

## VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS DE ALAS UNIDAS: SIMULACIONES DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO

L. Ceballos<sup>a</sup>, S. Preidikman<sup>a,b</sup> y J. Massa<sup>a,b</sup>

<sup>a</sup> Grupo de Mecánica Aplicada. Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto.  
Campus Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina.

<sup>b</sup> Departamento de Estructuras. Facultad de C. E. F y N., Universidad Nacional de Córdoba.  
Tel.: 0351-4334145, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina.

Email: lceballos@ing.unrc.edu.ar

### RESUMEN

*Se presenta una herramienta computacional para realizar simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados (UAVs) de alas unidas. La herramienta implementa una conocida técnica numérica de la dinámica de fluidos: el método de red de vórtices no-lineal e inestacionario.*

*En este esfuerzo se describe de manera sucinta el modelo aerodinámico implementado y se muestran algunos detalles de cómo se modelan de manera automatizada distintas configuraciones de UAVs de alas unidas. La simpleza y rapidez en la generación de configuraciones se ve potenciada por la incorporación de una GUI. Algunas instancias del uso de la GUI son mostradas a modo de ejemplo. Para demostrar las capacidades de cálculo de la herramienta, se presentan y explican distintos resultados obtenidos realizando un postprocesamiento gráfico. Gracias a sus capacidades, esta herramienta es un buen asistente para llevar a cabo el diseño preliminar de UAVs de alas unidas ya que se pueden explorar, evaluar y comparar de manera muy simple distintas configuraciones.*

**Palabras clave:** Vehículos aéreos no tripulados, UAVs, Configuración de alas unidas, Aerodinámica inestacionaria y no lineal, Método red de vórtices.

### INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados o "Unmanned Aerial Vehicles" (UAVs) son aeronaves robóticas autónomas o controladas remotamente que se caracterizan por que (i) no transportan a un operador humano; (ii) poseen una planta motriz; (iii) generan fuerzas aerodinámicas para volar; y (iv) tienen alguna forma de recuperación al final de su vuelo [1]. Los UAVs tienen aplicaciones en actividades civiles, científicas, comerciales, y militares. Algunas de estas actividades deben ser desarrolladas a grandes altitudes (en la estratosfera), en régimen de vuelo subsónico, 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.

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 (ver Figura 1). Esta configuración alar inusual se caracteriza por tener alas traseras con flecha negativa y alas delanteras con flecha positiva. Las alas traseras se conectan entre si en el extremo superior del empenaje vertical, y se empalman con las alas delanteras dando lugar a una planta alar de forma romboidal. Esta configuración presenta varias ventajas aerodinámicas y operacionales frente a los diseños convencionales [2]. Las no linealidades aerodinámicas y estructurales juegan un rol importante en la respuesta aeroelástica de estos tipos de UAVs [3]. 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.

En un esfuerzo orientado a desarrollar herramientas computacionales del tipo anteriormente mencionado se están siguiendo los lineamientos del trabajo de Preidikman [4]. 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). 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. 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 esta razón, la herramienta computacional incorpora un preprocesador que permite realizar una preparación adecuada de la geometría.

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.

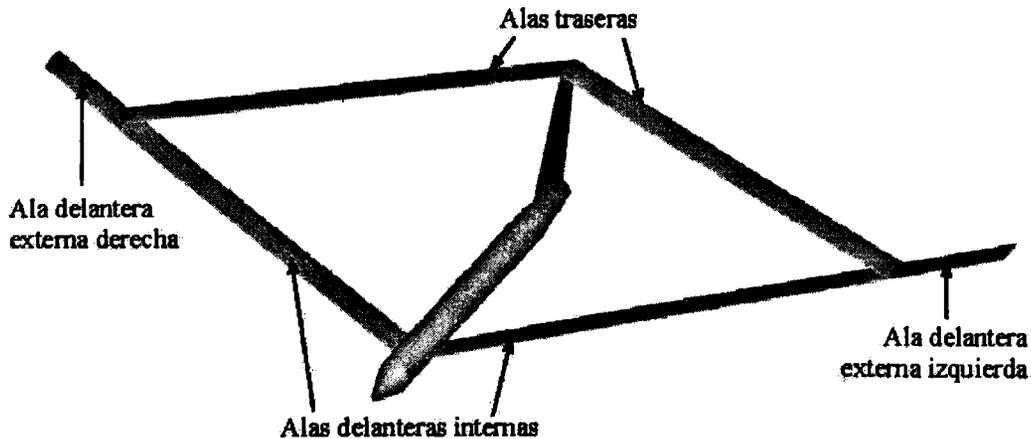


Figura 1. UAV de alas unidas; denominación de sus componentes.

## MODELO AERODINÁMICO

En este esfuerzo se ha implementado el modelo aerodinámico NUVLM porque 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 adecuadamente 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 el NUVLM porque existen numerosas aplicaciones previas de dicho método que demuestran que es 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 la superficie de las mismas. 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 imitar las capas límites y las estelas mediante sábanas vorticosas de dos tipos "sábanas adheridas" y "sábanas libres".

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 la vorticidad presente en las estelas en un dado instante de tiempo fue generada y convectada desde el ala en un tiempo anterior, las cargas aerodinámicas dependen de la historia del movimiento; las estelas son los historiadores. 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.

Aspectos importantes de la formulación matemática, implementación del modelo empleado en la herramienta computacional, y más detalles acerca del NUVLM no son presentados aquí por limitación de espacio, pero pueden consultarse los trabajos [4, 5].

## EL PREPROCESADOR DE GEOMETRÍAS

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), de información relativa a los perfiles alares y de parámetros específicos del mallado. 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 1). La construcción de la malla se hace con la herramienta computacional desarrollada, la cual permite generar configuraciones de UAV de alas unidas de manera simple, rápida e intuitiva.

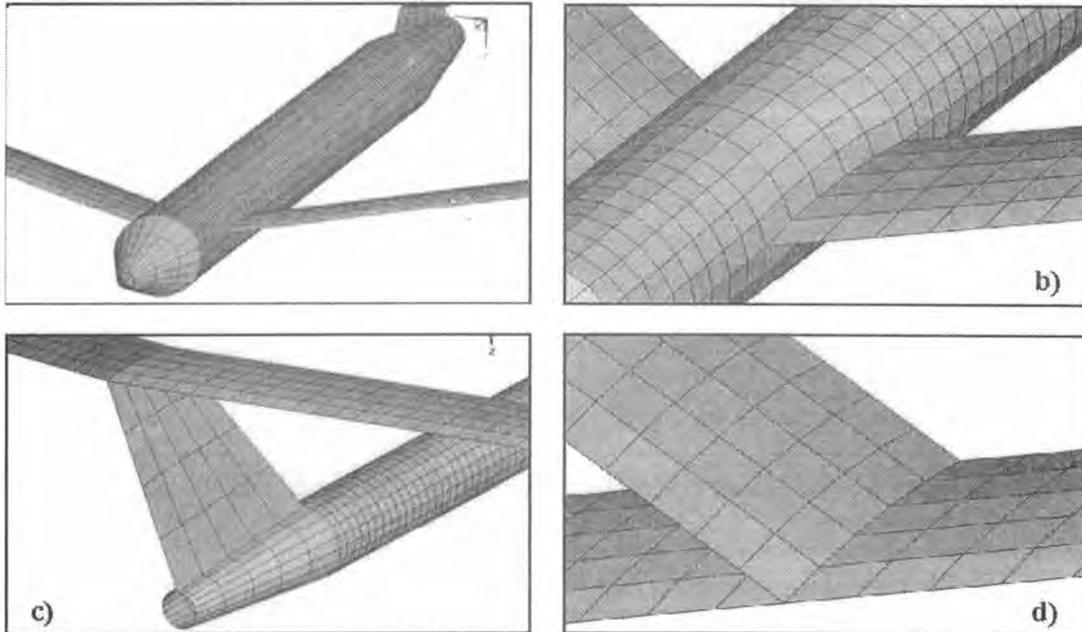


Figura 2. Detalles del tratamiento de zonas particulares del mallado.

A modo de ejemplo en la Figura 2 se muestran detalles particulares del mallado de un UAV. Las alas 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. En la Figura 2d se presenta un detalle del mallado alrededor de la unión de las alas. En la Figura 2b se muestra en detalle la unión ala delantera-fuselaje. 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 Figuras 2a y 2c). El fuselaje se modela como un cuerpo que no está completamente cerrado para evitar redundancias en el NUVLM [6]. 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 2c).



Figura 3. Curvas de referencia que delimitan la geometría del ala delantera externa.

Para definir las alas, es necesario determinar curvas de referencia procesando los datos correspondientes al extradós e intradós de cada uno de los perfiles alares utilizados. Para ello se realizan dos operaciones:

determinación de la línea media del perfil y distribución, sobre la línea media, de los nudos que conformarán la red de vórtices. Las curvas definidas con la disposición de puntos que resultan del tratamiento de perfiles antes mencionado, se escalan, rotan y/o trasladan para ubicarlas en los lugares que les corresponden sobre la superficie sustentadora: 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 3 se muestran, sobre la geometría final del UAV, las curvas de referencia que permiten delinear la geometría del ala delantera externa.

El módulo que preprocesa la geometría, posee una interfaz gráfica de usuario (GUI) desarrollada en MATLAB que facilita mucho la generación de la geometría. En la Figura 4 se muestra un par de instancias de la GUI donde se configuran parámetros de las alas y de la malla (Figuras 4a y 4b, respectivamente).

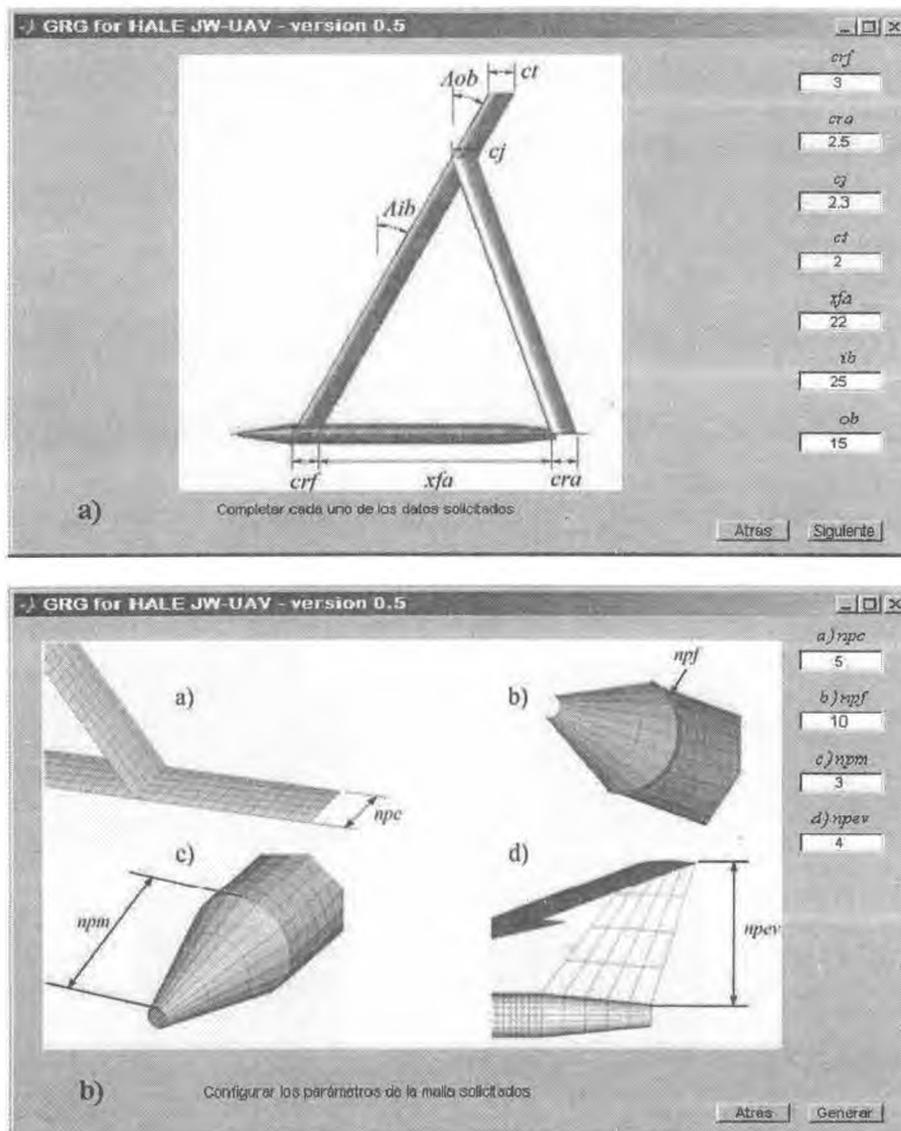


Figura 4. La GUI del módulo preprocesador de geometría.

En la Figura 5 se presentan algunos ejemplos de configuraciones obtenidas mediante el uso del preprocesador. En la Figura 5a se muestra la “configuración base” tomada de la referencia [7]. La Figura 5b muestra una configuración con el ala delantera sin flecha y sin diedro. En la Figura 5c 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 5d 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 ilustran sobre la flexibilidad del preprocesador.

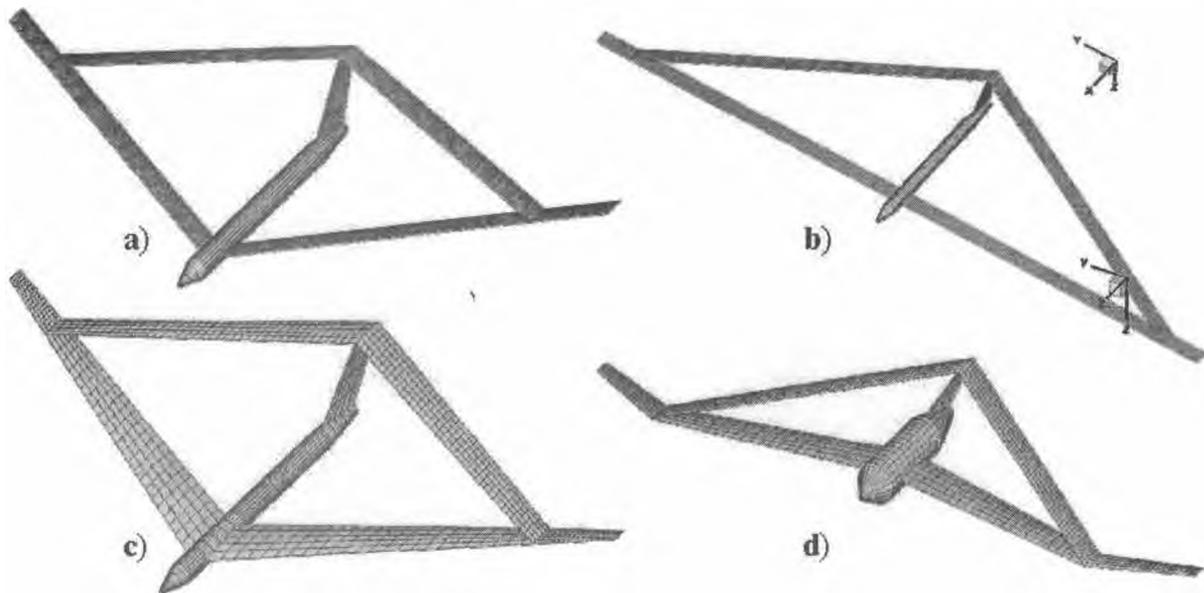


Figura 5. Ejemplos de diferentes geometrías de UAVs generadas por el preprocesador.

## RESULTADOS

### Caso de geometrías simples

En esta sección se presentan resultados, obtenidos con la herramienta desarrollada, para alas con planta rectangular y con perfil alar simétrico. En la Figura 6 se muestra la evolución espacial de la estela vorticiosa de un ala rectangular plana con alargamiento 10 y con un ángulo de ataque geométrico de 10 grados en dos instantes de tiempo.

En la Figura 7 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, se puede apreciar la antisimetría de la curva respecto una línea vertical imaginaria situada en la mitad de la cuerda. En 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).

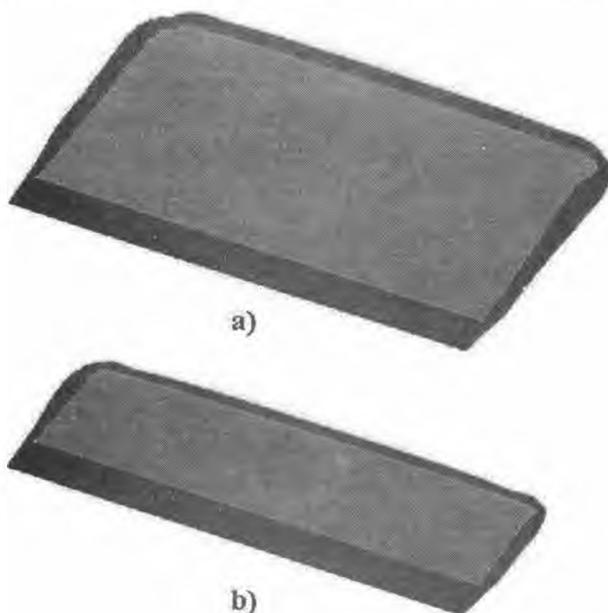


Figura 6. Evolución espacial de la estela para a) 50 y b) 100 pasos de tiempo

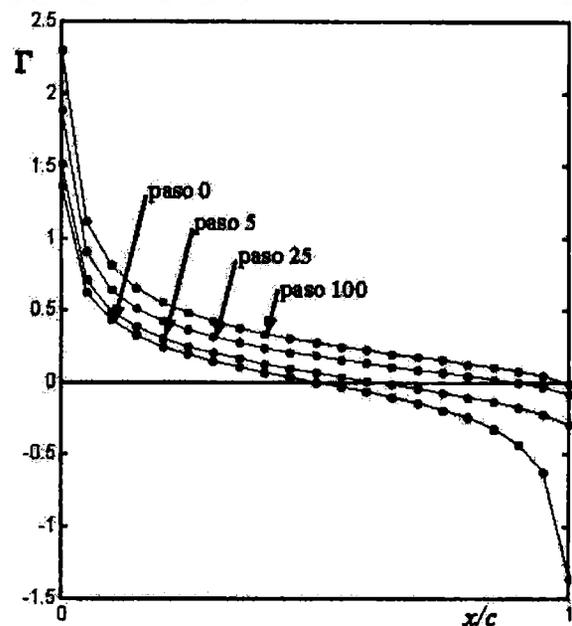


Figura 7. Evolución temporal de la circulación a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento.

Otro resultado obtenido con un ala rectangular con alargamiento 14, ángulo de ataque de 10 grados, y malla más densa, se presenta en la Figura 8. Allí puede verse la variación del coeficiente de presión ( $\Delta C_p$ ) a lo largo de la cuerda. Para validar la herramienta desarrollada se compara la solución numérica en línea de puntos con la analítica [8] en línea llena, correspondiente a la ecuación 14 donde 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.

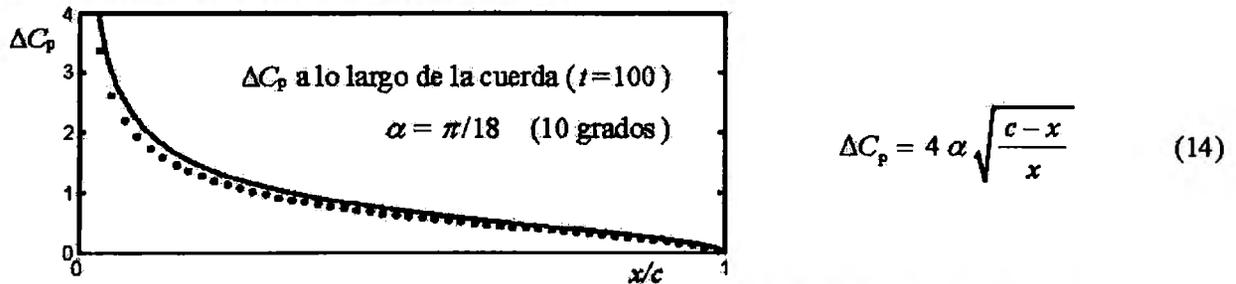


Figura 8. Distribución del  $\Delta C_p$  a lo largo de la cuerda en el centro del ala [8].

### Caso de una configuración completa de UAV

En esta sección se muestran resultados obtenidos aplicando la herramienta desarrollada a la configuración completa del UAV de la referencia [7]. Las simulaciones se realizaron utilizando un número de Match igual a 0.6 y un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. La cantidad de pasos de tiempo utilizada en la simulación es igual a 300, esto permite a la estela evolucionar hasta alejarse unas cinco veces la longitud del cuerpo del fuselaje. La Figura 9a muestra la evolución espacial de las estelas desprendidas desde el borde de fuga de las superficies sustentadoras para distintos instantes de tiempo. En la Figura 9b se detallan los vórtices en las estelas desprendidas desde la zona de la puntera y unión de alas.

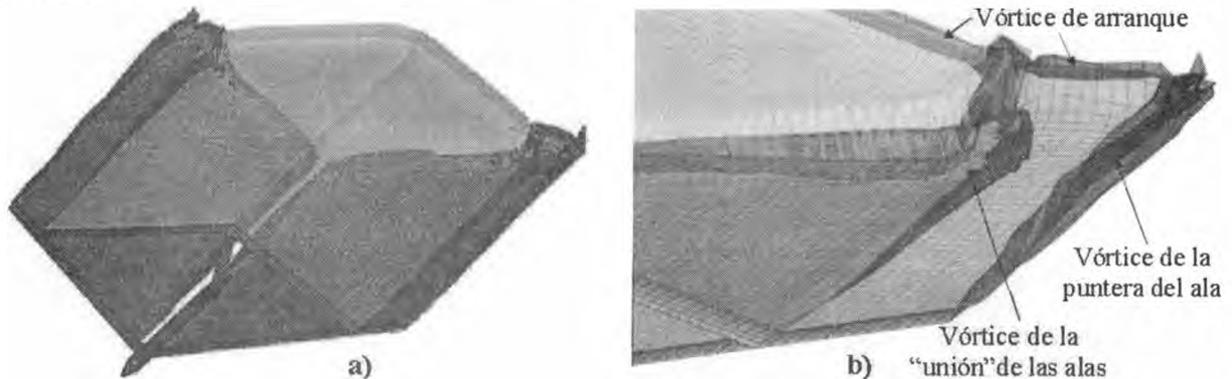


Figura 9. Evolución de estelas para 100 pasos de tiempo. a) UAV completo; b) detalles del vórtice arranque, de puntera de ala, y del vórtice que se forma como consecuencia de la unión entre el ala delantera y el ala trasera

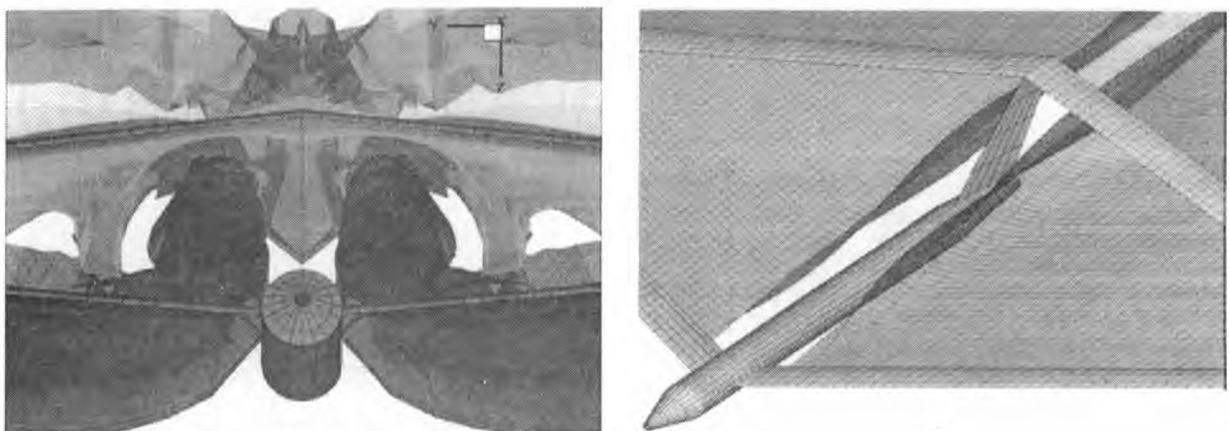


Figura 10. Detalles del comportamiento de las estelas desprendidas en 300 pasos de tiempo.

En la Figuras 10a y 10b se puede observar como inciden el fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala delantera interna. 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 10a puede verse también un detalle de la influencia mutua entre esas estelas. Las flechas de color rojo 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 11 se muestra la distribución del coeficiente de presión sobre las superficies sustentadoras. En la Figura 11a se puede observar una vista superior de la planta alar y en la Figura 11b un detalle de la zona de la unión de alas. Estos resultados corresponden a una simulación de 300 pasos de tiempo.

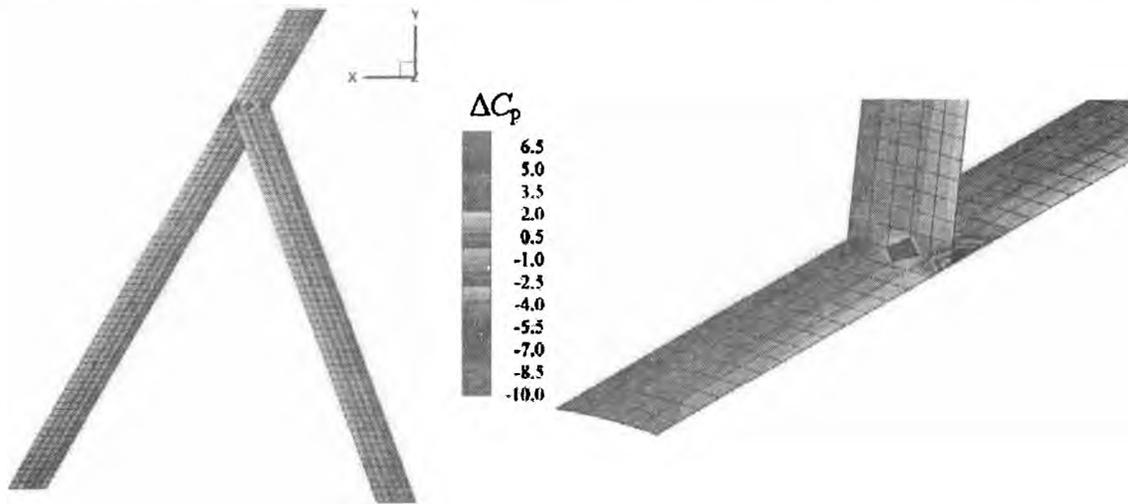


Figura 11. Distribución del  $\Delta C_p$  a) en las alas; b) en un detalle de la unión

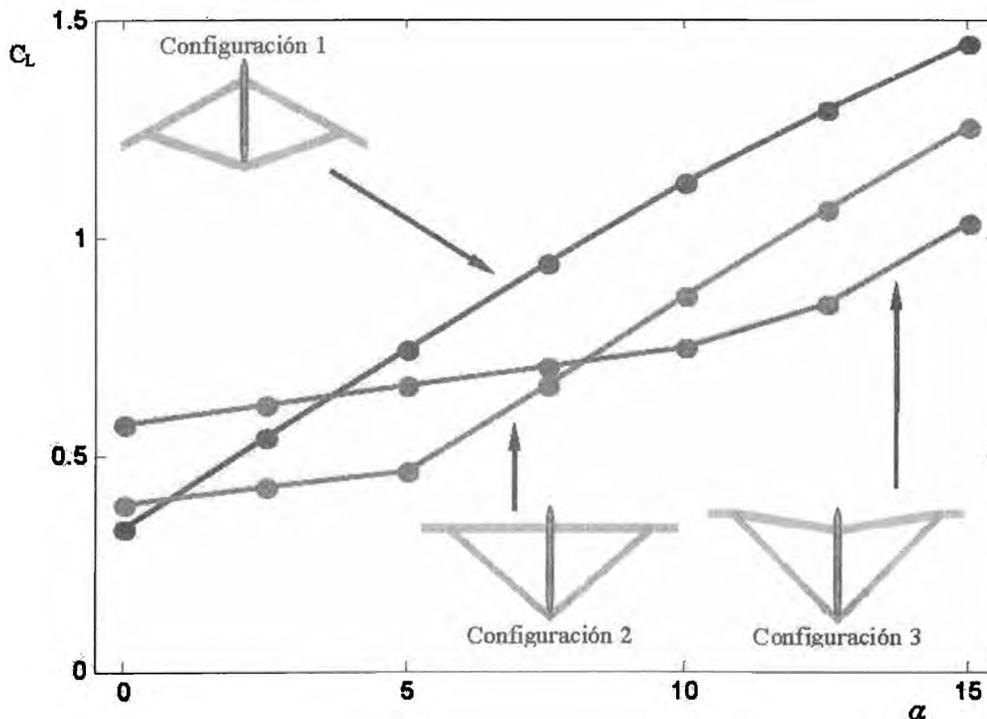


Figura 12. Coeficiente  $C_L$  en función del ángulo de ataque  $\alpha$  para tres configuraciones de UAVs.

La herramienta presentada en este trabajo permite trazar curvas del coeficiente de sustentación ( $C_L$ ) versus el ángulo de ataque ( $\alpha$ ), un ejemplo de lo que puede obtenerse se muestra en la Figura 12. Para el cálculo de  $C_L$ , la superficie que se toma como referencia es la superficie total de las alas delanteras y traseras. Se presentan curvas de  $C_L$  versus el ángulo de ataque para tres configuraciones de UAV que

tienen diferentes formas en su planta alar. En las simulaciones para obtener esas curvas se consideraron las mismas condiciones del caso presentado en el comienzo de esta sección. 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 modificar 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. Las imágenes de las tres configuraciones se muestran en la Figura 12. 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.

## CONCLUSIONES

En este esfuerzo 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 permite: *i*) visualizar las influencias del fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas emitidas por las superficies sustentadoras y la influencia mutua entre las estelas, *ii*) calcular algunos coeficientes adimensionales, y *iii*) visualizar la distribución de coeficientes sobre las superficies sustentadoras y trazar curvas.

Complementariamente, la herramienta posee un preprocesador para crear de manera simple, rápida intuitiva y libre de errores distintas configuraciones de UAVs, esto permite explorar las influencias que producen cambios en la geometría de la configuración sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo. Este procesador potencia su simplicidad de uso debido a que tiene incorporado una GUI.

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 permitir que la herramienta pueda modelar con más libertad la unión entre el ala delantera y el ala trasera, 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

1. L.R. Newcome: "Unmanned aviation: A brief history of unmanned aerial vehicles", 2004, 1st. Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia.
2. J. Wolkovich: The joined wing: An overview. *Journal of Aircraft*, 1986, Vol. 23(3):161-178.
3. D.J. Lucia: The sensorcraft configurations: A non-linear aeroservoelastic challenge for aviation. AIAA 2005-1943, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 18-21 April 2005, Austin, Texas.
4. S. Preidikman: "Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems", 1998, Ph.D. Dissertation, Department of Engineering Science and Mechanics. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA.
5. L. Ceballos, S. Preidikman y J. Massa: Herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas, 2008. *Revista Mecánica Computacional*, Vol. 27.
6. A. Srivastava y D.T. Mook: Redundancy in the discrete vortex method for closed bodies. *Journal of Aircraft*, 1994, Vol. 31(6):1436-1437.
7. M. Blair y R. Camfield: A joined-wing structural weight modeling study, AIAA-2002-1337. 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 22-25 April 2002, Denver, Colorado.
8. J. Katz: y A. Plotkin: "Low-Speed Aerodynamics. 2nd Edition", 2005, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, UK.