

Desarrollo de una herramienta computacional para el diseño aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados

Luis R. Ceballos⁽¹⁾, Sergio Preidikman^(1,2) y Julio C. Massa^(1,2)

⁽¹⁾ *Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina. e-mail: lceballos@ing.unrc.edu.ar*

⁽²⁾ *Departamento de Estructuras, Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, (5000) Córdoba, Argentina. e-mail: spreidikman@efn.uncor.edu*

RESUMEN

Los vehículos aéreos no-tripulados (UAVs) se están usando para vigilancia, reconocimiento y telecomunicaciones. Estas aeronaves han sido concebidas como plataformas espaciales, flexibles y móviles, que vuelan a gran altitud y pueden resultar una alternativa a los actuales satélites de comunicaciones. El alto número de Reynolds, característico del vuelo de este tipo de vehículos aéreos, valida el uso de modelos aerodinámicos donde los efectos viscosos están confinados a las estelas vorticosas que se desprenden de los bordes filosos de todas las superficies sustentadoras y a la capa límite que envuelve la superficie de la estructura del vehículo y donde el resto del flujo puede considerarse potencial. La utilización del método de red de vórtices no lineal e inestacionario (NUVLM) permite predecir las cargas aerodinámicas actuantes y las interacciones aerodinámicas que existen entre las estelas vorticosas, las alas delanteras, las alas posteriores, y el empenaje vertical.

La herramienta computacional desarrollada en este trabajo permite generar la geometría del UAV de una manera simple y rápida a través de la definición de parámetros geométricos generales y estudiar el desempeño aerodinámico de la configuración de UAV seleccionada. Los parámetros geométricos de entrada son: envergadura, dimensiones del fuselaje, estabilizador vertical y alas, posición de la unión de alas, ángulos de flecha y diedro, etc. Mediante el uso de transformaciones afines se genera la geometría del UAV, una malla que representa la sabana vorticosa adherida a la superficie del vehículo es creada automáticamente previa al uso del NUVLM. Se presentan resultados que muestran la flexibilidad que tiene el generador de geometría y el uso de la herramienta sobre geometrías simples y sobre el UAV completo. 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.

Palabras Claves: vehículos aéreos no tripulados, uavs, método de red de vórtices no lineal e inestacionario, configuración de alas unidas, "sensorcraft".

1. INTRODUCCIÓN

Los vehículos aéreos no tripulados o “Unmanned Aerial Vehicles” (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. Estas misiones requieren del uso de vehículos muy livianos 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 [1, 2]. En las últimas décadas se ha desarrollado 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 un sinnúmero de ventajas aerodinámicas y operacionales frente a los diseños convencionales [3].

Durante las etapas de diseño preliminar o de rediseño de este tipo de aeronaves, resulta crucial disponer de herramientas computacionales que permitan asistir al proyectista con el fin de reducir: 1) el tiempo de preparación de datos, 2) el número de errores cometidos en la definición de la geometría y en la generación de mallas, y 3) el costo computacional asociado al uso de códigos de computadora para análisis estructural, aerodinámico, y/o aeroelástico, entre otros.

En este trabajo se presentan avances en el desarrollo de una herramienta numérica muy flexible que permite llevar a cabo, de manera económica, la definición geométrica (y generación de mallas) de diferentes configuraciones de UAVs, y el posterior análisis de las características aerodinámicas (inestacionarias y no-lineales) de estas configuraciones.

2. EL MODELO AERODINÁMICO

El modelo aerodinámico implementado en la herramienta computacional aquí presentada se basa en la distribución de singularidades. La idea principal consiste en reemplazar las superficies de los cuerpos inmersos en el seno del fluido por una distribución de singularidades, y calcular la intensidad de dichas singularidades mediante la solución de la versión discretizada de una ecuación integral. En particular, el modelo empleado se basa en la distribución de segmentos vorticosos de intensidad variable tanto espacial como temporal.

El número de Reynolds relativamente alto, característico del vuelo de estos vehículos, valida la utilización de modelos aerodinámicos que consideran el flujo como levemente viscoso. En este tipo de flujos, los efectos de la viscosidad están confinados, solamente, a las estelas vorticosas (modeladas como sábanas vorticosas libres) que se desprenden de los bordes filosos del sólido inmerso en la corriente de aire, y a las delgadas capas límite (modeladas como sábanas vorticosas adheridas) que envuelven la superficie del vehículo. El resto del flujo se considera potencial. Esto permite predecir las cargas aerodinámicas mediante el uso del conocido método de red de vórtices no-lineal e inestacionario (NUVLM). Esta técnica de la dinámica de fluidos computacional brinda una solución numérica para el problema considerado en este trabajo, que es muy atractiva y que requiere poco esfuerzo computacional. Adicionalmente, este método presenta ventajas importantes debido a su generalidad y a la relativa simplicidad de su implementación computacional [4].

La implementación numérica de este modelo requiere que la geometría del UAV se defina de una manera particular: las distintas partes componentes del vehículo (ver Figura 1) son representadas mediante un conjunto de superficies. La definición de estas superficies se realiza mediante mallas formadas por paneles y nudos. En la primera parte de este trabajo se describe un preprocesador desarrollado específicamente para construir las mallas mencionadas anteriormente.

3. EL PREPROCESADOR

La malla que representa la sábana vorticosa adherida al vehículo es generada por un preprocesador que puede crear distintas configuraciones de UAVs a partir de ciertos parámetros geométricos generales, de información relativa a los perfiles alares, y de datos específicos de la malla. La malla correspondiente a la configuración completa se obtiene manipulando de manera separada las distintas partes que componen el vehículo; esto es, alas, empenaje, fuselaje, etc. (ver Figura1).

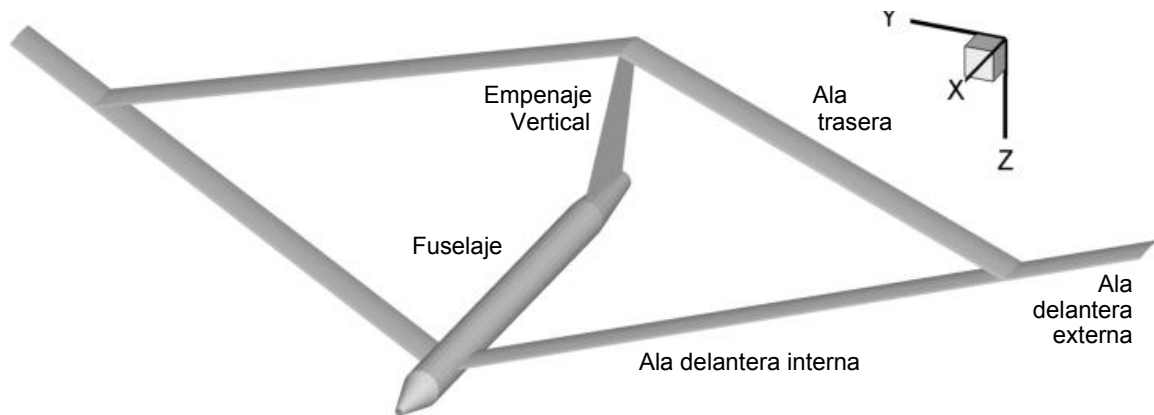


Figura 1 Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas.

En una configuración de UAV de “alas unidas” se utilizan diferentes perfiles alares en la raíz del ala delantera, en la raíz de ala trasera, en la unión de alas, y en la puntera. Los distintos perfiles son generados por el preprocesador a partir de la definición geométrica del extradós y del intradós. Estos datos son posteriormente procesados para determinar la línea media del perfil y para distribuir, sobre la línea media, los nudos que conforman la malla aerodinámica. Un ejemplo de este tratamiento se presenta en las Figura 2.a y 2.b.

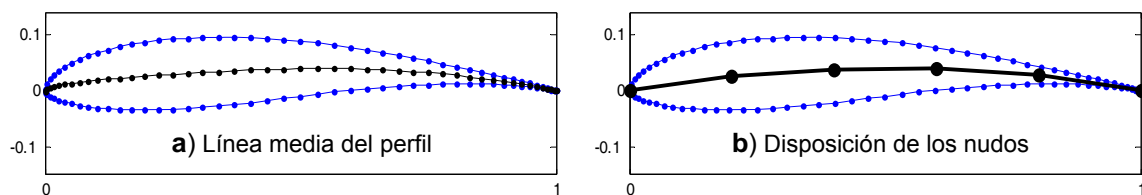


Figura 2 Ejemplo del tratamiento realizado por el preprocesador al Perfil FX 60-126.

Los parámetros necesarios para definir la geometría del UAV se indican en la Figura 3 y se listan en la Tabla 1, estos parámetros deben ser ingresados como datos de entrada del preprocesador.

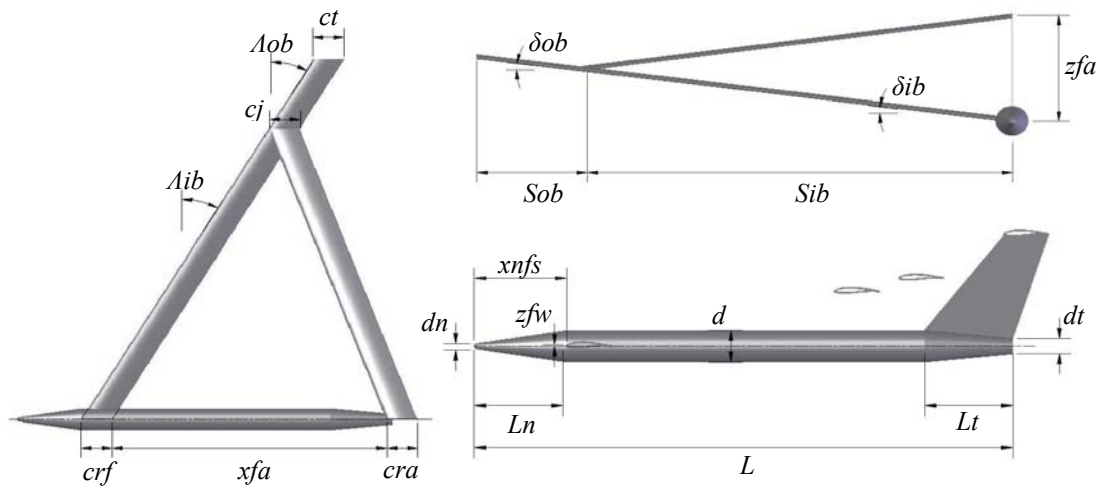


Figura 3 Parámetros que definen la geometría de un UAV de alas unidas.

Tabla 1 Parámetros de entrada para el preprocesador.

ct	Cuerda en la punta de ala.	cj	Cuerda en la unión de alas.
crf	Cuerda en la raíz del ala delantera.	cra	Cuerda en la raíz del ala trasera.
L	Longitud total del fuselaje.	Ln	Longitud del morro.
Lt	Longitud de la parte trasera del fuselaje.	d	Diámetro del cuerpo principal del fuselaje.
dn	Diámetro del fuselaje en la nariz.	dt	Diámetro del fuselaje en la parte trasera.
zfa	Altura del empenaje vertical.	xfa	Separación entre el ala delantera y la trasera.
δob	Ángulo de diedro del ala delantera externa.	δib	Ángulo de diedro del ala delantera interna.
Aob	Ángulo entre el borde de ataque y el eje y del ala delantera externa.	Aib	Ángulo entre el borde de ataque y el eje y del ala delantera interna.
Sob	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera externa.	Sib	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera interna.
$xnfs$	Posición de la raíz del ala delantera respecto de la nariz del UAV.	zfw	Posición de la raíz del ala delantera respecto del eje del fuselaje.

A partir de los datos de entrada, el preprocesador efectúa en primera instancia, un delineamiento general de las partes componentes del UAV. Para ello genera un conjunto de curvas que servirán, a posteriori, como referencias para construir las mallas. Para poder ubicar cada una de las curvas se llevan a cabo transformaciones afines que producen rotaciones, traslaciones y escalados de los dominios resultantes del procesamiento de los perfiles antes mencionado. Cada una de las partes a mallar posee dos curvas de referencia. En las Figuras 4.a y 4.b se muestran las curvas que sirven de referencia para construir la malla del ala trasera y del ala delantera externa respectivamente.

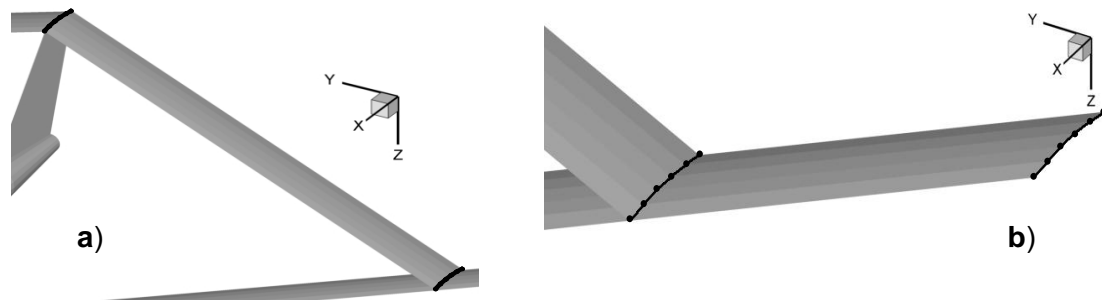


Figura 4 Curvas de referencia utilizadas para delinear la geometría del UAV.

El fuselaje es idealizado, en su mayor parte, como un tubo 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 5.a y 5.c). La razón por la que el fuselaje se modela como un cuerpo que no está completamente cerrado, es para evitar redundancias en el NUVLM [5], ya que el método que se encuentra implementado en el procesador produciría un sistema de ecuaciones algebraico lineal donde la matriz de coeficientes sería singular.

Para determinar la intersección entre el ala delantera y el fuselaje debe efectuarse un tratamiento particular. Para ello debe determinarse la intersección entre el cilindro circular que define el fuselaje y la superficie curva que define el ala delantera interna. Para obtener esta intersección debe resolverse un sistema de ecuaciones algebraicas no lineales; para ello se utiliza el método iterativo de Newton. La Figura 5.b muestra la malla alrededor de la intersección fuselaje-ala delantera interna.

La unión entre el ala delantera y la trasera se modela siguiéndose el diseño propuesto en la referencia [6]. En la Figura 5.d se presenta un detalle del mallado alrededor de esta unión. El empenaje vertical es representado como una placa plana sin espesor. En la parte superior del mismo se sitúan las raíces de las alas traseras como se muestra en la Figura 5.c.

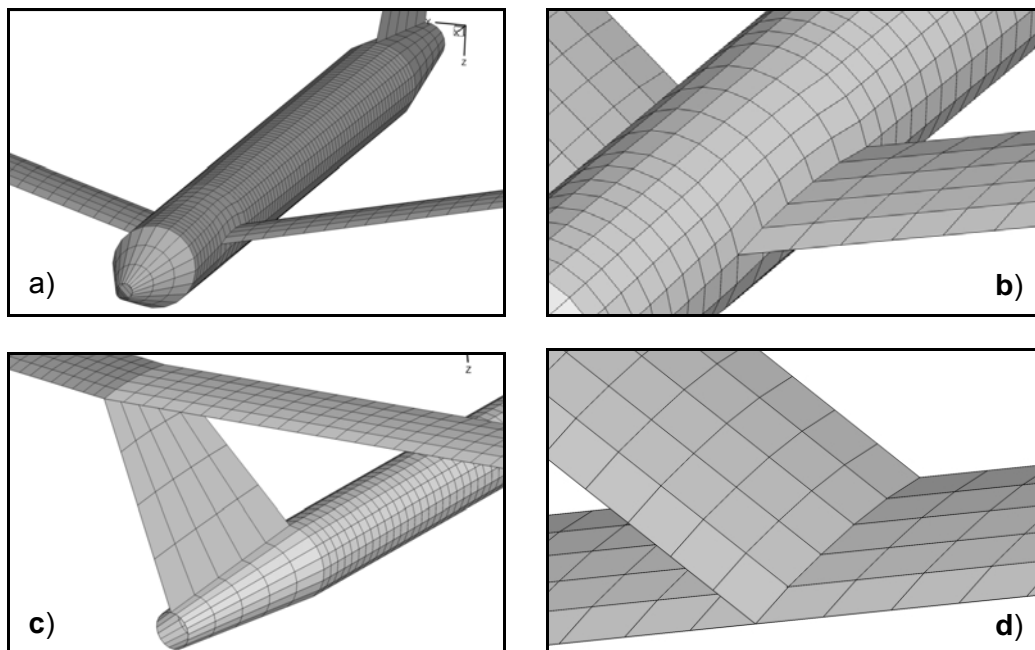


Figura 5 Detalles del tratamiento de zonas particulares del mallado.

En la Figura 6 se presentan algunos ejemplos de configuraciones obtenidas mediante el uso del preprocesador desarrollado en este esfuerzo. En la Figura 6.a se presenta la “configuración base” tomada de la referencia [7]. La Figura 6.b muestra una configuración con el ala delantera sin flecha y sin diedro. En la Figura 6.c 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 6.d 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 desarrollado.

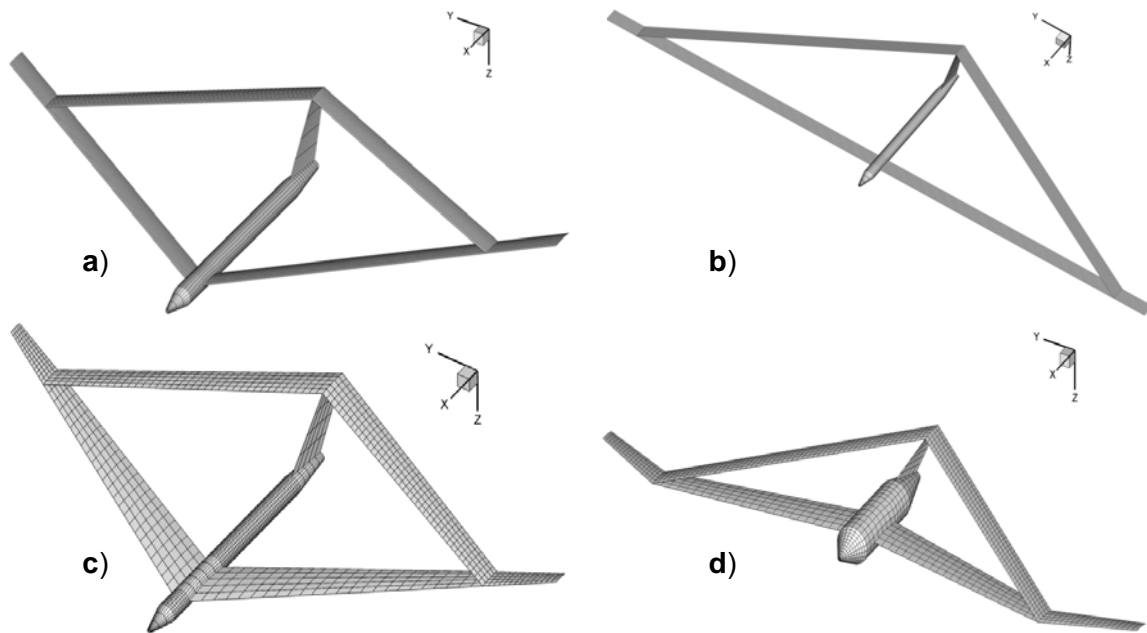


Figura 6 Ejemplos de diferentes geometrías de UAVs generadas por el preprocesador.

Adicionalmente, la herramienta tiene capacidades para exportar geometrías de UAVs en formato DXF (Drawing Exchange Format) mediante el uso de entidades 3DFACES. En la Figura 7 se muestra esta capacidad adicional, 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 que se presenta en este trabajo.

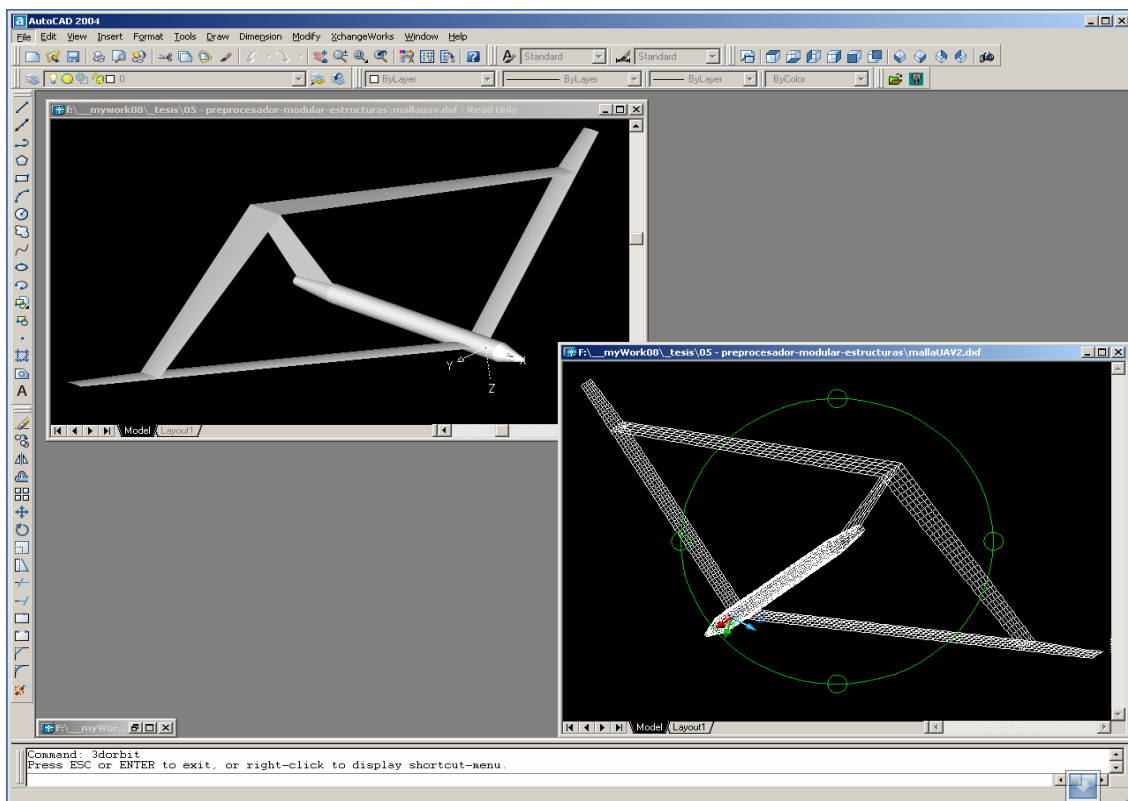


Figura 7 Uso de archivos generados por el preprocesador en un programa de CAD comercial.

4. RESULTADOS

4.1 Caso 1: geometrías simples

En esta sección se presentan resultados, obtenidos con la herramienta desarrollada, para alas con planta rectangular y con perfil alar simétrico. En las Figuras 8.a, 8.b y 8.c se muestra la evolución espacial de la estela vorticosas para un ala rectangular plana con alargamiento 10 y para un ángulo de ataque geométrico de 10 grados.

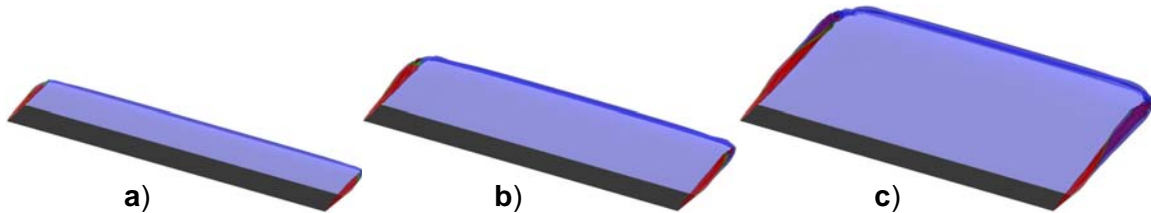


Figura 8 Evolución espacial de la estela para a) 25, b) 50 y, c) 100 pasos de tiempo.

En la Figura 9 puede verse la evolución temporal de la circulación asociada a los segmentos de vorticidad distribidos 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 los pasos de tiempo sucesivos se visualiza el “ascenso” de la curva de circulación. En la gráfica correspondiente al paso de tiempo 100 se observa que el valor de circulación en el borde fuga tiende a cero (característica de la respuesta en régimen).

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 las Figuras 10 y 11. Allí puede verse la variación del coeficiente de presión a lo largo de la cuerda y en la envergadura del ala. En la Figura 10 se compara la solución numérica en línea de puntos con la analítica [8] en línea llena.

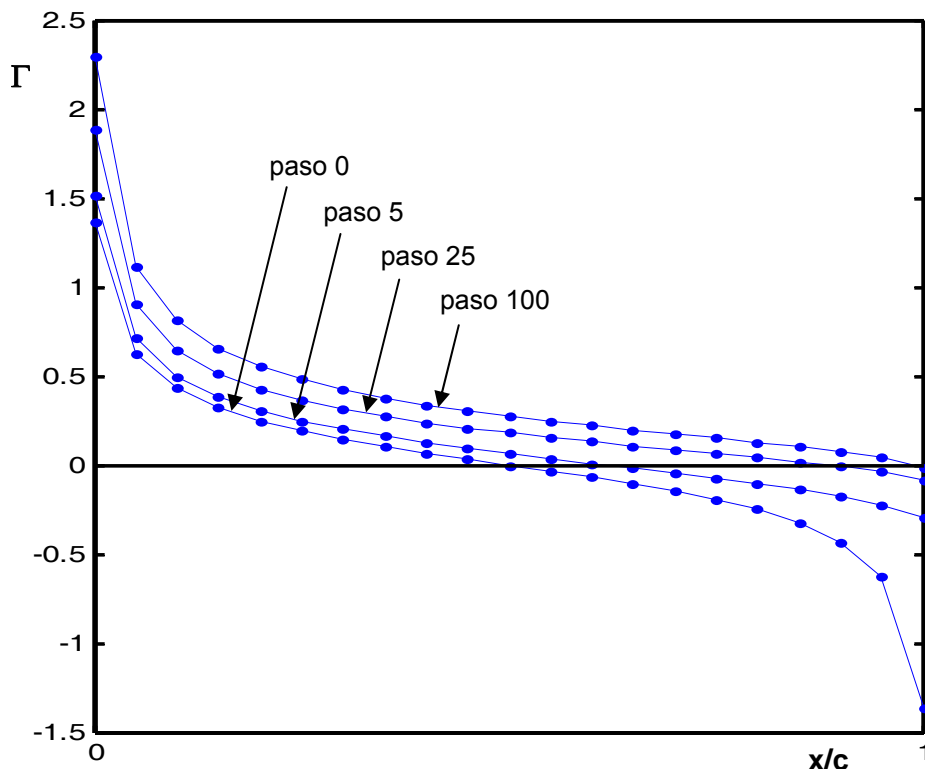


Figura 9 Evolución temporal de la circulación a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento.

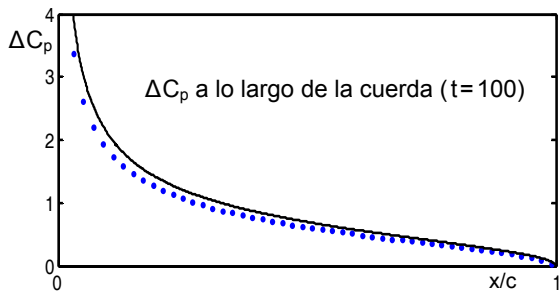


Figura 10 Distribución del ΔC_p a lo largo de la cuerda en el centro del ala [8].

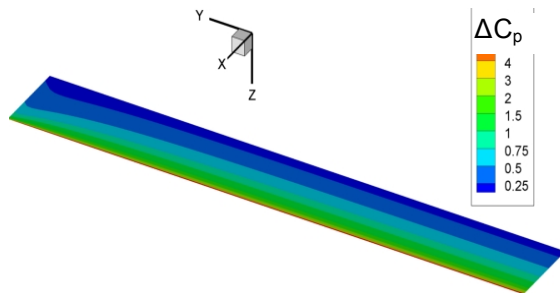


Figura 11 Distribución del ΔC_p sobre la superficie de la mitad del ala.

4.2 Caso 2: configuración completa de un UAV

En esta sección se muestran resultados obtenidos aplicando la herramienta desarrollada a la configuración completa del UAV tomado de la referencia [7] para un ángulo de ataque geométrico de 10 grados. La Figura 12 muestra la evolución espacial de las estelas desprendidas desde el borde de fuga de las superficies sustentadoras para distintos instantes de tiempo.

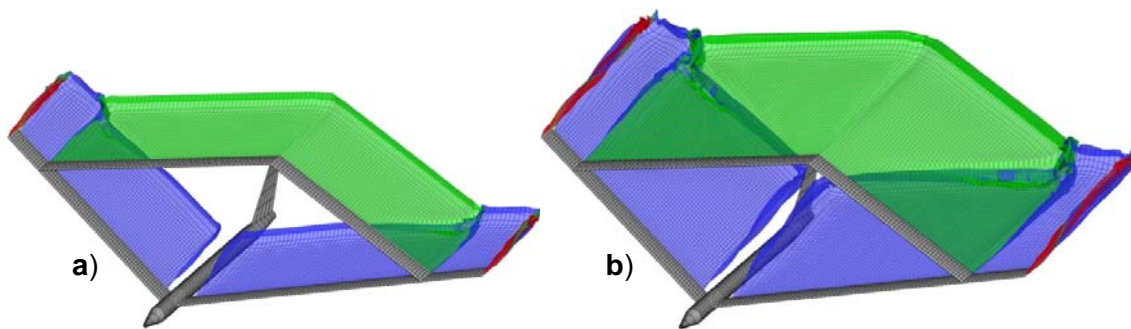


Figura 12- Evolución de estelas para a) 25 y b) 50 pasos de tiempo.

En la Figuras 13.a y 13.b se puede observar como inciden el fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala delantera interna. En la Figura 14 se muestran detalles del vórtice de puntera de ala y del vórtice que se forma como consecuencia de la unión entre las alas delantera y trasera.

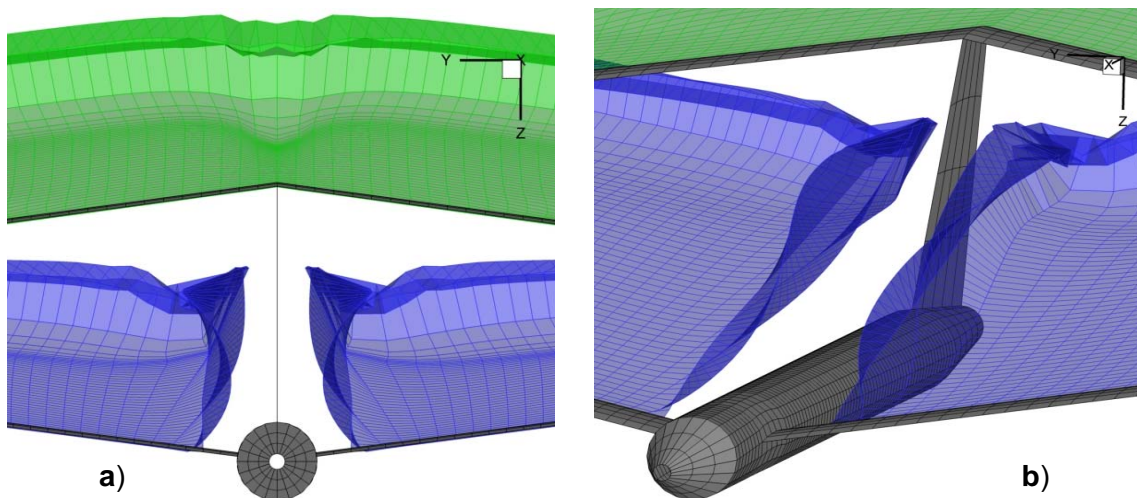


Figura 13 Detalles del comportamiento de las estelas en 50 pasos de tiempo.

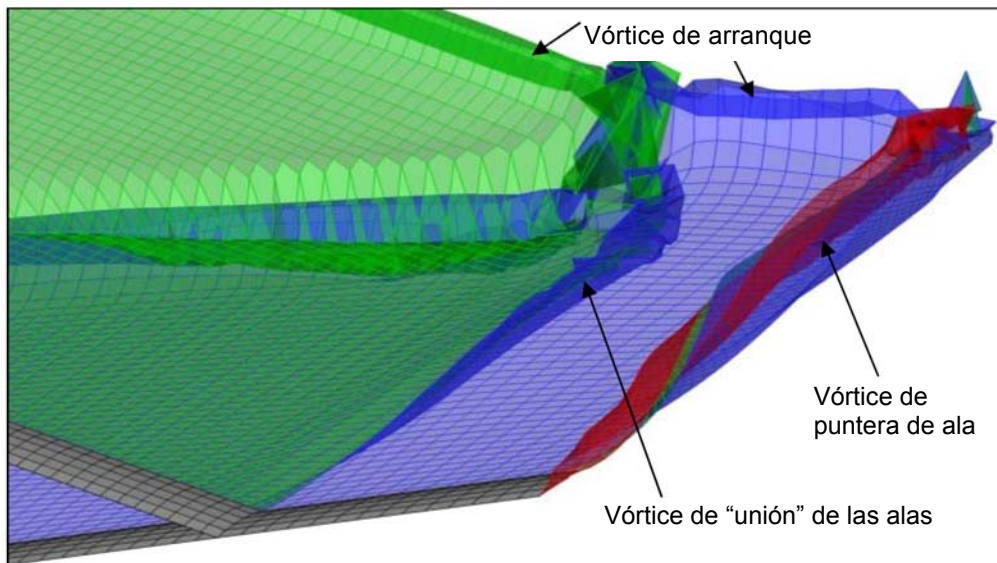


Figura 14 Detalles del vórtice arranque, de puntera de ala, y del vórtice que se forma como consecuencia de la unión entre el ala delantera y el ala trasera en 50 pasos de tiempo.

En la Figura 15 se muestra la distribución del coeficiente de presión sobre las superficies sustentadoras para el paso de tiempo 50. En la Figura 15.a se puede observar una vista superior del ala delantera aislada, en la Figura 15.b del ala trasera aislada y, en la Figura 15.c del conjunto.

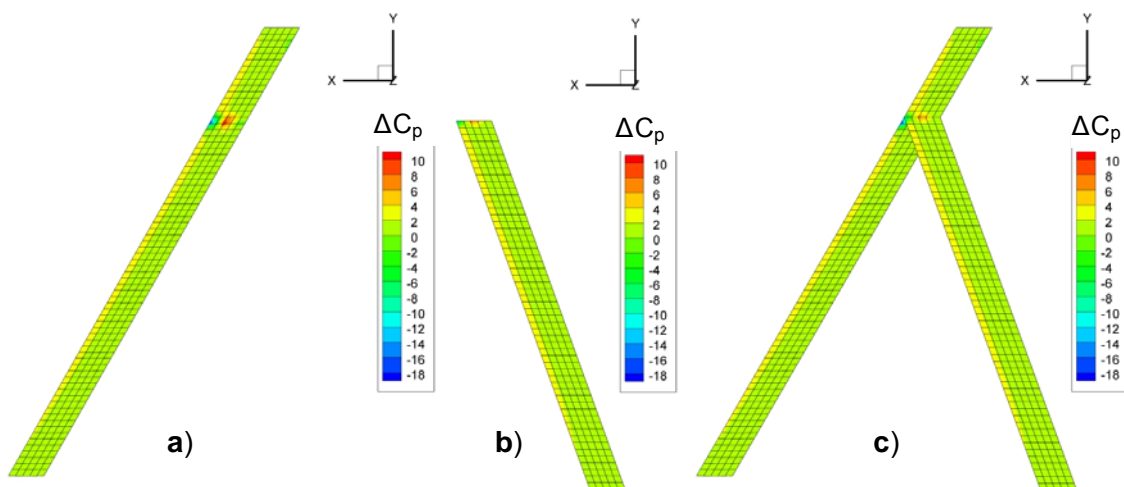


Figura 15 Distribución del ΔC_p sobre las superficies de las alas.

5. CONCLUSIONES

Se presentó una herramienta computacional (en desarrollo) que se utiliza para llevar a cabo el diseño aerodinámico preliminar de UAVs con una configuración de alas unidas de gran alargamiento.

La herramienta posee un preprocesador que permite crear, con gran flexibilidad, distintas configuraciones de UAVs a partir de parámetros geométricos generales y de información relativa a los perfiles alares. Estos datos suelen disponerse en la instancia preliminar de diseño o en una posterior etapa de rediseño.

Una capacidad importante que posee el preprocesador es que la geometría se genera de manera adecuada para ser luego tratada por un procesador que implementa el modelo aerodinámico que utiliza el método de red de vórtices no lineal e inestacionario. Esto permite prescindir de programas externos de CAD y/o generadores de mallas en la etapa de definir la geometría.

El preprocesador tiene la capacidad adicional de exportar la geometría generada en archivos ASCII (formato DXF) que pueden ser manipulados luego en algún programa de CAD que interprete ese formato. Esto facilita la etapa posterior de desarrollo en la que se diseñan detalles del vehículo, p.e. la geometría importada en el CAD puede servir de referencia para diseñar la estructura de las alas (costillas, largueros, larguerillos, platabandas, herrajes, etc.).

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.

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, que vuelan a gran altura.

6. REFERENCIAS

- [1] C. Nickol, M. Guynn, L. Kohout, T. Ozoroski, *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.
- [2] D. 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, Austin, Texas, 18 - 21 April 2005.
- [3] J. Wolkovich, The Joined Wing: An Overview. *Journal of Aircraft*, **23**(3):161-178, 1986.
- [4] S. Preidikman, *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.
- [5] A. Srivastava, D.T. Mook, Redundancy in the Discrete-Vortex Method for Closed Bodies, *Journal of Aircraft*, **31**(6):1436-1437, 1994.
- [6] F. Kimler, R. Canfield, *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.
- [7] M. Blair, R. Camfield, *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.
- [8] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics*, 2nd Edition, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, UK, 2005.