resultado de la prueba se considera altamente satisfactorio obteniéndose una diferencia relativa máxima del 4.34%.

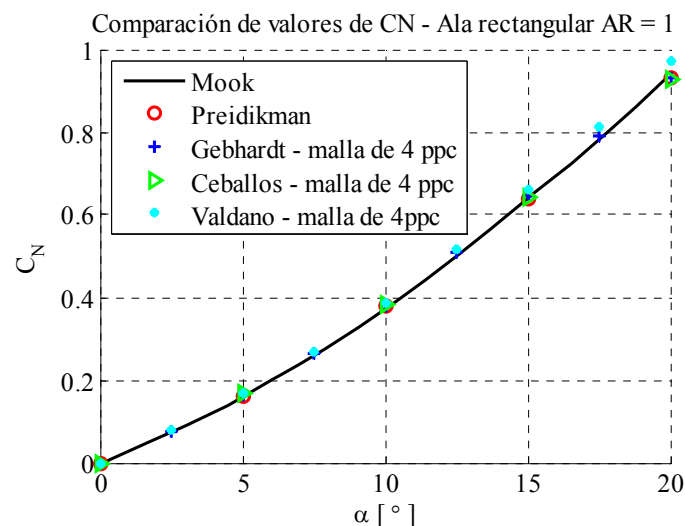


Fig. 11: Validación del algoritmo del UVLM, adaptado de Ceballos et al. (2007)

4.3 Calibración de la herramienta numérica

Para calibrar la herramienta se simuló configuraciones de *kiteplane* con mallas de

diferentes densidades. El criterio de convergencia utilizado para seleccionar el tamaño de malla adecuado consiste en computar el C_L . A medida que la discretización es refinada el C_L exhibe una disminución en su magnitud. Cuando la diferencia porcentual entre una malla dada y la anterior analizada es menor a una tolerancia fijada (en este trabajo se seleccionó un valor de 2%) el proceso de refinamiento termina y se utiliza la malla más burda que cumple con el criterio de convergencia.

El C_L computado se calcula mediante la siguiente ecuación:

$$C_L = \frac{F}{\frac{1}{2} \rho_c V_c^2 A}, \quad (8)$$

donde F , es la fuerza vertical aplicada sobre el *kiteplane*, ρ_c , es la densidad característica ($\rho_c = 1.2254 \text{ kg/m}^3$), V_c , es la velocidad característica de la corriente libre y A es igual a la suma de las áreas de los 3 semiplanos del *kiteplane*.

En la Fig. 12 se muestran las curvas C_L versus la cantidad de cuerdas, obtenidas de las simulaciones realizadas con mallas de 4, 8, 12, 16 y 20 paneles a lo largo de la cuerda de los semiplanos (NPC) y 8 paneles en la circunferencia de los fuselajes, ejecutadas durante un tiempo físico igual al necesario para que las estelas se desplacen una longitud igual a 10 cuerdas medias.

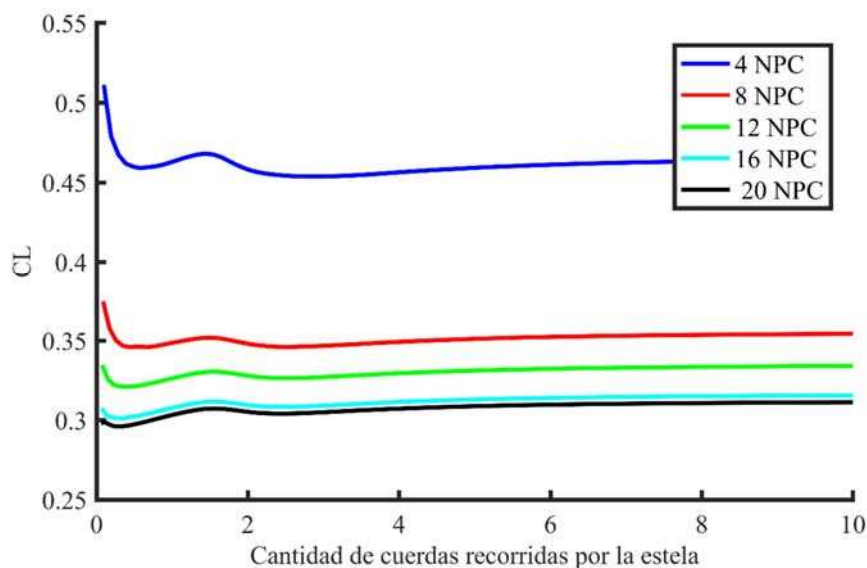


Fig. 12: Curvas C_L vs cantidad de cuerdas recorridas por la estela para mallados de 4,8 12 16 y 20 NPC

La malla que se adoptó para el resto de las simulaciones es la de 16 NPC ya que posee un cambio con respecto al mallado más fino menor al 2%. Dichas simulaciones se realizaron con un ángulo de ataque igual a 5° utilizándose un valor de *cut-off* alto para evitar problemas con los vórtices de puntera, ya que se encontró que no se respetaba la condición de no penetración en la puntera de los semiplanos.

NPC	CL	Cambio %
4	0.4642	31.00
8	0.3544	5.95
12	0.3345	5.85
16	0.3160	1.41
20	0.3116	--

Tabla 2: Valores de CL en estado estable y cambio porcentual para los distintos mallados generados

Con el fin de intentar reducir el costo computacional se analizó el cambio producido al omitir el desprendimiento de vorticidad de las punteras de los semiplanos. Para el caso de la malla de 16 NPC, se obtuvo que el cambio tiene un valor de 1,11%, por lo cual se continuaron las simulaciones sin el desprendimiento de vorticidad de las punteras.

4.4 Estudio paramétrico

Se realizó un estudio paramétrico de las siguientes características constructivas del *kiteplane*: *i*) posición de los empenajes; *ii*) ángulo de flecha; *iii*) ángulo diedro; *iv*) torsión geométrica; *v*) ahusamiento; y *vi*) una combinación de los casos anteriores. En todos los casos simulados se realizaron con un ángulo de ataque de 5° y con una configuración con: 0° de ángulo de flecha, 0° de ángulo diedro, 0° de ángulo de torsión geométrica de puntera y un ahusamiento de 1.46.

Posición de los empenajes

Como se puede apreciar en la Fig. 13 se produce una penetración de la estela desprendida desde el semiplano central sobre el empenaje horizontal, por tal motivo el resto de simulaciones fueron realizadas con una configuración que posiciona el empenaje horizontal por debajo de los fuselajes.

Ángulo de flecha

Se realizaron experimentos numéricos para diferentes ángulos de flecha que varían entre 0° y 25° , con saltos de 5° . En la Tabla 3 se listan los valores de CL obtenidos y el correspondiente cambio porcentual tomando como referencia el valor de 0° . En este caso se observa un incremento de la sustentación a medida que se aumenta el valor del ángulo de flecha. El cambio experimentado, respecto del caso original de cero grados no supera el -3.5% .

Ángulo de flecha	CL	Porcentaje de cambio
0°	0.3123	--
5°	0.3114	-0.29
10°	0.3098	-0.80
15°	0.3075	-1.54
20°	0.3047	-2.43
25°	0.3014	-3.49

Tabla 3: Ángulo de flecha vs C_L

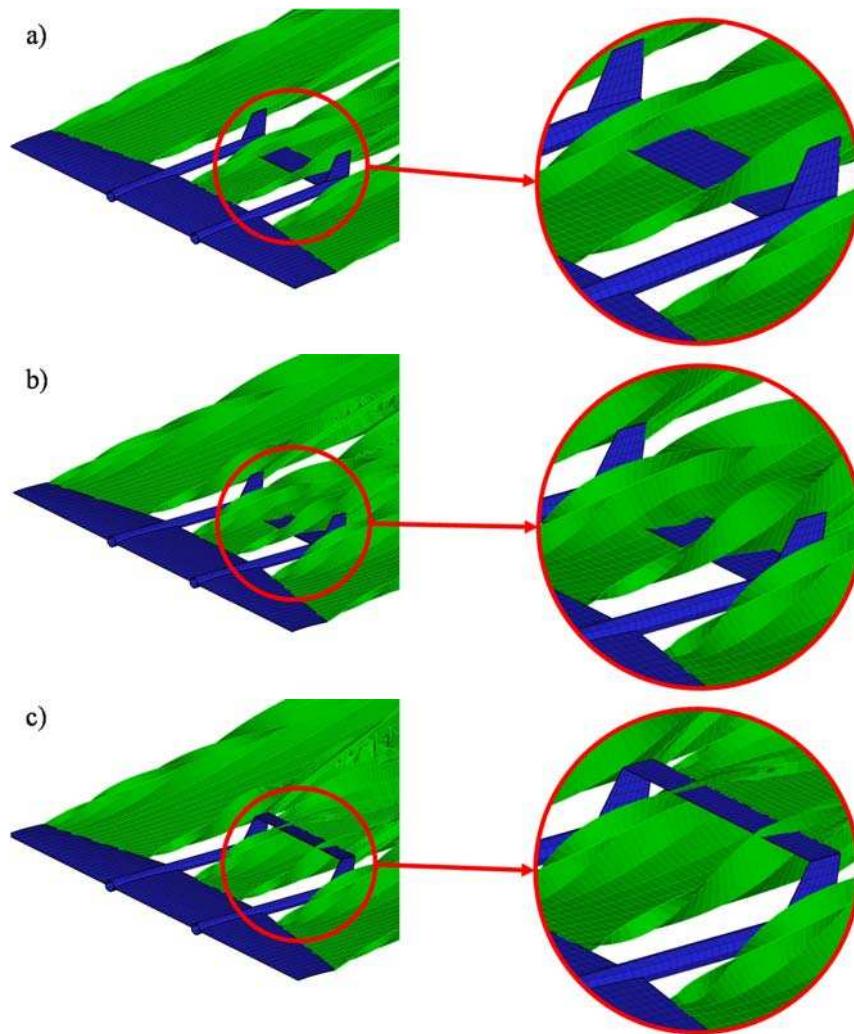


Fig. 13: Visualización de los casos donde no se respeta la condición de no penetración de la estela, donde:
 a) 5° de ángulo de cabeceo y empenaje horizontal sujetado a los fuselajes; b) 10° de ángulo de cabeceo y empenaje horizontal sujetado a los fuselajes; c) 10° de ángulo de cabeceo con el empenaje horizontal sujetado al empenaje vertical y estos en la parte superior de los fuselajes

Ángulo diedro

Se realizaron experimentos con valores de ángulo de diedro de 0° a 20°, con saltos de 5°. En la [Tabla 4](#) se listan los valores de C_L obtenidos y el correspondiente cambio porcentual referido al caso inicial de 0°. En este conjunto de experimentos no se observan cambios importantes en la sustentación al incrementar el valor del ángulo de diedro.

Ángulo diedro	CL	Porcentaje de cambio
0°	0.3123	--
5°	0.3121	-0.06
10°	0.3120	-0.10
15°	0.3125	0.06
20°	0.3140	0.54

Tabla 4: Ángulo diedro vs C_L

Ángulo de torsión geométrica

En este caso, el ángulo de torsión geométrica en la puntera se varió entre -5° y 20° , con saltos de 5° . La torsión geométrica en las secciones intermedias de los semiplanos exteriores es definido mediante una interpolación lineal entre el ángulo torsión geométrica de la raíz (0°) y el definido en la puntera, mientras que en el semiplano central el ángulo de torsión geométrica para todas las secciones es igual a 0° . En la [Tabla 5](#) se presentan los valores de coeficiente de sustentación y cambio porcentual referido al caso de 0° . En este conjunto de resultados se destacan cambios importantes el valor del coeficiente de sustentación al modificar el ángulo de torsión geométrica.

Ángulo de torsión geométrica de la puntera	CL	Porcentaje de cambio
-5	0.2461	-21.20
0	0.3123	--
5	0.3774	20.85
10	0.4407	41.11
15	0.5012	60.49

Tabla 5: Ángulo de torsión geométrica de la puntera vs C_L

Ahusamiento

Se realizaron pruebas con diferentes configuraciones modificando el ahusamiento, donde $A_h = C_{U_{raiz}}/C_{U_{puntera}}$, manteniendo el área constante ($A = 5.766m^3$). Se realizaron 3 casos distintos donde se mantiene fijo algún parámetro de los semiplanos; en el primer caso se fijó la cuerda de raíz, en el segundo se fijó la cuerda de puntera y en el tercero se fijó la envergadura. Dichos casos fueron comparados con el usado en las simulaciones anteriores que posee un $A_h = 1.45$. Todos los resultados en este conjunto de experimentaciones se listan en la [Tabla 6](#).

Ahusamiento	$A_h=C_{U_{raiz}}/C_{U_{puntera}}$	CL	Porcentaje de cambio
caso 1 $C_{U_{raiz}} = \text{constante}$	1.25	0.2957	-5.32
	1.75	0.3313	6.08
caso 2 $C_{U_{puntera}} = \text{constante}$	1	0.4351	39.32
	1.25	0.3678	17.77
	1.75	0.2356	-24.56
caso 3 Envergadura = constante	1.25	0.3139	0.51
	1.75	0.3089	-1.09

Tabla 6: Ahusamiento versus C_L

Combinación de los casos anteriores

Se realizó una última simulación combinando los casos anteriores de forma tal de

comprobar si se puede maximizar el C_L . Para dicho caso se tomó: *i)* un ángulo de flecha igual a 0° ; *ii)* un ángulo diedro igual a 14° ; *iii)* un de torsión geométrica de puntera igual a 5° ; y *iv)* un ahusamiento igual a 1 según el caso 2 ($C_{u\text{puntera}} = \text{constante}$). Para dicho caso se obtuvo un C_L igual a 0.5491, con lo cual se obtiene un aumento porcentual con respecto al caso de referencia del 75.82% y un aumento con respecto al caso que mayor aumento de C_L obtenido en las simulaciones anteriores (caso 2 de ahusamiento con $A_g = 1$) del 26%.

5 CONCLUSIONES

En el presente trabajo se presentó una herramienta computacional para calcular las cargas aerodinámicas sobre diferentes configuraciones geométricas de un *kiteplane* mediante el método de red de vórtice inestacionarios y no lineal. Esta herramienta fue validada satisfactoriamente con el caso de una placa plana.

Del estudio paramétrico se concluye que:

- i)* la posición del empenaje horizontal para una correcta utilización de la herramienta no es adrede, ya que en algunos casos no se respeta la condición de no penetración de la estela sobre la sabana adherida;
- ii)* un aumento del ángulo de flecha produce una disminución de la sustentación generada por el *kiteplane*;
- iii)* la elección del ángulo diedro no tiene una influencia relevante en la sustentación generada, pero la elección del mismo si debe contemplar una correcta estabilización del *kiteplane* ya que al tratarse es un dispositivo de baja inercia pequeñas perturbaciones en las cargas pueden ocasionar una pérdida del control del mismo.
- iv)* un aumento del ángulo de torsión geométrica de la puntera ocasiona un aumento importante en las cargas generadas por el *kiteplane*, pero la elección del mismo no debe estar solo enfocada en aumentar las cargas ya que un ángulo mayor puede ocasionar que las punteras entren en pérdida en las condiciones de trabajo; y
- v)* una variación del ahusamiento que no produzca un aumento o disminución de la envergadura no produce cambios significativos en la sustentación generada. Por otro lado, aquellos casos en que esta variación conlleve un aumento de la envergadura, la sustentación incrementara con la misma.

Como trabajo futuro y dentro de la línea de investigación seguida en este trabajo se pretende estudiar la cinemática y dinámica de vuelo de los *kiteplanes* con el objetivo de determinar las cargas aerodinámicas en condiciones normales de operación, así como también estudiar como los parámetros constructivos afectan la estabilidad del mismo.

REFERENCIAS

- Anderson, C.R. y Greengard. C. (Eds), *Vortex dynamics and vortex methods*. American Mathematical Society, 1991.
- Argatov, I. y Silvennoinen, R., Energy conversion efficiency of the pumping kite wind generator, *Renewable Energy*, 35:1052-1060, 2010.
- Bosch, A., Schmehl, R., Tiso, P. y Rixen, D., *Airborne Wind Energy*, chapter 17, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014.
- Bosch, A., Schmehl, R., Tiso, P. y Rixen, D., Dynamic nonlinear aeroelastic model of a kite for power generation, *Submitted to AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2012.
- Breukels J., *An Engineering Methodology for Kite Design*, PhD tesis, Delft University of Technology, January 2011
- Caflisch, R. y Orellana, O., Singular solutions and ill-posedness of the evolution of vortex sheets,

- SIAM Journal on Mathematical Analysis*, 20:417-430, 1989.
- Ceballos L. R., Gebhardt, C. y Preidikman, S., Casos de validación del UVLM, *Reporte interno Grupo de Mecánica Aplicada*, UNRC, 2007.
- Cherubini, A., *Kite Dynamics and Wind Energy Harvesting*, POLITECNICO DI MILANO, Facoltà di Ingegneria Industriale, Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica 2011-2012.
- Cherubini, A., Papini, A., Vertechy, R. y Fontana, M., Airborne Wind Energy Systems: A review of the technologies, *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 51:1461-1476, 2015.
- Diehl, M., *Airborne Wind Energy*, chapter 1, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014.
- Groot, S., Breukels, J., Schmehl, R. y Ockels, W.J., Modeling Kite Flight Dynamics Using a Multibody Reduction Approach, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 34:6, November–December 2011.
- Katz J. y Plotkin A., *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd Ed., Cambridge University Press, 2001.
- Konstadinopoulos, P., Mook, D.T. y Nayfeh, A.H., A numerical method for general unsteady aerodynamics, AIAA-81-1877. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, August 19–21, Albuquerque, New Mexico, 1981.
- Krasny, R., A study of singularity formation in a vortex sheet by the point-vortex approximation, *Journal of Fluid Mechanics*, 167:65-93, 1986.
- Loyd, M.L., Crosswind Kite Power, *Journal of Energy*, 4(3):106-111, 1980.
- Majda, A.J. y Bertozzi, A.L., *Vorticity and incompressible flow*, Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom, 2002.
- Moore, D. W., The rolling up of a semi-infinite vortex sheet, *Proceedings of the Royal Society. Series A*, 345:417-430, 1975.
- Preidikman, S., Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems, Ph.D. Tesis, Dep. of Eng. Science and Mechanics, Virginia Tech, 1998.
- Roccia, B.A., Desarrollo de simulaciones numéricas para el estudio del vuelo de micro vehículos aéreos de alas batientes inspirados en la biología, Tesis Doctorado, Universidad Nacional de Córdoba, pp. 6-8, 2013.
- Roccia, B.A., Preidikman, S., Massa, J.C. y Mook, D.T., Modified unsteady vortex-lattice method to study flapping wings in hover flight, *AIAA Journal*, 51(11):2628-2642, 2013.
- Shelley, M. J., A study of singularity formation in vortex sheet motion by a spectrally accurate vortex method, *Journal of Fluid Mechanics*, 244:493-526, 1992.
- van Garrel A., The development of a wind turbine aerodynamics simulation module, *ECN C- 03-079*, Delft University of Technology, 2003.
- Williams, P., Lansdorp, B., Ruiterkamp, R. y Ockels, W.J., Modeling, Simulation, and Testing of Surf Kites for Power Generation, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 18 - 21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- Zhang, H., Kite Modeling for Higher Altitude Wind Energy, *Energy and Power Engineering*, 5:481-488, 2013.