

## HERRAMIENTA COMPUTACIONAL PARA SIMULAR EL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS CON UNA CONFIGURACIÓN DE ALAS UNIDAS

Luis Ceballos<sup>a</sup>, Sergio Preidikman<sup>a,b</sup> y Julio Massa<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup> *Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km. 601,  
5800 Río Cuarto, Argentina, lceballos@ing.unrc.edu.ar, <http://www.ing.unrc.edu.ar>*

<sup>b</sup> *Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916,  
5000 Córdoba, Argentina, spreidik@efn.uncor.edu, <http://www.efn.uncor.edu>*

**Palabras clave:** vehículos aéreos no tripulados, uavs, configuración de alas unidas, aerodinámica inestacionaria y no lineal, método red de vórtices.

**Resumen.** En este trabajo se presenta el desarrollo de una herramienta computacional que implementa el método de red de vórtices no-lineal e inestacionario (NUVLM) para estudiar la aerodinámica de vehículos aéreos no-tripulados (UAVs) no convencionales con una configuración de alas unidas que presenta ventajas estructurales, aerodinámicas, y operacionales frente a los diseños convencionales. Considerando que los efectos de la viscosidad están confinados a las estelas vorticosas que se desprenden de los bordes filosos y a la capa límite que envuelve la superficie de la estructura, mientras que el resto del flujo se considera potencial, se pueden predecir las cargas aerodinámicas mediante el uso del NUVLM. Las simulaciones presentadas permiten analizar las interacciones aerodinámicas entre las estelas vorticosas desprendidas desde todas las superficies sustentadoras del vehículo; esto es: alas delanteras y alas posteriores. Las cargas aerodinámicas son dependientes no solo de las características aerodinámicas de los perfiles seleccionados para las alas (delanteras y posteriores) del UAV, sino también, de la geometría de la planta alar del vehículo no tripulado. En este esfuerzo se muestra como inciden sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo los cambios en la geometría de la planta alar. Este artículo es la parte inicial de un trabajo mucho mayor que se encuentra en desarrollo y que apunta a obtener un modelo aeroservoelástico de UAVs con configuración de alas unidas.

## 1 INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados o “Unmanned Aerial Vehicles” (UAVs) son aeronaves robóticas autónomas o controladas remotamente que se caracterizan por lo siguiente:

- (i) no transportan a un operador humano o piloto;
- (ii) poseen una planta motriz;
- (iii) generan fuerzas aerodinámicas para volar; y
- (iv) tienen alguna forma de recuperación al final de su vuelo.

Estas características permiten diferenciar UAVs de planeadores, globos, misiles cruceros o municiones guiadas (Newcome, 2004). Los UAVs tienen aplicaciones en actividades civiles, científicas, comerciales, y militares. Algunas de estas actividades son desarrolladas a grandes altitudes (en la estratosfera), en régimen de vuelo subsónico (números de Mach entre 0.4 y 0.6), por un tiempo prolongado (superior a las 24 horas), y a bajo costo. Para estas misiones se requieren vehículos muy livianos, y que operen a baja velocidad produciendo muy alta sustentación y baja resistencia. Estos rasgos particulares hacen necesario que el vehículo a utilizar tenga alas de gran envergadura y gran alargamiento (Nickol et al., 2007; Lucia, 2005). En las últimas décadas se desarrolló un diseño conceptual de UAV con una configuración de alas unidas (Joined Wing, High-Altitude Long-Endurance Aircraft) que satisface estas necesidades. Esta configuración presenta varias ventajas aerodinámicas y operacionales frente a los diseños convencionales (Wolkovich, 1986).

Las no linealidades aerodinámicas y estructurales juegan un rol importante en la respuesta aeroelástica de estos tipos de UAVs (Lucia, 2005). Para conocer el comportamiento aeroelástico de estos vehículos es necesario disponer de herramientas computacionales que permitan predecir la respuesta del vehículo para situaciones muy diversas en cuanto al tipo de maniobras y a los estados de cargas. Una herramienta que permita hacer predicciones confiables debe necesariamente incorporar un modelo aeroservoelástico.

Las herramientas computacionales que se utilizan en el diseño de vehículos aéreos requieren, además, que las geometrías de las configuraciones puedan ser generadas de una manera rápida y simple. Estas características fueron fuertemente remarcadas en el trabajo de Gloude-mans et al. (1996) y más recientemente por Rodríguez y Sturdza (2006). El modelo aerodinámico basado en el NUVLM requiere que la geometría del vehículo sea tratada de una manera particular ya que se necesitan varios datos adicionales respecto de los que podría generar algún mallador estándar utilizado en CFD o en elementos finitos. Por ello los autores de este trabajo están desarrollando un preprocesador para un generador de mallas flexible y robusto que permite obtener fácilmente y libre de errores diferentes geometrías para UAVs con configuración de alas unidas.

En un esfuerzo orientado a desarrollar herramientas computacionales del tipo anteriormente mencionado se están siguiendo los lineamientos del trabajo de Preidikman (1998). Como parte del modelo aeroservoelástico en desarrollo se considera un modelo aerodinámico que implementa el método de red de vórtices no lineal e inestacionario (NUVLM).

En este trabajo se estudia la aerodinámica de UAVs no convencionales con una configuración de alas unidas, y se lleva a cabo un estudio del desempeño aerodinámico del vehículo en función de cambios en la geometría de la planta alar. Las simulaciones desarrolladas permiten analizar las interacciones aerodinámicas entre las estelas vorticosas desprendidas desde cada una de las superficies sustentadoras del vehículo; esto es: las alas delanteras y las alas posteriores. Las cargas aerodinámicas son dependientes no solo de las características aerodinámicas de los perfiles seleccionados para las alas (delanteras y posteriores) del UAV, sino también, de la geometría de la planta alar del vehículo no-tripulado.

## 2 MODELO AERODINÁMICO

El modelo aerodinámico implementado en este esfuerzo es el método general red de vórtices no-lineal e inestacionario (unsteady vortex lattice method o NUVLM). Este modelo permite modelar correctamente 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. El modelo predice correctamente la emisión de vorticidad desde el ala hacia el campo del flujo. Esta vorticidad es transportada por el flujo de aire desde las alas hacia el fluido y forma así las estelas. La distribución de la vorticidad en las estelas y la forma de las mismas son, también, parte de la solución del problema. 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.

En flujos sobre superficies sólidas donde el número de Reynolds es alto, se genera vorticidad por efectos viscosos en capas muy delgadas, llamadas capas límites, que están pegadas a las superficies sólidas. Los efectos viscosos son responsables de la existencia de las capas límites. Parte de esta vorticidad es emitida desde el borde de fuga y la punta de las alas, es transportada por el fluido, y forma las estelas. 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 método de red de vórtices inestacionario está basado en la idea de representar las capas límites y las estelas mediante sábanas vorticosas. Nos referiremos a estos dos tipos de sábanas vorticosas como “sábanas adheridas” (Bound-Vortex Sheets) y “sábanas libres” (Free-Vortex Sheets).

El flujo asociado con la vorticidad en la estela cercana al ala afecta el flujo alrededor de ésta y por lo tanto las cargas actuantes sobre ella. Debido a que “ahora” la vorticidad presente en las estelas fue generada y convectada desde el ala en un tiempo anterior, las cargas aerodinámicas dependen de la historia del movimiento; las estelas contienen la “historia”. El campo de velocidades, asociado con la vorticidad existente en un punto del espacio, decae con la distancia a dicho punto; en consecuencia, a medida que la vorticidad en la estela va siendo transportada flujo abajo, su influencia decrece y por lo tanto se dice que “el historiador” va perdiendo memoria.

En las secciones siguientes se presentan algunos aspectos importantes de la formulación matemática e implementación del modelo empleado en la herramienta computacional, para más detalles acerca del NUVLM pueden consultarse los trabajos de [Konstadinopoulos et al. \(1981\)](#) o [Preidikman \(1998\)](#).

### 2.1 El modelo matemático

Una característica básica de cualquier campo de velocidades es la vorticidad  $\vec{\omega}$ , la cual es definida como:

$$\vec{\omega}(\vec{R}, t) = \vec{\nabla} \times \vec{V}(\vec{R}, t) \quad (1)$$

donde  $\vec{V}(\vec{R}, t)$  es la velocidad,  $\vec{R}$  es el vector posición,  $t$  es el tiempo,  $\times$  denota el producto vectorial, y  $\vec{\nabla}$  es el operador vectorial que tiene la siguiente forma familiar en un sistema de

coordenadas cartesianas:

$$\vec{\nabla} = \frac{\partial}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial}{\partial z} \vec{k} \quad (2)$$

La ecuación de continuidad para un flujo incompresible es,

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V}(\vec{R}, t) = 0 \quad (3)$$

donde  $\cdot$  denota el producto escalar. Como puede observarse, las ecuaciones (1) y (3) representan un sistema de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales que relacionan el campo de velocidades  $\vec{V}(\vec{R}, t)$  con el campo de vorticidad  $\vec{\omega}(\vec{R}, t)$ . Estas ecuaciones pueden ser “invertidas” a los efectos de expresar la velocidad como función de la vorticidad (ver por ejemplo, [Batchelor 1967](#)):

$$\vec{V}(\vec{R}, t) = \frac{1}{4\pi} \iiint_{V(\vec{R}_0, t)} \frac{\vec{\omega}(\vec{R}_0, t) \times (\vec{R} - \vec{R}_0)}{|\vec{R} - \vec{R}_0|^2} dV(\vec{R}_0, t) \quad (4)$$

donde  $\vec{R}_0$  es el vector posición que sirve de variable de integración para cubrir la región del espacio ocupada por el fluido.

Es oportuno hacer algunas observaciones: La ecuación (4) fue obtenida sin tener en cuenta las propiedades del fluido, salvo su incompresibilidad; por lo tanto resulta válida para los llamados flujos viscosos como así también para los no viscosos. Las ecuaciones (1) y (4) describen la relación que existe entre el campo de vorticidad y el campo de velocidad asociados con un flujo.

Las regiones del fluido donde el campo de velocidad es irrotacional [ $\vec{\omega}(\vec{R}_0, t) = \vec{0}$ ], no contribuyen a  $\vec{V}(\vec{R}, t)$ ; por lo tanto, en muchas aplicaciones de relevante importancia práctica, debe integrarse solamente sobre una pequeña sub-región del campo. Si existe vorticidad en alguna sub-región del campo, existe una velocidad asociada en todo el campo. La velocidad asociada decae con el recíproco del cuadrado de la distancia medida desde la zona con vorticidad diferente de cero. La integración indicada en la ecuación (4) se lleva a cabo en un instante de tiempo fijo, y para obtener  $\vec{V}(\vec{R}, t)$  como una función de tiempo, se debe evaluar dicha integral, también, como una función del tiempo.

En un flujo real, la velocidad asociada a las sábanas adheridas y libres (comúnmente llamada “perturbación”), interfiere con la corriente libre (o aparente), de tal manera que las condiciones de borde sobre la superficie de la aeronave son satisfechas. Imitando la física de este fenómeno, en el NUVLM se determina  $\vec{\omega}$  (o una aproximación a  $\vec{\omega}$ ) imponiendo las condiciones de borde.

A efectos de simplificar el cálculo de  $\vec{V}$ , se reemplazan las láminas vorticosas por arreglos o redes de líneas vorticosas. La justificación para flujos tri-dimensionales está lejos de ser rigurosa; alcanza con decir que numerosas comparaciones con las pocas soluciones exactas que existen, observaciones experimentales, y soluciones numéricas de las ecuaciones de Navier-Stokes, han demostrado que esta simplificación conduce a buenos resultados cuando las líneas de separación son conocidas y el “vortex bursting” no ocurre en las proximidades

del sólidos inmerso en el fluido. Más aún, es posible demostrar que el campo de velocidades asociado a una distribución de dobletes de intensidad constante distribuidos sobre un panel plano es exactamente igual al asociado a un “loop” de segmentos vorticosos con circulación constante ubicados alrededor de los bordes de dicho panel.

Para flujos en dos dimensiones, la situación es un poco más simple. La distribución de la vorticidad sobre una placa plana, inmersa en una corriente estacionaria, puede ser reemplazada por un único vórtice concentrado en la posición correspondiente a un cuarto de cuerda, con una circulación que satisface la condición de no-penetración en un punto ubicado a tres cuartos de la cuerda; esto constituye la bien conocida regla “un cuarto/tres cuartos”.

Los elementos de la red de vórtices están compuestos por segmentos rectos cortos conectados entre si en los *nodos aerodinámicos*. Uno de los resultados de la teoría de Kelvin-Helmholtz es que, para un instante determinado y en cualquier fluido, en el cual los efectos viscosos sean importantes o no, la circulación alrededor de una línea de vorticosa es constante. Esto implica que para cualquier instante de tiempo, las líneas vorticosas ni empiezan ni terminan en el campo de flujo; este resultado es comúnmente referido como conservación espacial de la circulación.

Para un segmento vorticoso, recto, de longitud finita, y con circulación constante, la Ecuación (4) se reduce a la siguiente (ver Figura 1):

$$\vec{V}(\vec{R}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\vec{\Omega} \times \vec{r}_1}{|\vec{\Omega} \times \vec{r}_1|^2} \left[ \vec{\Omega} \cdot \left( \frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} - \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} \right) \right] \quad (5)$$

donde  $\Gamma(t)$  es la circulación alrededor del segmento vorticoso,  $\vec{R}$  el punto del campo donde la velocidad está siendo evaluada, y  $\vec{\Omega} = \vec{r}_1 - \vec{r}_2$ . La ecuación (5), que gobierna el campo de velocidades  $\vec{V}(\vec{R}, t)$  asociado a un segmento vorticoso recto, de longitud finita, y con circulación constante, se conoce como la ley de Biot-Savart.

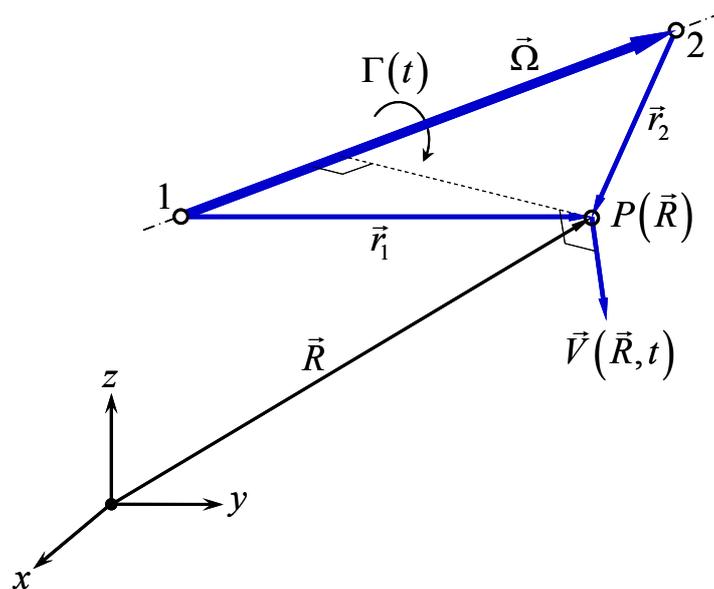


Figura 1: La ley de Biot-Savart.

## 2.2 Condiciones de borde

Las condiciones de borde que se imponen en este problema son dos: *i)* la condición en el infinito y *ii)* la condición de no penetración.

La condición en el infinito requiere que todas las perturbaciones decaigan a cero lejos del UAV. Esto es equivalente a decir que las velocidades que están asociadas a la vorticidad distribuida sobre las sábanas adheridas o las sábanas libres tienden a cero lejos del UAV, o sea:

$$\lim_{|\vec{R}| \rightarrow \infty} \left| \vec{V}_B(\vec{R}, t) + \vec{V}_W(\vec{R}, t) \right| \rightarrow 0 \quad (6)$$

donde  $\vec{V}_B$  es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al cuerpo del UAV y  $\vec{V}_W$  es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre.

La condición de no penetración es aplicada sobre toda la frontera del sólido inmerso en el fluido, esto es, sobre la superficie del UAV. Su posición y velocidad son conocidas en todo instante. Esta condición de borde, también llamada de impermeabilidad, requiere que la componente normal de la velocidad relativa a la superficie del UAV de todas las partículas del fluido adyacentes a la superficie del sólido sea igual cero,

$$\left( \vec{V}_\infty + \vec{V}_B + \vec{V}_W - \vec{V}_{LS} \right) \cdot \vec{n} = 0 \quad \text{sobre la superficie del sólido} \quad (7)$$

donde  $\vec{V}_\infty$  es la velocidad de la corriente libre,  $\vec{V}_{LS}$  es la velocidad del cuerpo inmerso en la corriente de fluido y  $\vec{n}$  es un vector unitario normal a la superficie.

## 2.3 Otras condiciones

Se requiere que los flujos provenientes de las caras superior e inferior de la superficie sustentadora a lo largo de la punta del ala y del borde de fuga tengan la misma presión, de manera que el campo de presiones adyacente a esos bordes sea continuo; esta condición es usualmente llamada *condición de Kutta*. Para imponer esta condición se apela nuevamente a la teoría 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:

$$\frac{D}{Dt} \Gamma(t) = 0 \quad (8)$$

Para imponer la condición de Kutta, se asume que los efectos viscosos se van haciendo despreciables tan pronto como el fluido abandona los bordes de la superficie sustentadora; consecuentemente, los segmentos vorticosos son “convectados” desde la punta del ala y desde el borde de fuga hacia el interior del campo de flujo con la velocidad local de las partículas de fluido. La vorticidad así convectada forma el modelo numérico de la estela.

Para lograr que no haya un salto de presión a través de la estela, los segmentos vorticosos discretos se mueven también con la velocidad local de las partículas de fluido. Para mover un segmento vorticoso discreto (proceso conocido como convección de la estela), se calculan los desplazamientos de los nodos en sus extremos. El desplazamiento de un nodo genérico  $\Delta \vec{R}_{nodo}$  esta dado por

$$\Delta \vec{R}_{nodo} = \int_t^{t+\Delta t} \vec{V} [\vec{R}_{nodo}(\tau), \tau] d\tau \cong \vec{V} [\vec{R}_{nodo}(t), t] \Delta t \quad (9)$$

donde  $\vec{R}_{nodo}(\tau)$  es la posición del nodo al tiempo igual a  $\tau$ ,  $[t \leq \tau \leq t + \Delta t]$ . Existen varias aproximaciones que se pueden usar para evaluar la integral de la Ecuación (9). Algunos experimentos numéricos fueron desarrollados con algoritmos de mayor orden y precisión y se encontró que el algoritmo simple de Euler provee resultados suficientemente precisos. Por supuesto, este requiere del mínimo tiempo de cómputo. El valor de  $\Delta t$  debe elegirse de manera tal que los elementos sobre la estela no sufran grandes deformaciones; en general se espera que mantengan la misma forma que los elementos utilizados para discretizar la sábana adherida.

La presencia de segmentos vorticosos a lo largo del borde de fuga y de la punta del ala se debe a los requerimientos impuestos por la condición de conservación espacial de la circulación. Estos segmentos vorticosos discretos son una imitación de los llamados “vórtices de arranque” que han sido observados experimentalmente. La emisión de dichos vórtices debe realizarse para satisfacer el requerimiento de que la carga aerodinámica en el borde de fuga y en la punta del ala sea igual a cero. La convección de vorticidad se debe al requerimiento de que la presión sea continua a través de la estela, y por lo tanto, que la estela esté libre de fuerzas; este requerimiento impone la conservación temporal de la circulación. En la estela, hay vorticidad y los efectos viscosos son despreciables.

## 2.4 Implementación computacional

En el NUVLM se reemplaza la sábana vorticoso adherida a la superficie del UAV y la sábana vorticoso libre por una red de segmentos vorticosos rectos y de longitud finita. La red de segmentos vorticosos de la sábana adherida divide la superficie del UAV en elementos de área que tienen forma de rectángulo, de paralelogramo, o en el caso más general de un cuadrilátero con todos sus lados diferentes.

La implementación numérica de este modelo requiere que la geometría del UAV se defina y prepare de una manera particular: las distintas partes componentes del vehículo (ver Figura 2) son representadas mediante un conjunto de superficies. La definición de estas superficies se realiza mediante mallas formadas por paneles y nudos. En la sección 3 de este trabajo se describe un preprocesador desarrollado específicamente para construir las mallas mencionadas anteriormente.

En cada uno de estos elementos se define un punto de control que ese encuentra en el centroide de área del elemento. En el punto de control se impone la condición de no penetración en su versión discretizada. Esta imposición resulta luego en un sistema de

ecuaciones algebraico lineal. La resolución de este sistema de ecuaciones permite obtener el valor de circulación que esta asociado a cada uno de los segmentos vorticosos utilizados para describir aerodinámicamente la superficie del UAV.

A continuación, se considera el cálculo de las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora. Para cada elemento, se debe hallar primero la presión en el punto de control y luego multiplicarla por el área del elemento y por el vector unitario normal. La versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli se usa para calcular la distribución de la presión sobre la superficie de las alas. Finalmente, se suman las fuerzas y los momentos de dichas fuerzas actuantes en todos los elementos.

Para flujos inestacionarios, la ecuación de Bernoulli toma la siguiente forma:

$$\frac{\partial}{\partial t}\Phi(\vec{R}, t) + \frac{1}{2}\vec{\nabla}\Phi(\vec{R}, t) \cdot \vec{\nabla}\Phi(\vec{R}, t) + \frac{p(\vec{R}, t)}{\rho} = H(t) \quad (10)$$

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

Introduciendo las siguientes magnitudes características:  $L_C$  = longitud a lo largo de la cuerda de un elemento típico de la red de vórtices adherida,  $V_C = \vec{V}_\infty$  = 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 (10) y determinar el salto de presión,  $\Delta p$ , a través de cada uno de los elementos que conforman la red de vórtices,

$$\Delta p = \vec{V}_U^2 - \vec{V}_L^2 + 2 \left( \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_U} - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_L} \right) \quad (11)$$

donde  $\vec{V}_U$  y  $\vec{V}_L$  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:

$$\left[ \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_U} - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_L} \right] = \frac{\mathfrak{D}G(t)}{\mathfrak{D}t} \quad (12)$$

donde  $G(t)$  es la circulación alrededor del elemento considerado, y  $\mathfrak{D}/\mathfrak{D}t$  es una "especie" de derivada sustancial, ya que no sigue una partícula de fluido sino un punto material del ala, en este caso un punto de control. En este trabajo, la derivada (12) se calcula utilizando una aproximación por diferencias finitas hacia atrás de primer orden,

$$\frac{\mathfrak{D}G(t)}{\mathfrak{D}t} \simeq \frac{G(t) - G(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (13)$$

Por lo tanto, el término inestacionario se determina utilizando la información de la circulación en el paso anterior y el instante de tiempo actual.

### 3 MODELADO GEOMETRICO DEL UAV

La malla que representa la sábana vorticosa adherida al vehículo es generada a partir de ciertos parámetros geométricos generales (ángulos de flecha y diedro de las alas, envergadura y dimensiones del fuselaje y del empenaje vertical) y de información relativa a los perfiles alares. La malla correspondiente a la configuración completa se obtiene manipulando de manera separada las distintas partes que componen el vehículo; esto es, las alas delanteras internas y externas, las alas traseras, el empenaje vertical y el fuselaje (ver Figura 2). La construcción de la malla se hace con una herramienta computacional que permite generar configuraciones de UAV de alas unidas de manera simple y rápida que esta siendo desarrollada por los autores de este trabajo. Más detalles acerca de la generación automatizada de la malla pueden consultarse en el trabajo de [Ceballos et al. \(2008\)](#).

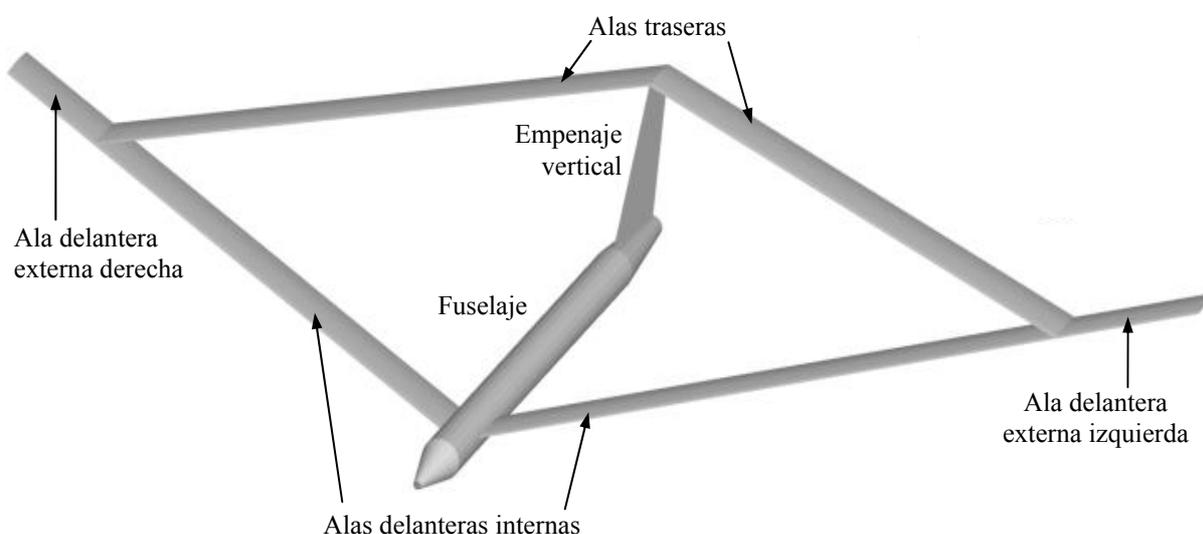


Figura 2: Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas.

A modo de ejemplo en la Figura 3 se muestran detalles particulares del mallado del UAV utilizado para obtener los resultados presentados en las secciones 4.2 y 4.3.

Las alas del UAV son modeladas como superficies sin espesor que contienen las líneas medias de cuatro perfiles alares, que eventualmente pueden ser todos diferentes. Los perfiles que se utilizan para generar la superficie media de las superficies sustentadoras se posicionan en la raíz del ala delantera, en la raíz del ala trasera, en la unión de alas, y en la puntera. La unión entre el ala delantera y trasera se modela siguiendo el diseño propuesto en el trabajo de [Kimler y Canfield \(2006\)](#). En la Figura 3d se presenta un detalle del mallado alrededor de esta unión.

El fuselaje es idealizado, en su mayor parte, como un tubo abierto con sección circular de diámetro constante. Para definir la nariz y la parte trasera del fuselaje, se realiza una reducción gradual del diámetro (ver Figura 3a y b). La razón por la que el fuselaje se modela como un cuerpo que no está completamente cerrado, es para evitar redundancias en el NUVLM ([Srivastava y Mook, 1994](#)); esto es: el método que se encuentra implementado en el procesador produciría un sistema de ecuaciones algebraico lineal cuya matriz de coeficientes sería singular.

El empenaje vertical se modela como una placa plana. Su raíz coincide con la zona desde la cual el fuselaje comienza a reducir su diámetro en la parte posterior. El extremo superior del empenaje vertical coincide con la unión de las alas posteriores (ver Figura 3c).

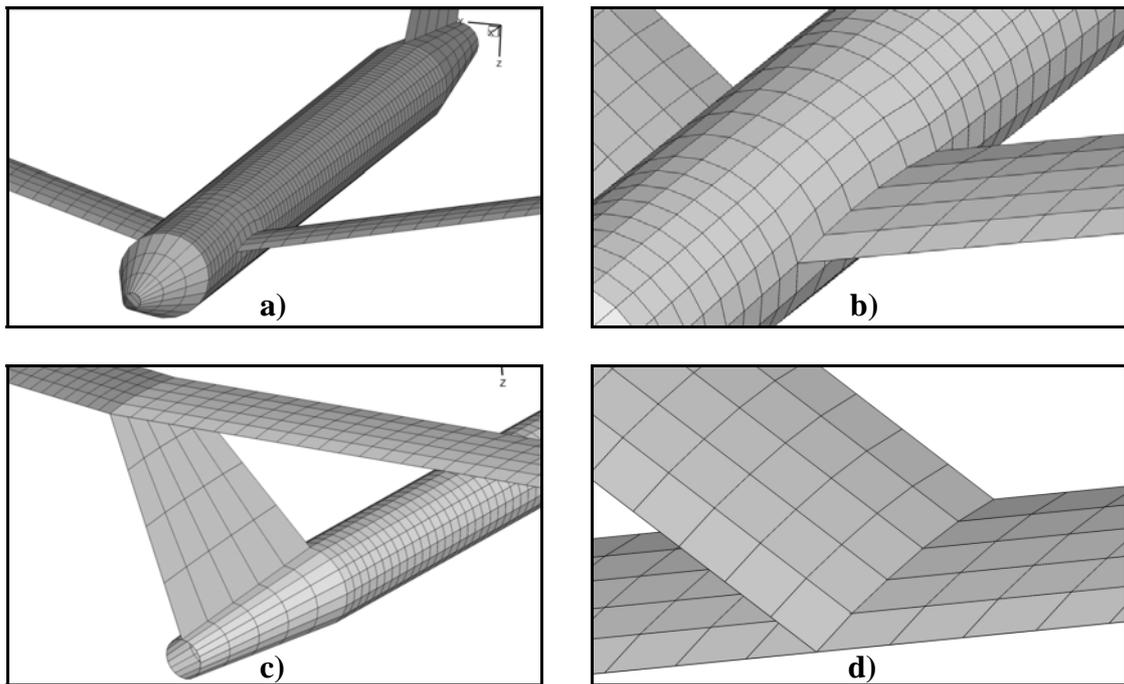


Figura 3: Detalles del tratamiento de zonas particulares del mallado.

En la Figura 4 se presentan algunos ejemplos de configuraciones obtenidas mediante el uso del preprocesador en desarrollo. En la Figura 4a se muestra la “configuración base” tomada de la referencia Blair y Camfield (2002). La Figura 4b muestra una configuración con el ala delantera sin flecha y sin diedro. En la Figura 4c se presenta una configuración con variación en la cuerda de todas las superficies sustentadoras, y con alabeo geométrico del ala delantera. Por último, en la Figura 4d se muestra una configuración en la que el tamaño del fuselaje y la forma del empenaje vertical son modificados (respecto de la configuración base), las alas delanteras tienen cuerda variable, las alas delanteras internas tienen flecha negativa, y las alas delanteras externas tienen flecha positiva. Estas figuras sirven para ilustrar la flexibilidad del preprocesador.

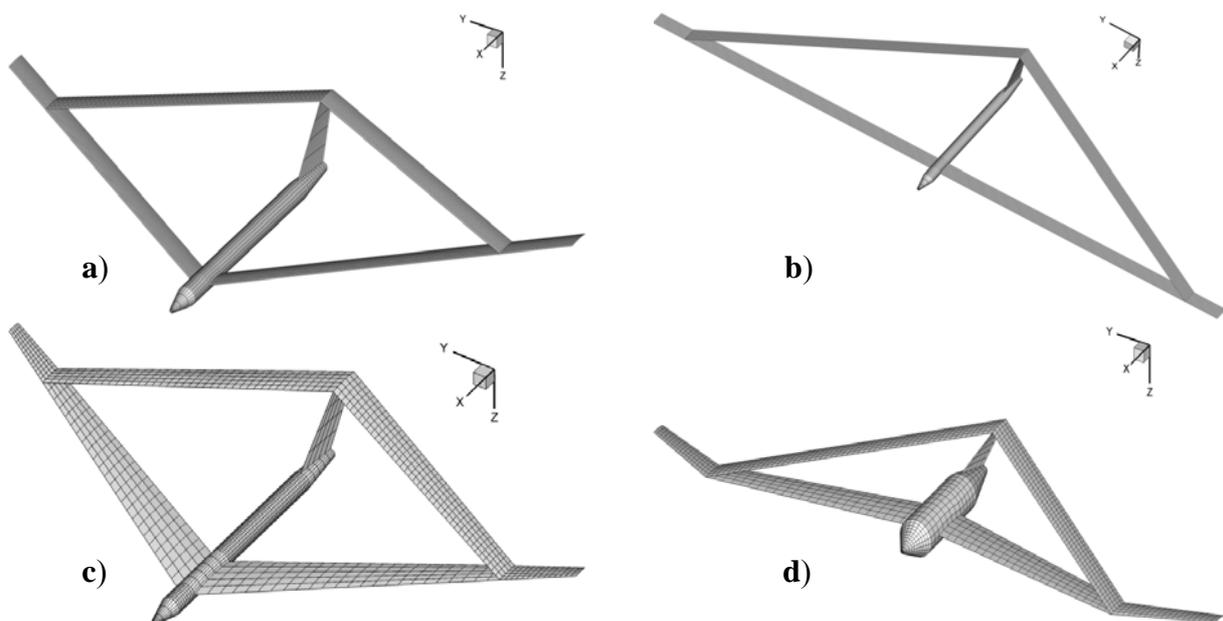


Figura 4: Ejemplos de diferentes geometrías de UAVs generadas por el preprocesador.

Para definir las alas, es necesario determinar curvas de referencia realizando un procesamiento a partir de los datos correspondientes al extradós e intradós de cada uno de los perfiles alares utilizados. El procesamiento comprende dos operaciones: i) determinar la línea media del perfil y ii) distribuir, sobre la línea media, los nudos que conformarán la red de vórtices.

Las curvas que se definen con la disposición de puntos obtenidas como resultado del tratamiento de perfiles antes mencionado, se escala, rota y/o traslada para ubicarlos en los lugares que les corresponden sobre la superficie sustentadora: esto es, raíces de alas, unión de alas y punteras de alas. Estas curvas ya ubicadas donde corresponde, con su posición y medidas reales constituyen las “*curvas de referencia*” que son poligonales que servirán para definir la geometría de las alas. A modo de ejemplo, en la Figura 5 se muestran, sobre la geometría final del UAV, las curvas de referencia que permiten delinear la geometría del ala delantera externa.

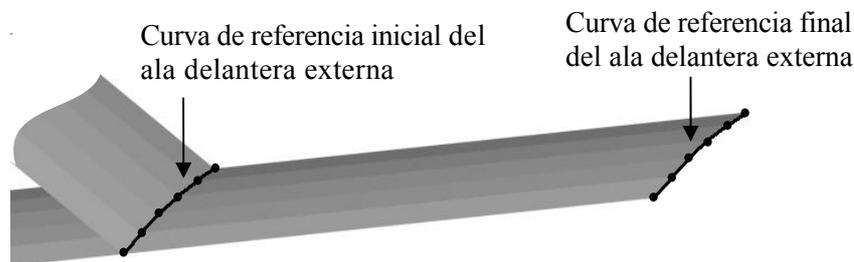


Figura 5: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala delantera externa.

Adicionalmente, la herramienta en desarrollo tiene capacidades para exportar geometrías de UAVs en formato DXF (Drawing Exchange Format) mediante el uso de entidades 3DFACES. En la Figura 6 se muestra esta capacidad, y puede observarse el resultado de ejecutar comandos de “render” y de rotación en 3D en un programa de CAD comercial sobre archivos que fueron generados por el preprocesador.

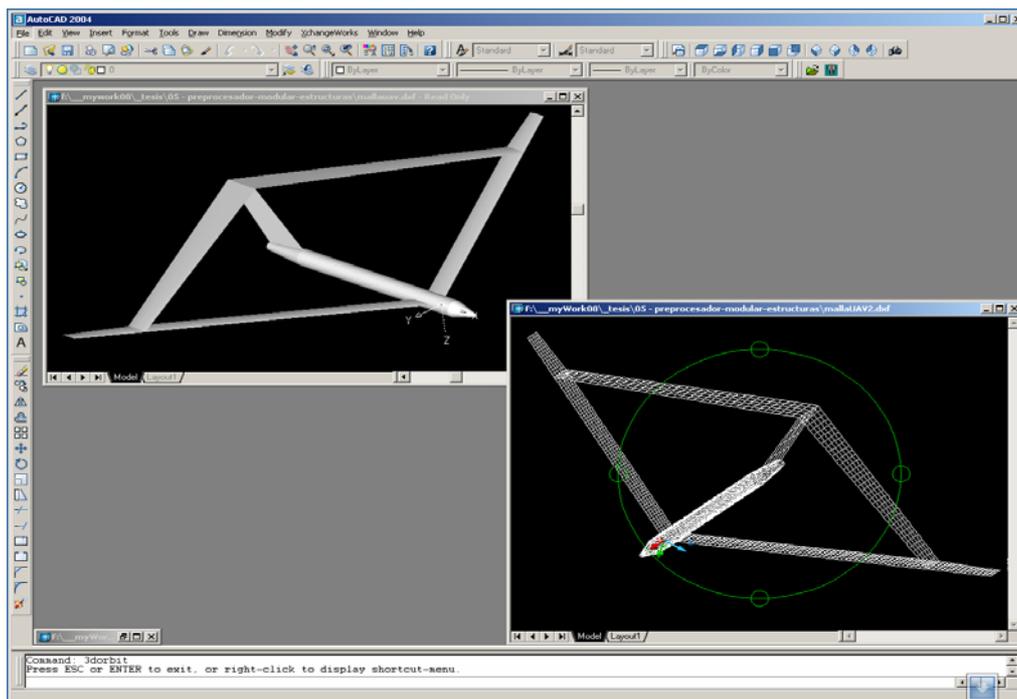


Figura 6: Uso de archivos generados por el preprocesador en un programa de CAD comercial.

## 4 RESULTADOS

### 4.1 Caso de una geometría simple

En esta sección se presentan resultados, obtenidos con la herramienta desarrollada, para alas con planta rectangular y con perfil alar simétrico. En la Figura 7 se muestra la evolución espacial de la estela vorticiosa para un ala rectangular plana con alargamiento 10 y para un ángulo de ataque geométrico de 10 grados en dos instantes de tiempo.

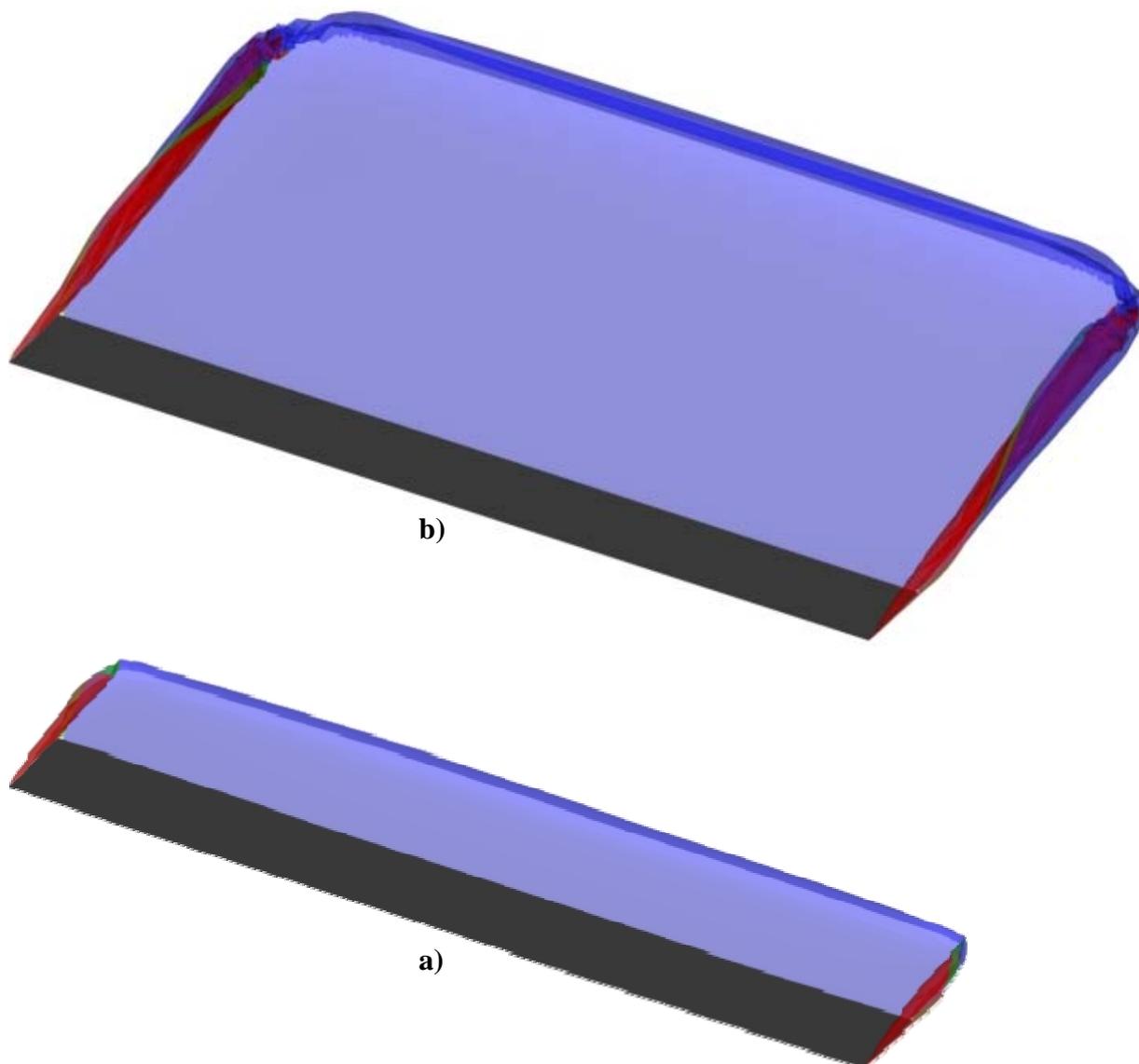


Figura 7: Evolución espacial de la estela para: a) 50 y b) 100 pasos de tiempo.

En la Figura 8 pueden verse gráficas de la circulación asociada a los segmentos de vorticidad distribuidos a lo largo de la cuerda. En la gráfica que corresponde al paso de tiempo 0 (Figura 8a), se puede apreciar la antisimetría de la curva respecto una línea vertical imaginaria situada en la mitad de la cuerda. En la Figura 8b se representa la evolución temporal de la circulación. En pasos de tiempo sucesivos se visualiza el “ascenso” de la curva de circulación. En la curva correspondiente al paso de tiempo 100 se observa que el valor de la circulación en el borde de fuga tiende a cero (característica de la respuesta en régimen).

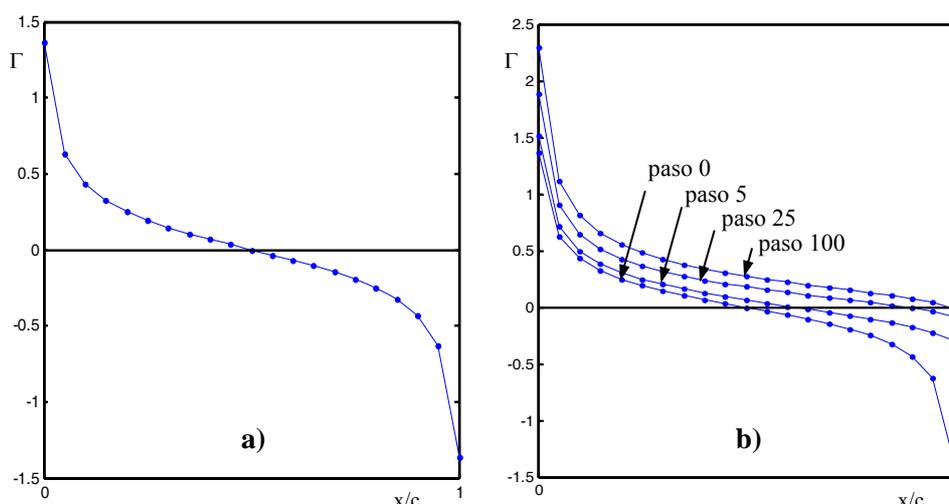
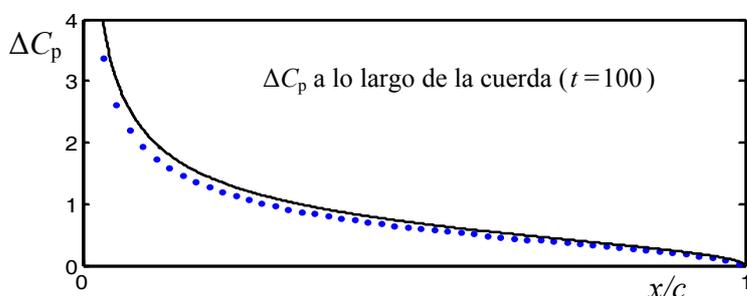


Figura 8: Circulación a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento. a) Paso de tiempo 0 y, b) evolución temporal (algunos pasos de tiempo).

Otros resultados obtenidos con un ala rectangular con alargamiento 14, un ángulo de ataque de 10 grados, y una malla más densa, se presentan en la Figura 9 y en la Figura 10. Allí puede verse la variación del coeficiente de presión ( $\Delta C_p$ ) a lo largo de la cuerda y en la envergadura del ala. Para validar la herramienta desarrollada, en la Figura 9 se compara la solución numérica en línea de puntos con la analítica (Katz y Plotkin, 2005) en línea llena, correspondiente a la ecuación 14. Allí el valor del  $\Delta C_p$  se expresa en función de la posición  $x$  a lo largo de la cuerda. El valor de  $c$  que aparece en la ecuación es la cuerda y  $\alpha$  es el ángulo de ataque.



$$\Delta C_p = 4 \sqrt{\frac{c-x}{x}} \alpha \quad (14)$$

Figura 9: Distribución del  $\Delta C_p$  a lo largo de la cuerda en el centro del ala (Katz y Plotkin, 2005).

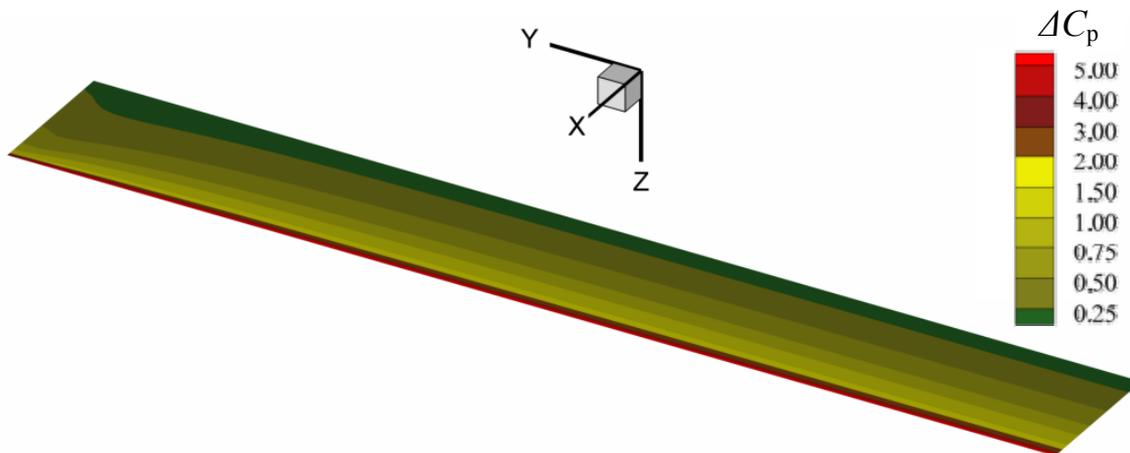


Figura 10: Distribución del  $\Delta C_p$  sobre la superficie de la mitad derecha del ala.

## 4.2 Caso de una configuración completa de un UAV

En esta sección se muestran resultados obtenidos aplicando la herramienta desarrollada a una configuración completa del UAV. Las dimensiones y los perfiles alares del UAV utilizados para hacer las simulaciones son tomados de la configuración base del trabajo de Blair y Camfield (2002).

La malla de la configuración consta de 1450 paneles y las simulaciones se realizan para un número de Match igual a 0.6 y para un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. La cantidad de pasos de tiempo máximo utilizada en la simulación es igual a 300. Esta cantidad de pasos permite a la estela evolucionar hasta alejarse unas cinco veces la longitud del cuerpo del fuselaje. El tiempo de ejecución de esta simulación insume 70 horas en una computadora de escritorio con un procesador con una velocidad de reloj de 2.8 GHz, con tecnología de doble núcleo, un bus frontal de 800 MHz y una memoria cache L2 de 1 Mb..

En la Figura 11 se muestran las estelas obtenidas en una vista frontal del UAV posicionado con el ángulo de ataque correspondiente. Pueden distinguirse varias zonas en la estela generada: *i)* las zonas de punta de ala, *ii)* las zonas de unión de alas y *iii)* una zona central en las inmediaciones del fuselaje del UAV. En la parte inferior de la Figura 11 se delimitan con llaves las distintas zonas.

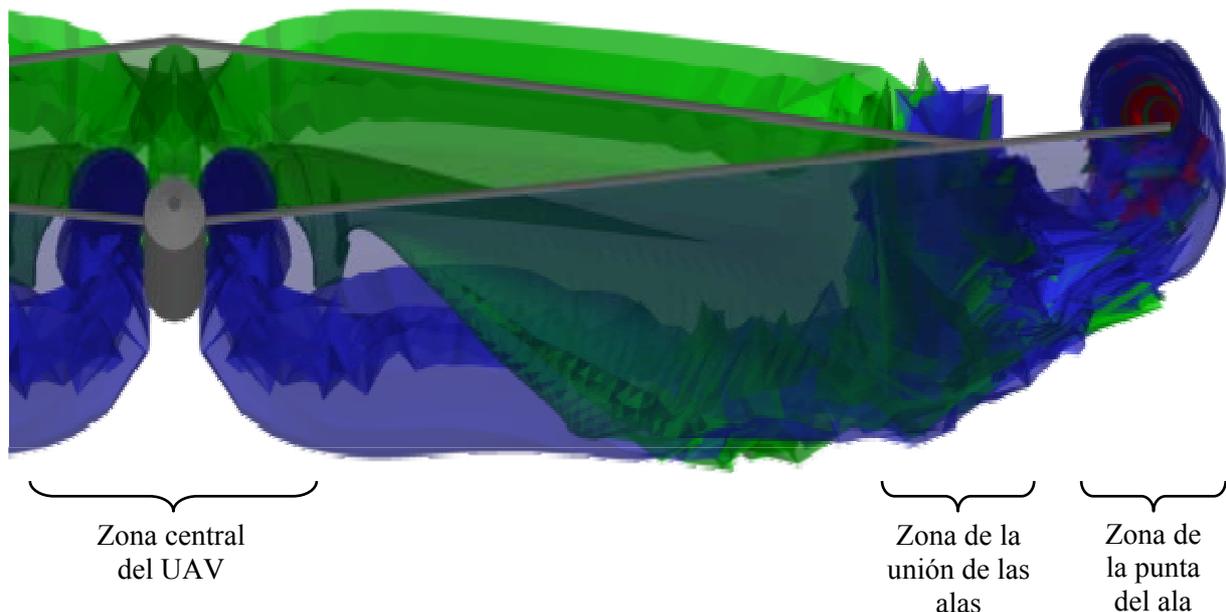


Figura 11: Delimitación de zonas de la estela desprendida desde el UAV.

La Figura 11 muestra en una vista isométrica la evolución espacial de las estelas desprendidas desde el borde de fuga de las alas delanteras y traseras y desde las punteras de las alas delanteras externas para distintos instantes de tiempo, i.e. para 100, 200 y 300 pasos de tiempo. En la Figura 12 las estelas de color azul representan las estelas desprendidas desde el borde fuga de las alas delanteras internas y externas y las estelas de color verde representan las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala trasera. Para representar las estelas emitidas desde las punteras de las alas se utilizan los colores verde y rojo.

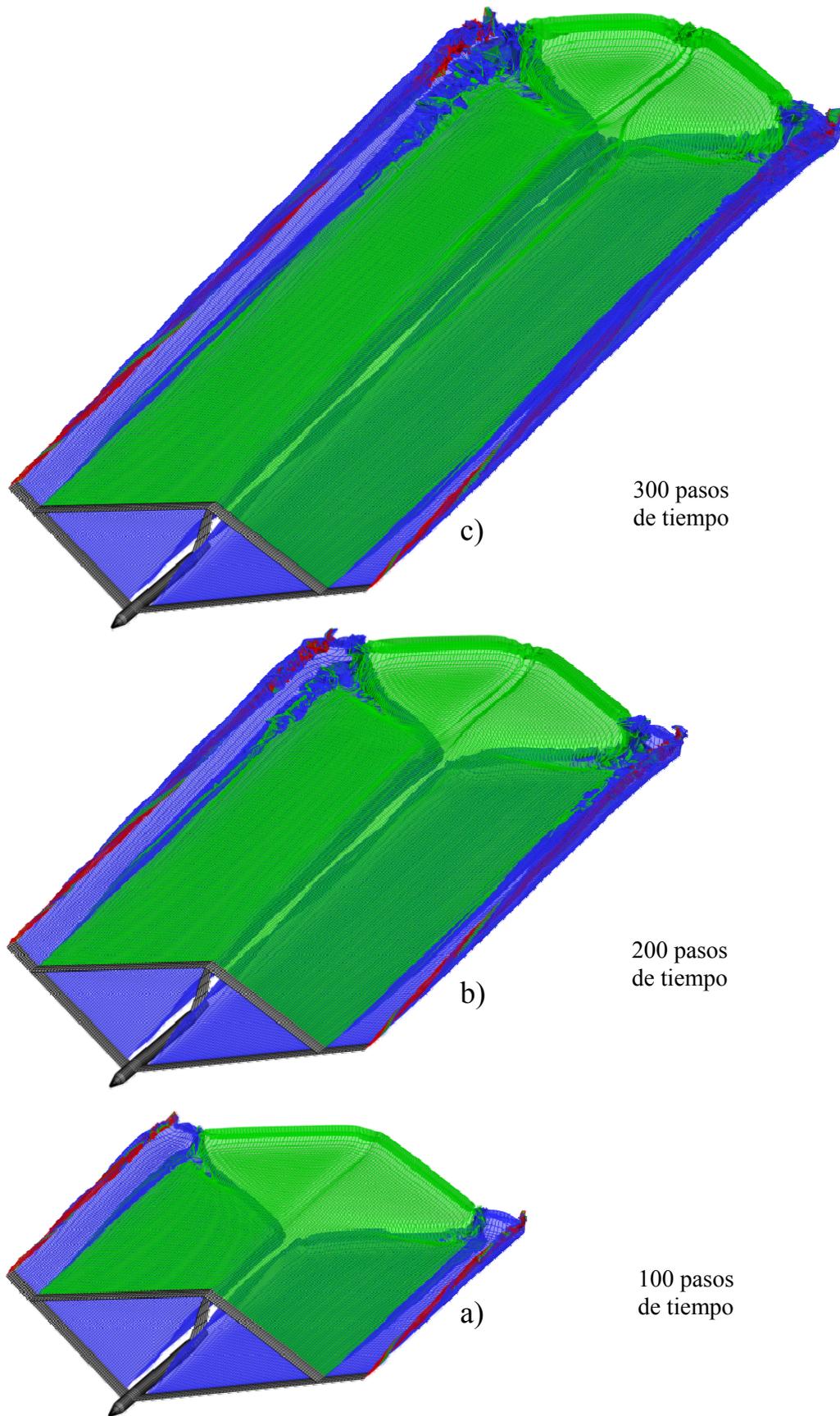


Figura 12: Evolución de las estelas para 100, 200 y 300 pasos de tiempo.

En la Figura 13 se muestran en detalle las estelas emitidas en la zona central del UAV. En la vista frontal del UAV que se muestra en la Figura 13a y en la vista de detalle mostrada en la Figura 13b se puede observar como inciden el fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala delantera interna.

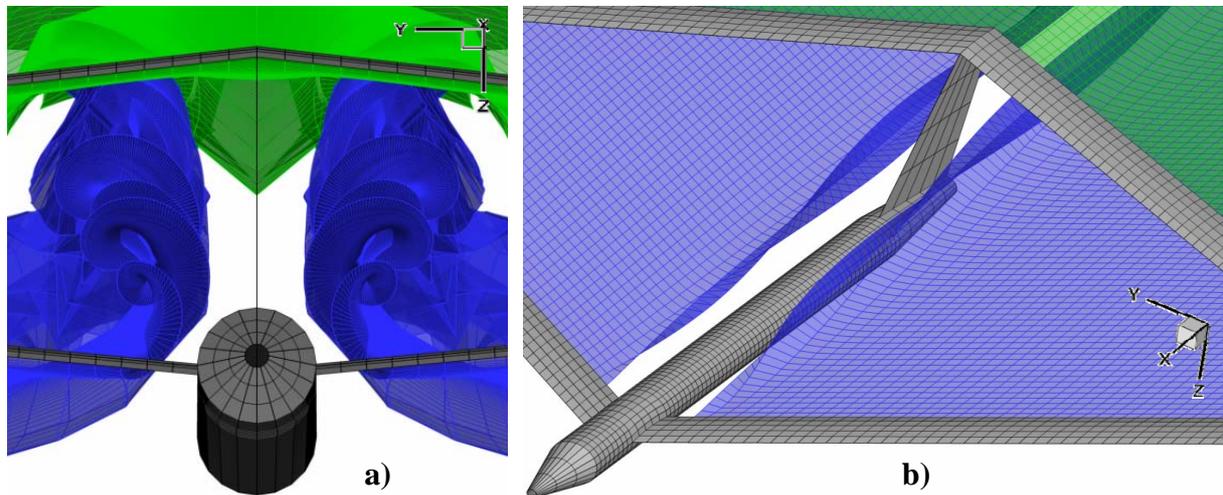


Figura 13: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona central.

Las estelas que son desprendidas desde el borde de fuga de las alas delanteras internas y de las alas traseras interactúan entre sí. En la Figura 14 puede observarse un detalle de la influencia mutua entre esas estelas. Las flechas de color rojo que se ven en esta figura resaltan el producto de las influencias de los vórtices que se desprenden desde el ala delantera interna. Estas influencias se producen corriente abajo y alejadas del UAV. En la Figura 15, sobre una vista que muestra gran parte de las estelas desprendidas, se destacan con flechas de color rojo las zonas de la estela desprendida desde el ala trasera que reflejan las influencias de las estelas desprendidas por las alas delanteras internas.

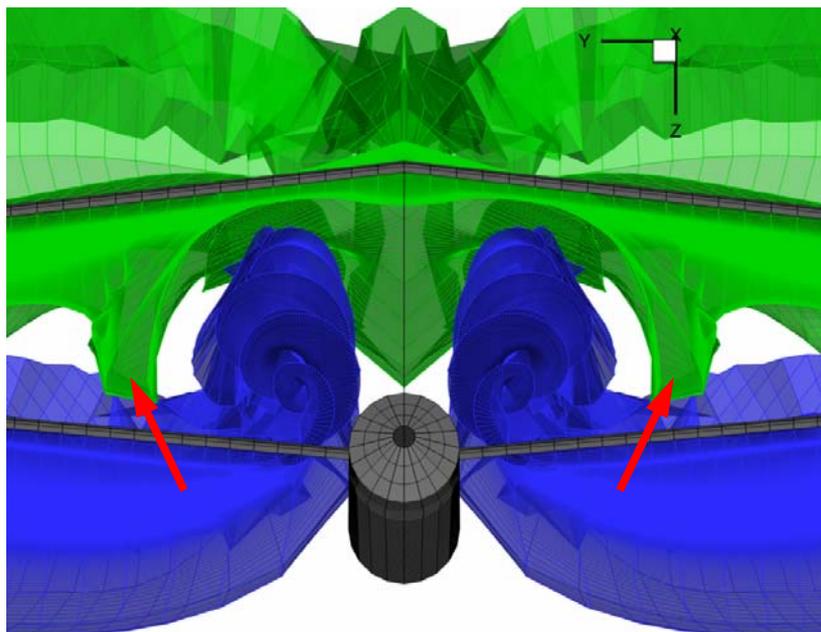


Figura 14: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas desde alas delanteras internas y alas traseras.

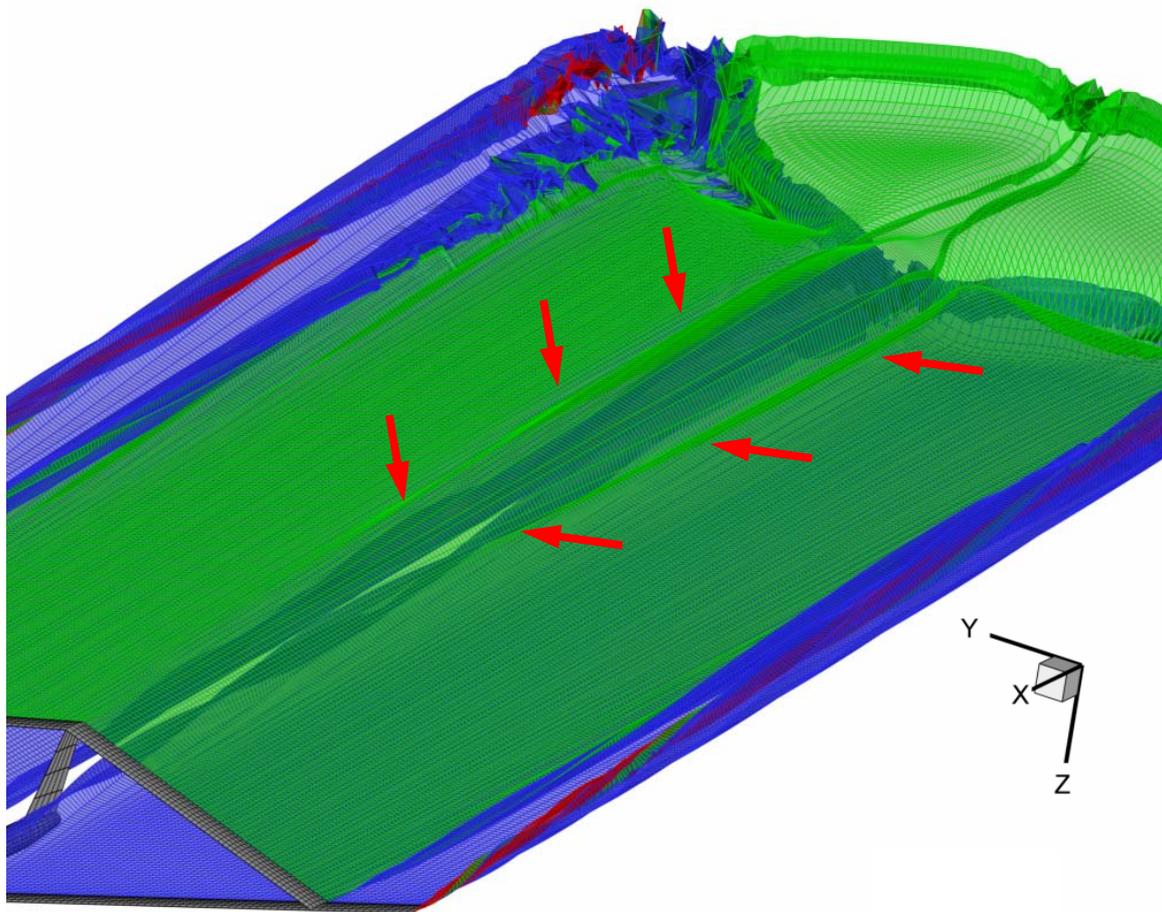


Figura 15: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas de alas delanteras internas y alas traseras.

En la Figura 16 se muestra la zona de unión de alas y la zona de la puntera del ala. En la Figura 16a pueden observarse detalles del vórtice de puntera de ala y del vórtice que se forma como consecuencia de la unión entre el ala delantera y la trasera. La Figura 16b muestra una ampliación de la zona de puntera de ala izquierda del UAV donde puede observarse cómo se desprende el vórtice de punta de ala.

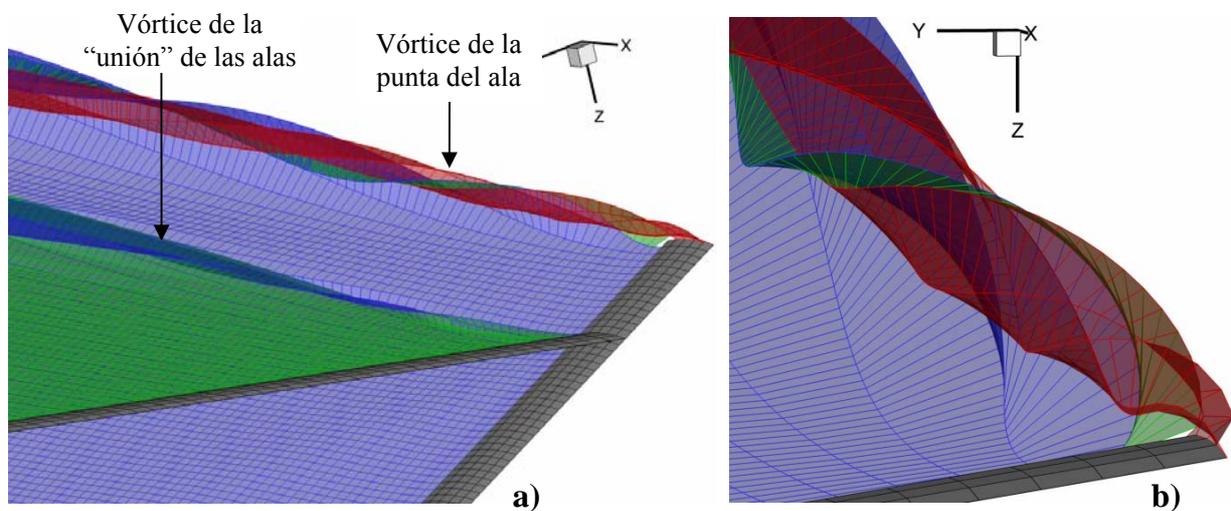


Figura 16: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona de la unión de alas y en la punta de ala.

En la Figura 17 se muestra la distribución del coeficiente de presión sobre las superficies sustentadoras. En la Figura 17a se puede observar una vista superior de la planta alar y en la Figura 17b una vista superior del ala delantera y trasera dispuestas de manera aislada. Para poder ver con más detalle la distribución del coeficiente de presión en la zona de la unión de alas, en la Figura 18 se muestra una vista ampliada de la zona que involucra la puntera del ala y la unión de alas.

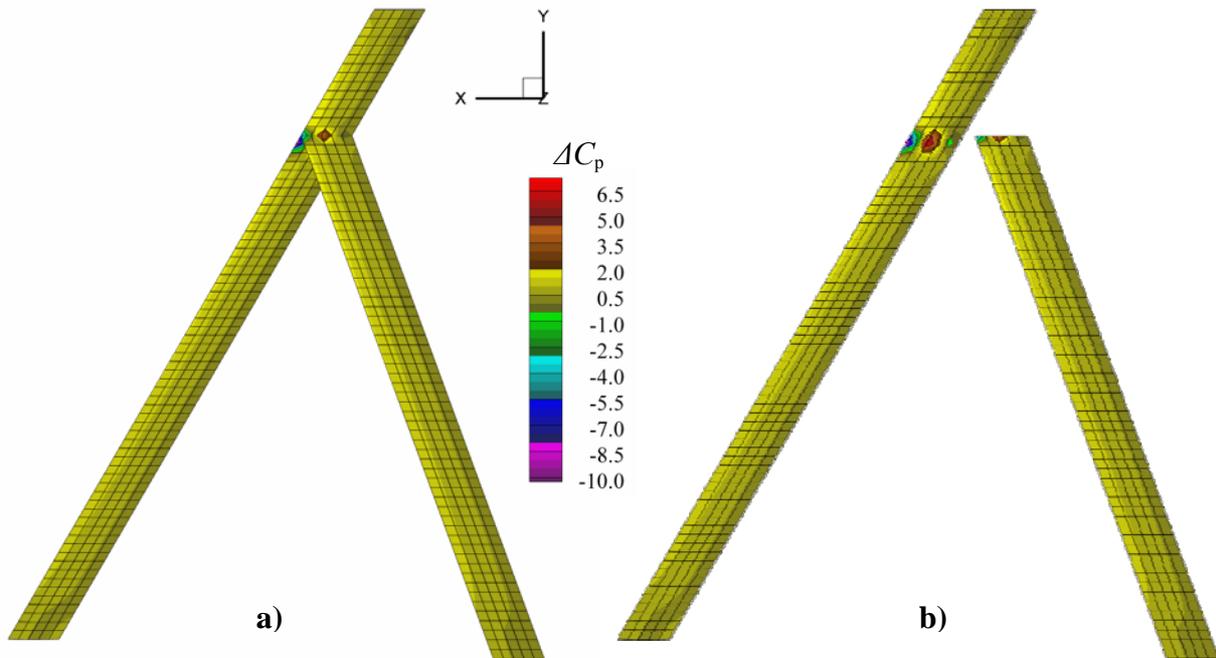


Figura 17: Evolución de las estelas para algunos pasos de tiempo.

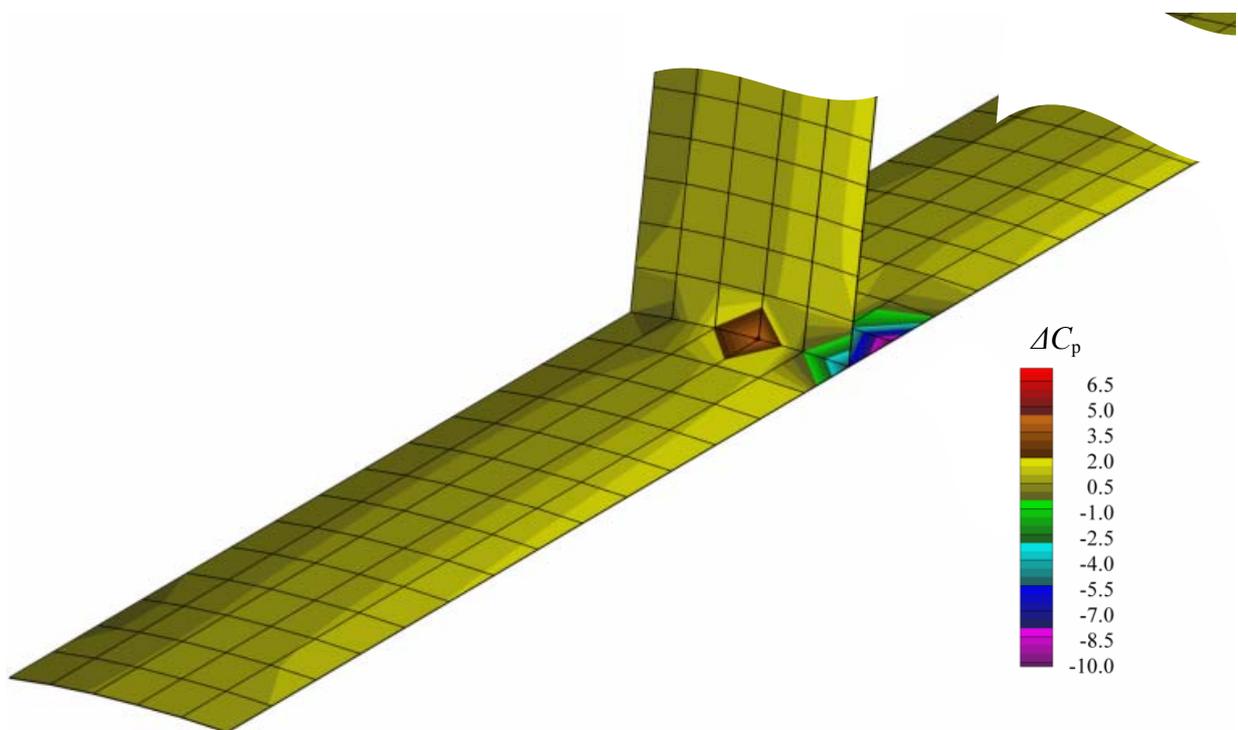


Figura 18: Detalles de la distribución del  $\Delta C_p$  en la zona de la unión de alas.

### 4.3 Curvas $C_L$ vs. ángulo de ataque

La herramienta presentada en este trabajo permite trazar curvas del coeficiente de sustentación ( $C_L$ ) versus el ángulo de ataque, un ejemplo de lo que puede obtenerse se muestra en la Figura 19. Para el cálculo de  $C_L$ , la superficie que se toma como referencia es la superficie total de las alas delanteras y traseras. En la figura se presentan los resultados de  $C_L$  obtenidos para la misma configuración presentada en la sección anterior (una imagen de la planta alar se incluye en la misma figura) y para las mismas condiciones, i.e. un número de Match de 0.6 y una simulación de 300 pasos de tiempo para cada ángulo de ataque. Los valores de ángulo de ataque utilizados para son  $0^\circ$ ,  $2.5^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $7.5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12.5^\circ$  y  $15^\circ$ , y el valor de  $C_L$  que le corresponde a cada uno de esos ángulos se remarca con un punto en gráfica de la figura.

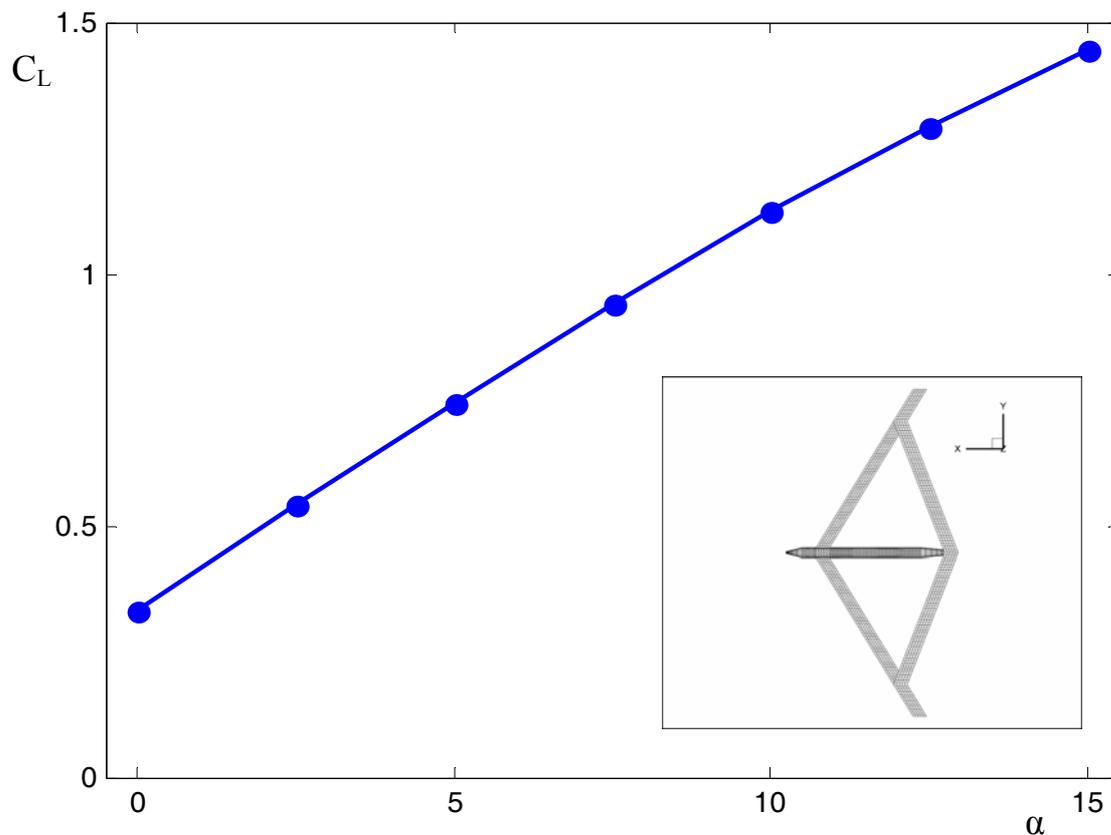


Figura 19: Cambios del coeficiente  $C_L$  para varios ángulo de ataque.

En la Figura 20 se muestran las curvas del  $C_L$  versus el ángulo de ataque para algunas configuraciones de UAV que tienen diferentes formas en su planta alar. Las condiciones en que se realizan las simulaciones para obtener las curvas son las mismas condiciones utilizadas para el caso presentado en la Figura 19. Las diferentes formas de la planta alar se obtienen a partir de la configuración denominada 1 la cual es la misma configuración presentada en secciones anteriores. El cambio que se realiza sobre la configuración 1 para obtener las configuraciones denominadas 2 y 3 consiste en cambiar el ángulo de flecha del ala delantera interior. Todas las otras características que permiten definir la configuración del UAV (diedros, envergadura, perfiles alares, dimensiones del fuselaje, etc.) permanecen inalteradas. En la Figura 20 se muestran imágenes de todas las configuraciones. El ángulo de flecha del ala delantera interior de las configuraciones 1, 2 y 3 tiene un valor de  $30^\circ$ ,  $0^\circ$  y  $-10^\circ$  respectivamente.

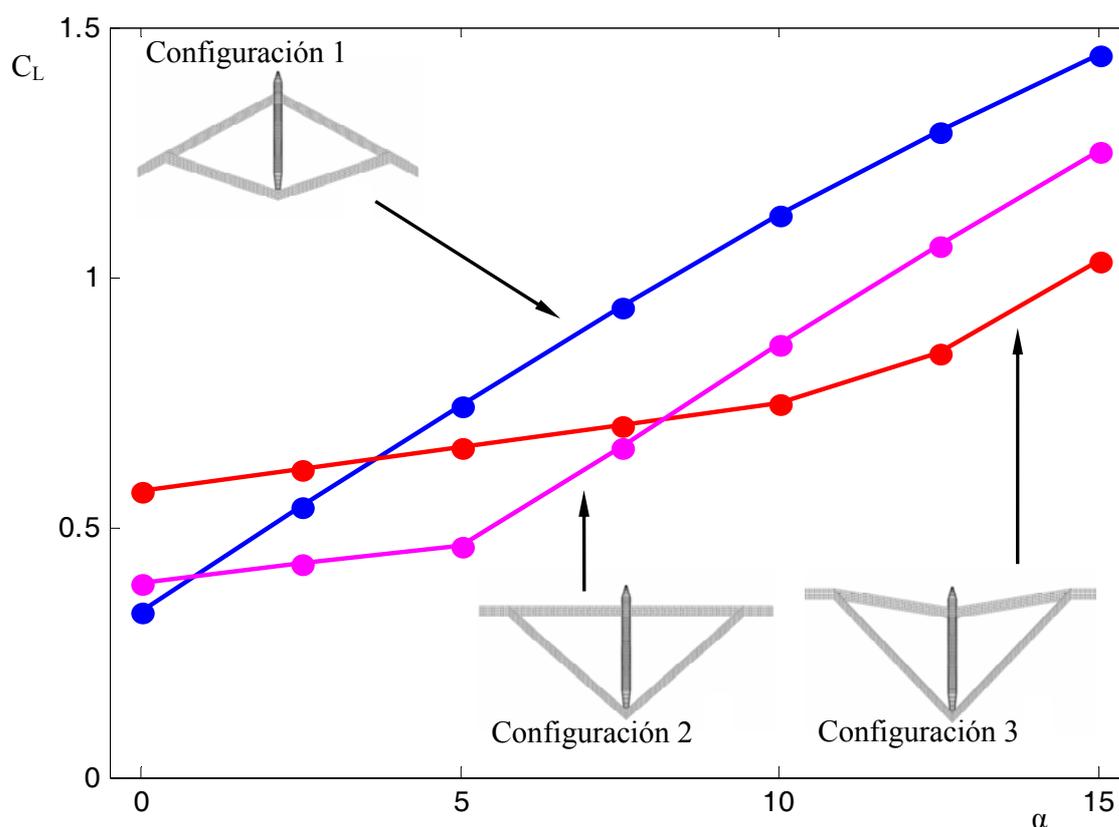


Figura 20: Cambios del coeficiente  $C_L$  para varios ángulo de ataque y para distintas configuraciones de UAVs.

## 5 CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Se presentó una herramienta computacional (en desarrollo) que permite hacer simulaciones del comportamiento aerodinámico de UAVs con una configuración de alas unidas de gran alargamiento. El modelo aerodinámico implementado en este esfuerzo ha sido validado comparándolo con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados.

La herramienta tiene la capacidad de calcular coeficientes adimensionales de sustentación y permite visualizar las influencias del fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas emitidas por las superficies sustentadoras y la influencia mutua entre las estelas. Completentariamente, está en desarrollo un preprocesador para crear de manera simple y rápida distintas configuraciones de UAVs, esto permite explorar las influencias que producen cambios en la geometría de la configuración sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo.

En este trabajo se estudió como se distribuye el coeficiente de presión sobre las alas delantera y trasera y se trazó una curva que muestra el cambio del coeficiente de sustentación respecto del ángulo de ataque para el caso de una configuración de UAV en particular. Como trabajo futuro está previsto dotar a la herramienta de la posibilidad de modelar con más libertad la unión de alas y ampliar las capacidades para visualizar la evolución de la estructura de vórtices de la estela y la evolución del flujo en general mediante gráficas del campo de velocidad en distintas posiciones espaciales.

Este trabajo es la parte inicial de un esfuerzo mucho mayor cuyo objetivo general es lograr un entendimiento cabal del comportamiento aeroelástico no-lineal y no estacionario de UAVs con configuración de alas unidas de gran alargamiento y alta flexibilidad, y que vuelan a gran altura.

## REFERENCIAS

- Batchelor, G. K., *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1967.
- Blair M. y Camfield R., A joined-wing structural weight modeling study, AIAA-2002-1337. *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, Colorado, 22–25 April 2002.
- Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., Una herramienta computacional para el diseño de vehículos aéreos no tripulados de gran envergadura y gran altitud. *IX International Congress on Numerical Methods in Engineering, Cimenics 2008*, Isla de Margarita, Venezuela, 1–4 de Abril 2008.
- Gloude-mans J.R., Davis P.C. y Gelhausen P.A., A rapid geometry modeler for conceptual aircraft, AIAA 96-0052. AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, 34th, Reno, NV, Jan., 1996.
- Katz J. y Plotkin A., *Low-Speed Aerodynamics*. 2<sup>nd</sup> Edition, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, UK, 2005.
- Kimler F. y Canfield R., Structural design of wing twist for pitch control of joined wing sensorcraft. AIAA-2006-7134. *11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, Virginia, Sep. 6–8, 2006.
- Konstadinopoulos P., Mook D.T. and 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.
- Lucia D.J., The sensorcraft configurations: A non-linear aeroservoelastic challenge for aviation. *AIAA 2005-1943, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Austin, Texas, 18–21 April 2005.
- Newcome L.R., *Unmanned aviation: A brief history of unmanned aerial vehicles*. 1<sup>st</sup>. Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2004.
- Nickol C., Guynn M., Kohout L. and Ozoroski, T., High altitude long endurance air vehicle analysis of alternatives and technology requirements development. AIAA-2007-1050, *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada, Jan. 8–11, 2007.
- Preidikman S. and Mook D.T., Time-domain simulations of linear and nonlinear aeroelastic behavior. *Journal of Vibration and Control*, 6(8):1135–1175, 2000.
- 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.
- Rodriguez D.L. y Sturdza P., A rapid geometry engine for aircraft design. *AIAA 2009-929, 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, 9–12 Jan, Reno, Nevada, 2006
- Srivastava A. y Mook D.T., Redundancy in the discrete vortex method for closed bodies. *Journal of Aircraft*, 31(6):1436–1437, 1994.
- Valdez M., Preidikman S. y Massa J., Aerodinámica de flujos bidimensionales e inestacionarios dominados por vorticidad. *Revista Mecánica Computacional*, 24:2333–2357, 2006.
- Valdez M.F. *Análisis aerodinámico de flujos bidimensionales e inestacionarios dominados por vorticidad aplicado a micro-vehículos aéreos inspirados en la biología*. Trabajo Final de grado, Universidad Nacional de Córdoba, 2006.
- Wolkovich J., The joined wing: An overview. *Journal of Aircraft*, 23(3):161–178, 1986.