

SOFTWARE DE AERODINÁMICA BASADO EN EL MÉTODO DE LA RED DE VÓRTICES INESTACIONARIO Y NO-LINEAL

Guillermo A. Hazebrouck^a, Sergio Preidikman^{a,b,c}, Julio C. Massa^{a,b}

^a *Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina, jmassa@efn.uncor.edu, <http://www.efn.uncor.edu>*

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

^c *CONICET - Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917, Buenos Aires, Argentina, <http://www.conicet.gov.ar>*

Palabras clave: Software, Aerodinámica, Método de red de vórtices, UVLM.

Resumen. En este trabajo se presenta el desarrollo de un software de aerodinámica capaz de predecir las cargas aerodinámicas sobre un conjunto de dos superficies sustentadoras inmersas en un fluido ideal y ubicadas en la proximidad del suelo. El método aerodinámico empleado para llevar a cabo el cálculo está basado en el conocido método inestacionario de la red de vórtices.

El software desarrollado cuenta con una interfaz visual de diseño interactivo, un programa de cálculo y una interfaz visual de postprocesamiento. La interfaz visual de diseño permite modelar completamente las superficies sustentadoras y el suelo, introducir puntos de emisión de líneas de traza, especificar parámetros de vuelo y establecer parámetros de simulación mediante la inserción de datos en cuadros de texto y la visualización de un esquema bidimensional en una ventana de dibujo.

Mediante una técnica de macro-panelización por cuadriláteros adyacentes, el software permite aproximar la geometría de casi cualquier planta alar delgada y ajustar manualmente el mallado, otorgando total libertad en cuanto al alargamiento, combadura, flecha, alabeo y diedro.

Los proyectos generados mediante la interfaz visual pueden ser rescatados y reeditados de manera muy rápida y simple, lo cual facilita la tarea de diseño. A la hora de ejecutar un cálculo el programa simplemente recurre a los proyectos generados para ejecutarlos de manera totalmente independiente a la interfaz de diseño. Los resultados pueden ser analizados, más tarde, mediante las herramientas de postproceso: una ventana para la visualización gráfica de la distribución de carga aerodinámica (tanto sobre la cuerda como sobre la envergadura) una ventana de visualización de coeficientes aerodinámicos (resistencia inducida, fuerza lateral, sustentación y momentos) y un programa exclusivo de visualización de redes en tres dimensiones.

1 INTRODUCCIÓN

En este trabajo se presenta la implementación de los principales componentes de un software de aerodinámica basado en el método inestacionario de la red de vórtices. En esta sección introductoria se presenta resumidamente el método aerodinámico empleado haciendo hincapié en todo lo necesario para transformarlo en una herramienta simple, útil y accesible para cualquier usuario que solo requiera efectuar un cálculo de aerodinámica. En la sección 2 se desarrolla el método empleado para generar el mallado de las superficies sustentadoras y en las secciones siguientes se presenta el desarrollo de un entorno visual bastante simple pero que facilita mucho la tarea del usuario. Se describe el esquema de programación del software, el diseño del entorno de edición interactiva y la forma de utilizar los entornos de posprocesamiento.

1.1 El modelo aerodinámico

El primer paso para la resolución numérica de un problema de aerodinámica consiste en la elección de un modelo aerodinámico, es decir, el planteo de un conjunto de ecuaciones fundamentales, condiciones iniciales y/o de borde e hipótesis simplificadoras. La implementación de un modelo aerodinámico se logra mediante la puesta en práctica de un método aerodinámico. Se podría decir en este sentido que un método aerodinámico es una secuencia de operaciones numéricas basadas en un modelo.

El modelo aerodinámico empleado en este trabajo contempla las ecuaciones de la dinámica de los fluidos bajo ciertas hipótesis simplificadoras que restringen su uso a problemas caracterizados por un elevado número de Reynolds y un bajo número de Mach. Estas hipótesis son:

1. Incompresibilidad $\nabla \cdot \mathbf{V} = 0$
2. Viscosidad nula $\mu = 0$

La primera de ellas permite reducir el dominio del problema a las regiones donde la vorticidad no es nula (mediante la formulación de Thompson-Wu) y la segunda implica la sola existencia de regiones vorticosas extremadamente compactas, llamadas láminas vorticosas y vórtices. Estas simplificaciones permiten desarrollar un método que puede ser implementado sin mucha dificultad en un software. A este método se lo conoce como “Método de la Red de Vórtices Inestacionario” (MIRV) cuyas siglas en Inglés son (UVLM) por “unsteady vortex-lattice method”.

1.2 El método de la red de vórtices inestacionario y no-lineal

Cuando las dos hipótesis mencionadas previamente se conjugan es posible determinar el campo de movimiento de un fluido incompresible cuando la vorticidad está confinada en un segmento recto de vórtice de intensidad Γ . La ecuación que describe esta relación se denomina Ecuación de Biot y Savart:

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

cada uno de los vectores empleados en esta ecuación se representa en la Figura 1a.

El método de la red de vórtices logra una solución muy aproximada a la exacta para fluidos ideales mediante el reemplazo de las láminas vorticosas por redes de vórtices. Esto permite el tratado de un número finito de incógnitas (las circulaciones sobre los anillos de vórtices, Figura 1b) cuya determinación debe hacerse cumpliendo la condición de tangencia al contorno.

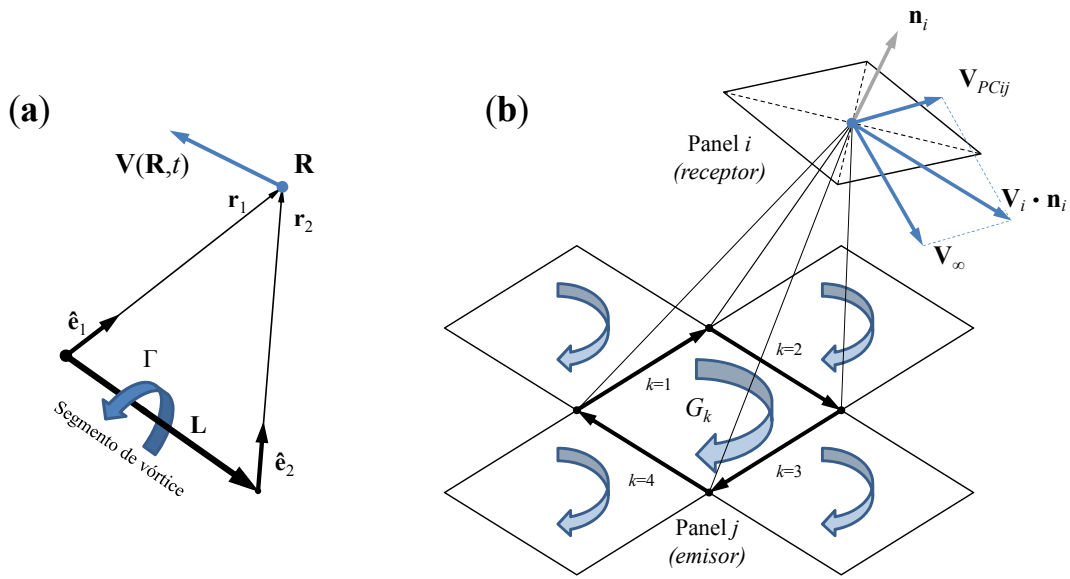


Figura 1: a) Velocidad asociada a un segmento de vórtice. b) Circulación sobre anillos de vórtices.

Para garantizar esta condición de contorno se debe formular un sistema de ecuaciones algebraicas lineales a coeficientes variables que permite obtener los valores de circulación asociados a cada anillo vorticoso a condición de que la componente normal de la velocidad sea nula en una determinada cantidad de puntos de la superficie llamados *puntos de control* (PC). Por ello también es necesario calcular un vector normal unitario (VNU) a la superficie para cada punto de control. El método se representa esquemáticamente en el diagrama de bloques de la Figura 2.

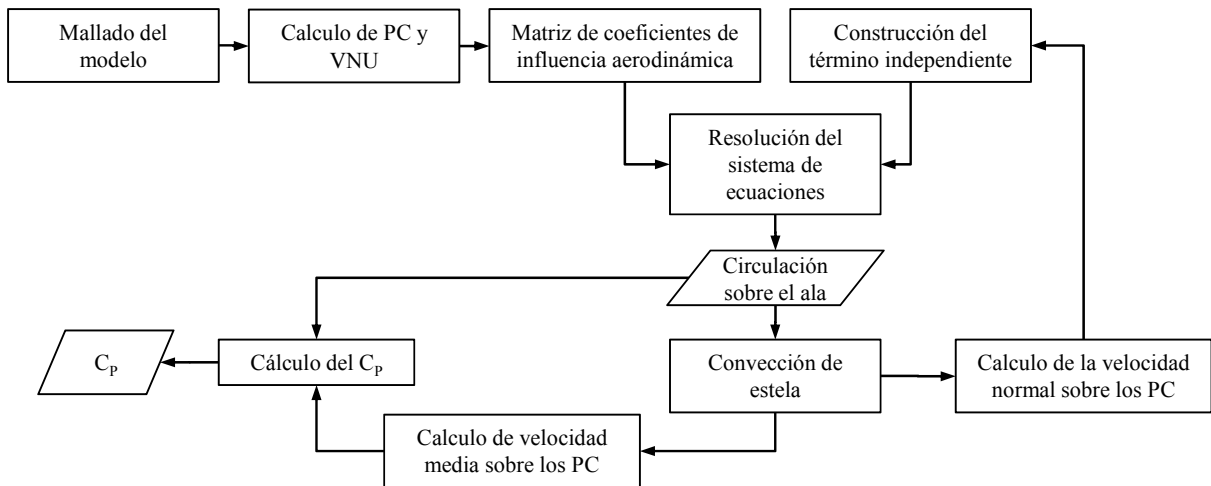


Figura 2: Diagrama en bloques del MIRV.

En esta publicación no se profundiza este método, ya que el mismo ha sido presentado previamente en numerosos trabajos. Las publicaciones citadas en las referencias (Hazebrouck et al., 2009; Hazebrouck et al., 2010) brindan un buen nivel de detalle sobre el tema y sirven de complemento a este trabajo. Adicionalmente se recomienda acceder a las fuentes (Preidikman, 1998; Katz and Plotkin, 1991). A continuación focalizaremos nuestra atención en el método de mallado del modelo, que es uno de los componentes inéditos del software desarrollado.

2 MODELADO DEL CONTORNO

Como se ha explicado en la introducción, la resolución numérica de un problema de aerodinámica requiere poner en práctica un método aerodinámico preestablecido sobre un determinado contorno. Cada método aerodinámico permite recurrir a diferentes alternativas para el modelado de los contornos, aun para un mismo problema. La elección de un modelo por sobre otro depende, entre otras cosas, del grado de realismo aceptado y de la complejidad de su implementación. En este trabajo se ha decidido trabajar con un modelo simplificado de la aeronave compuesto por dos superficies sustentadoras: el ala y el empenaje horizontal. Adicionalmente se puede incorporar el suelo para simular vuelos de baja altura.

Para modelar una superficie sustentadora mediante el MIRV existen dos alternativas. La primera consiste en panelizar la superficie completa, con su intradós y extradós. Esta es una representación muy realista que permite estudiar alas de perfil grueso. La segunda alternativa aunque menos realista es más sencilla: consiste en panelizar una superficie intermedia al intradós y al extradós, bajo una hipótesis simplificativa similar a la empleada en la teoría de perfiles delgados (Abbott, 1959). Esta es una representación muy simple que permite ahorrar mucho esfuerzo de cálculo y facilita la determinación de las cargas aerodinámicas, aunque se debe tener presente que su aplicación está limitada por la relación entre el espesor t y la cuerda c del perfil alar. Tal como se demuestra en otros trabajos anteriores (Gebhardt et al., 2010; Ceballos et al., 2008) la implementación de este modelo para perfiles no muy gruesos (en general, de relación t/c menor a 0.12) arroja resultados satisfactorios en aplicaciones ingenieriles. En este trabajo se ha implementado el modelo simplificado presentado como segunda alternativa.

2.1 Marcos de referencia, sistemas de coordenadas y cinemática del modelo

Previo a la construcción del contorno del modelo es conveniente presentar los marcos de referencia y los sistemas de coordenadas sobre los cuales se trabaja. Debido a que se consideran dos superficies sustentadoras y un modelo de suelo cuyas posiciones y orientaciones relativas pueden variar, es necesario trabajar sobre tres marcos de referencia como se indica en la Figura 3.

Un primer marco de referencia \mathcal{R} está ligado al suelo. Sobre él se ha definido un sistema de coordenadas ortogonales \mathcal{R}_l con origen en el punto O , que puede considerarse situado a altura cero, y vector unitario $\hat{\mathbf{c}}$ vertical. Este sistema es útil para la construcción de la malla del suelo y los cálculos de convección de las estelas.

Otro marco de referencia \mathcal{A} se asocia al ala rígida, la cual solo tendrá capacidad de rotar un ángulo θ alrededor del eje p y de desplazarse verticalmente una altura h . En este marco se ha presentado el sistema de coordenadas ortogonales \mathcal{A}_0 con origen en el punto P coincidente con el borde de ataque de la cuerda raíz del ala y está ubicado verticalmente sobre el origen O :

$$\mathbf{P}^{P/O} = h \hat{\mathbf{c}} \quad (2)$$

El vector $\hat{\mathbf{i}}$ tiene la dirección de la cuerda raíz del ala y el vector $\hat{\mathbf{j}}$ es ortogonal al plano de simetría A . Para mayor simplicidad se considera a los vectores $\hat{\mathbf{j}}$ y $\hat{\mathbf{b}}$ paralelos. El sistema de coordenadas \mathcal{A}_0 es de gran utilidad para la construcción del mallado del ala.

El tercer marco de referencia \mathcal{E} se asocia al empenaje horizontal rígido, que solo puede rotar un ángulo de calaje ι_t alrededor del eje q . El sistema de coordenadas cartesianas \mathcal{E}_0 ligado a este marco tiene origen en el punto Q , que se ubica sobre la cuerda raíz del empenaje a una distancia T_t desde el borde de ataque. El punto Q está fijo al marco \mathcal{A} y su posición respecto de P es:

$$\mathbf{P}^{Q/P} = x_t \hat{\mathbf{i}} + z_t \hat{\mathbf{k}} \quad (3)$$

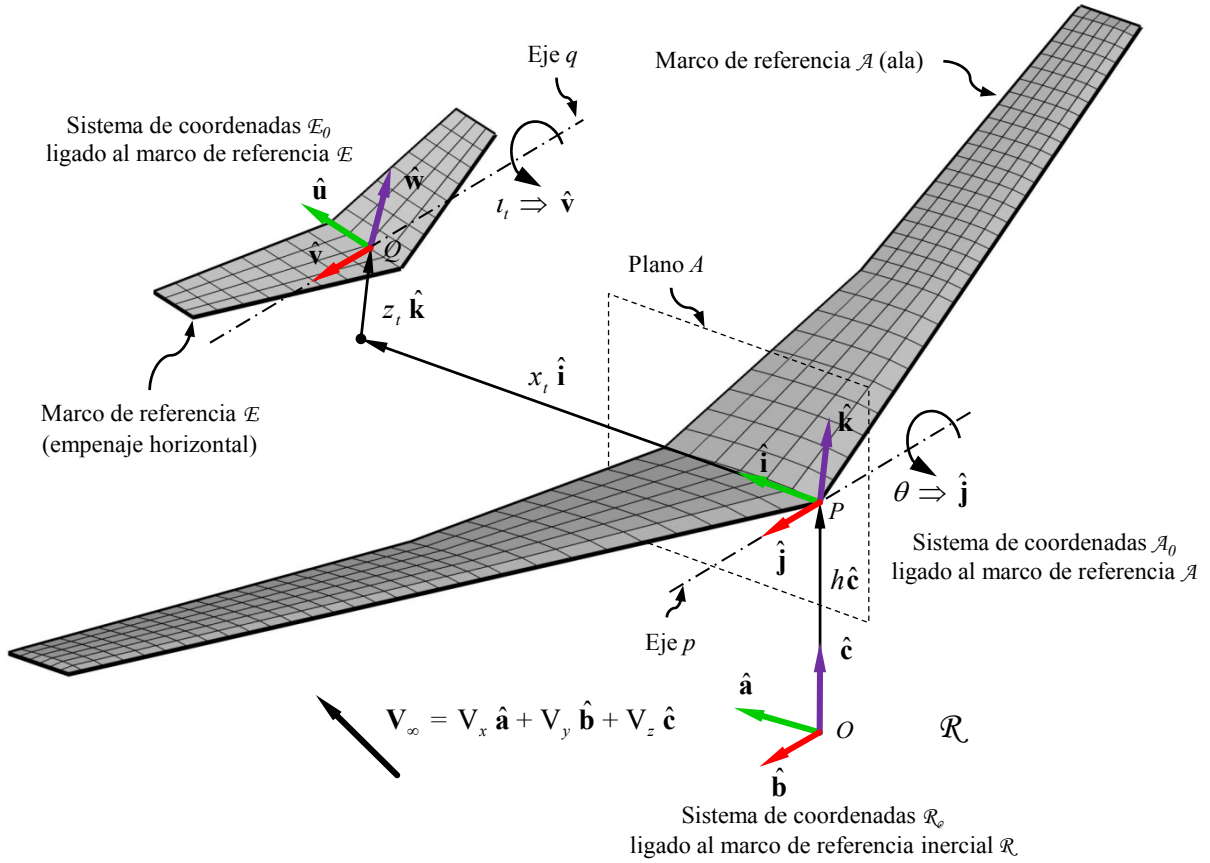


Figura 3: Marcos de referencia y sistemas de coordenadas empleados para localizar las superficies sustentadoras.

El sistema de coordenadas \mathcal{E}_0 es de gran utilidad para la construcción del mallado del empenaje. El cambio de coordenadas del sistema \mathcal{A}_0 al sistema \mathcal{R}_0 se logra mediante la matriz de cambio de base $M_{\mathcal{A}_0 \rightarrow \mathcal{R}_0}$ y el cambio de coordenadas del sistema \mathcal{E}_0 al sistema \mathcal{A}_0 se logra mediante la matriz de cambio de base $M_{\mathcal{E}_0 \rightarrow \mathcal{A}_0}$.

$$M_{\mathcal{A}_0 \rightarrow \mathcal{R}_0} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad M_{\mathcal{E}_0 \rightarrow \mathcal{A}_0} = \begin{bmatrix} \cos \iota_t & 0 & \sin \iota_t \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \iota_t & 0 & \cos \iota_t \end{bmatrix} \quad (4)$$

Las transformaciones finales entre los sistemas de coordenadas para un determinado punto R son:

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{R}_0}^{R/O} = M_{\mathcal{A}_0 \rightarrow \mathcal{R}_0} \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{R/P} + \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{P/O} \quad \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{R/P} = M_{\mathcal{E}_0 \rightarrow \mathcal{A}_0} \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{E}_0}^{R/Q} + \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{Q/P} \quad (5)$$

donde según las Ecuaciones 2 y 3:

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{R}_0}^{P/O} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ h \end{bmatrix} \quad \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{Q/P} = \begin{bmatrix} x_t \\ 0 \\ z_t \end{bmatrix} \quad (6)$$

A continuación se presenta detalladamente la metodología desarrollada para localizar los puntos nodales de las superficies sustentadoras.

2.2 Sectorización de las superficies sustentadoras por macro-paneles cuadriláteros

Para lograr un software de aerodinámica de amplia utilidad se debe implementar una herramienta que permita al usuario generar una gran variedad de modelos. Con este objetivo se ha desarrollado en este trabajo una técnica muy simple que permite aproximar fácilmente casi cualquier superficie sustentadora. Tal como se muestra en la Figura 4, el método consiste en aproximar la planta alar original por macro-paneles cuadriláteros adyacentes de modo que la longitud de la cuerda siempre se pueda obtener mediante una función lineal de la posición en la envergadura.

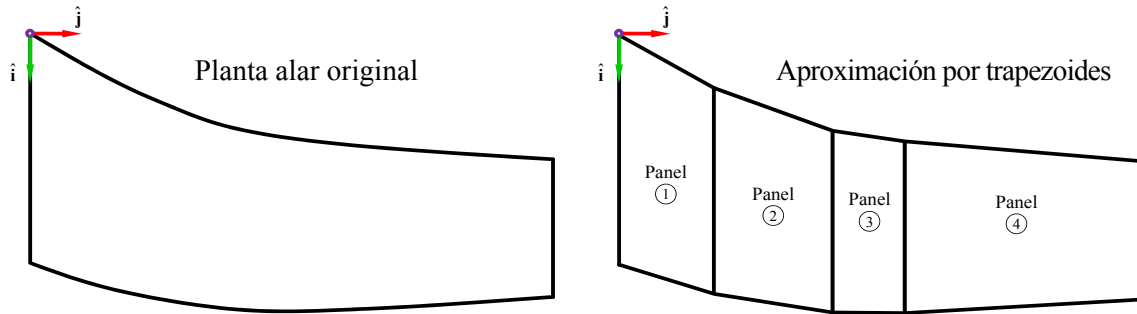


Figura 4: Aproximación de la superficie sustentadora original por un conjunto de trapecoides.

La geometría para cada macro-panel k queda completamente definida por los siguientes parámetros: la cuerda externa c_{ek} , la longitud ℓ_k , el ángulo de diedro Γ_k , el ángulo de flecha del borde de ataque Δ_k , la combadura máxima del perfil por unidad de cuerda C_k , la posición de la combadura máxima del perfil por unidad de cuerda P_k , el ángulo de alabeo φ_k y la posición del eje de alabeo por unidad de cuerda T_k . Adicionalmente es necesario conocer la longitud de la cuerda raíz del ala c_r . Los parámetros geométricos del alzado, planta y perfil necesarios para definir el contorno de cada panel se observan en las Figuras 5 y 6.

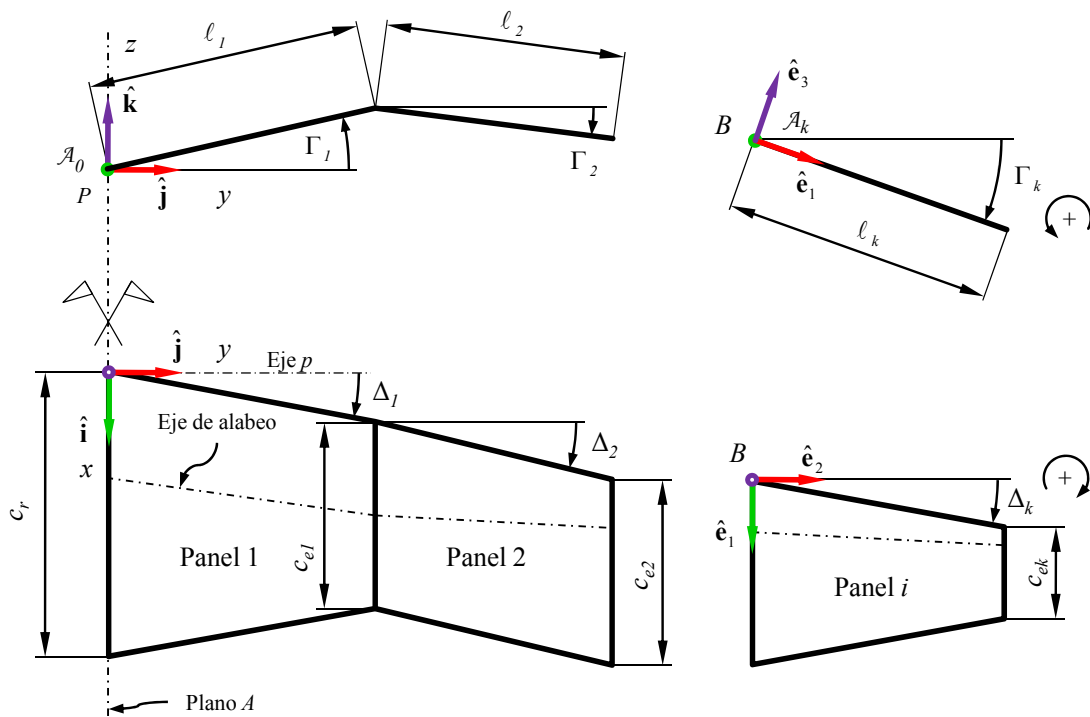


Figura 5: Parámetros geométricos necesarios para definir los contornos de las superficies cuadriláteras.

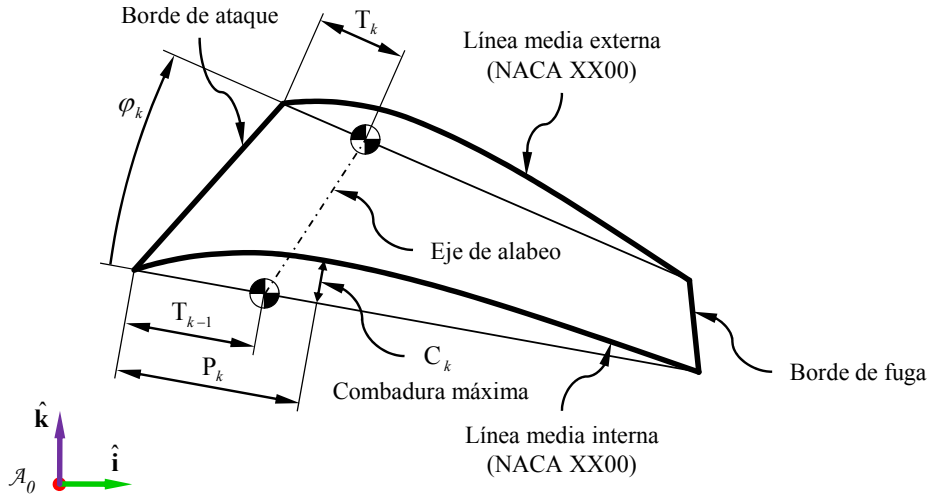


Figura 6: Parámetros geométricos necesarios para definir las superficies cuadriláteras.

2.3 Mallado de los macro-paneles cuadriláteros: puntos nodales

Para generar el mallado del ala es conveniente tratar a cada macro-panel k por separado sobre un sistema de coordenadas locales \mathcal{A}_k ligado al marco de referencia \mathcal{A} y emplear los índices enteros i y j para localizar la posición de los nodos en la envergadura y en la cuerda respectivamente; tal como se muestra en la Figura 7. Se toma como origen de \mathcal{A}_k al punto B situado en la esquina delantera izquierda del panel k . Mientras no exista alabeo, tanto el borde de ataque como el borde de fuga y las cuerdas quedarán contenidos en un mismo plano. Se define al versor $\hat{\mathbf{e}}_3$ normal a dicho plano y al versor $\hat{\mathbf{e}}_1$ en dirección de la cuerda raíz del panel.

Si el panel tiene n columnas de nodos en dirección de la envergadura y m filas de nodos en dirección de la cuerda, la longitud de la cuerda c_i en cada columna i se calcula como:

$$c_i = c_{ek-1} + (c_{ek} - c_{ek-1}) \frac{i}{n} \quad (7)$$

y la distancia s_i de la columna i respecto del origen B en dirección $\hat{\mathbf{e}}_2$ resulta:

$$s_i = \ell_k \frac{i}{n} \quad (8)$$

La distancia del nodo ij al borde de ataque en dirección $\hat{\mathbf{e}}_1$ es:

$$d_{ij} = \frac{j-1}{m-1} c_i \quad (9)$$

Para un perfil NACA de cuatro dígitos la altura de la línea de media e_{ij} del nodo P_{ij} puede ser aproximada mediante los siguientes polinomios en función de la distancia d_{ij} y la cuerda c_i (Abbott, 1959):

$$\begin{aligned} 0 \leq \frac{d_{ij}}{c_i} \leq P_k &\Rightarrow e_{ij} = d_{ij} \frac{C_k}{P_k^2} \left(2P_k - \frac{d_{ij}}{c_i} \right) \\ P_k < \frac{d_{ij}}{c_i} \leq 1 &\Rightarrow e_{ij} = d_{ij} \frac{C}{(1-P_k)^2} \left(1 - \frac{d_{ij}}{c_i} \right) \left(1 + \frac{d_{ij}}{c_i} - 2P_k \right) \end{aligned} \quad (10)$$

Por lo tanto la posición del nodo P_{ij} respecto al origen B cuando no existe flecha ni alabeo es:

$$\mathbf{P}^{P_{ij}/B} = d_{ij} \hat{\mathbf{e}}_1 + s_i \hat{\mathbf{e}}_2 + e_{ij} \hat{\mathbf{e}}_3 \quad (11)$$

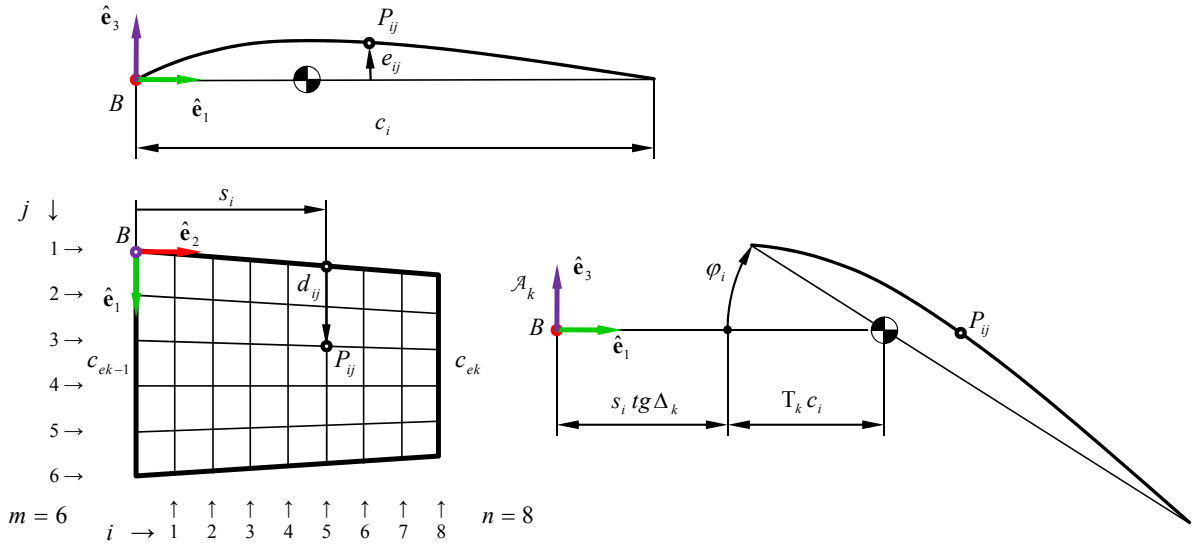


Figura 7: Definición de los puntos nodales.

Cuando existe alabeo y flecha se debe primero desplazar al punto P_{ij} para hacer coincidir el eje de alabeo con el punto B , luego aplicar una rotación φ_i en dirección \hat{e}_2 alrededor del punto alabeo y por último trasladar el punto de tal modo que el borde de ataque mantenga el ángulo de flecha especificado. La transformación de coordenadas es la siguiente:

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_k}^{P_{ij}/B} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_i & 0 & \sin \varphi_i \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi_i & 0 & \cos \varphi_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_{ij} - T_i c_i \\ s_i \\ e_{ij} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} s_i \text{tg} \Delta_k + T_i c_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

El ángulo de alabeo φ_i queda definido por la Ec. 13:

$$\varphi_i = \varphi_k \frac{i}{n} \quad (13)$$

y la posición del punto de alabeo por unidad de cuerda es:

$$T_i = T_{k-1} + (T_k - T_{k-1}) \frac{i}{n} \quad (14)$$

Finalmente se debe orientar y ubicar el sistema local \mathcal{A}_k respecto de \mathcal{A}_0 . Debido a que el ángulo de alabeo es acumulativo aún es necesario rotar completamente al panel un ángulo φ'_k .

$$\varphi'_k = \sum_{p=1}^{k-1} \varphi_p \quad (15)$$

Seguidamente habrá que rotar completamente el panel alrededor de la cuerda raíz un ángulo de diedro Γ_k y a continuación será necesario trasladar el punto B a la posición del borde de ataque correspondiente. Las coordenadas de este punto en el sistema \mathcal{A}_0 dependen del panel k , quedando definidas por la acumulación de los paneles anteriores:

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{B/P} = \left[\sum_{p=1}^{k-1} \ell_p \text{tg} \Delta_p \quad \sum_{p=1}^{k-1} \ell_p \cos \Gamma_p \quad \sum_{p=1}^{k-1} \ell_p \sin \Gamma_p \right]^T \quad (16)$$

Finalmente la posición del nodo ij en el sistema de coordenadas \mathcal{A}_0 es:

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{P_{ij}/P} = M_{\mathcal{A}_k \rightarrow \mathcal{A}_0} \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_k}^{P_{ij}/B} + \underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{A}_0}^{B/P} \quad (17)$$

donde la matriz de cambio de base $M_{\mathcal{A}_k \rightarrow \mathcal{A}_0}$ queda definida por:

$$M_{\mathcal{A}_k \rightarrow \mathcal{A}_0} = \begin{bmatrix} \cos \varphi'_k & 0 & \sin \varphi_i \\ \sin \Gamma_k \sin \varphi'_k & \cos \Gamma_k & -\sin \Gamma_k \cos \varphi'_k \\ -\cos \Gamma_k \sin \varphi'_k & \sin \Gamma_k & \cos \Gamma_k \cos \varphi'_k \end{bmatrix} \quad (18)$$

2.4 El empenaje horizontal

Debido a la simplicidad de diseño que suelen tener los empenajes horizontales, se decidió restringir su forma geométrica a un único macro-panel cuadrilátero sin alabeo ni combadura. Mediante un desarrollo similar al del ala se puede concluir que las coordenadas en el sistema \mathcal{E}_l de un punto nodal P_{ij} en el empenaje vienen dadas por (ver Figura 8):

$$\underline{\mathbf{P}}_{\mathcal{E}_0}^{P_{ij}/Q} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Gamma_t & -\sin \Gamma_t \\ 0 & \sin \Gamma_t & \cos \Gamma_t \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_{ij} + s_i \operatorname{tg} \Delta_t - T_t \\ s_i \\ 0 \end{bmatrix} \quad (19)$$

Las coordenadas de estos puntos pueden ser escritas en los sistemas \mathcal{A}_0 y \mathcal{R}_0 mediante las transformaciones (6) y (7) expresadas al comienzo de este capítulo. Tanto para el ala como para el empenaje, la posición de los nodos del cuadrilátero simétrico al plano A (la semi-ala opuesta) puede ser obtenida simplemente cambiando el signo de las segundas coordenadas.

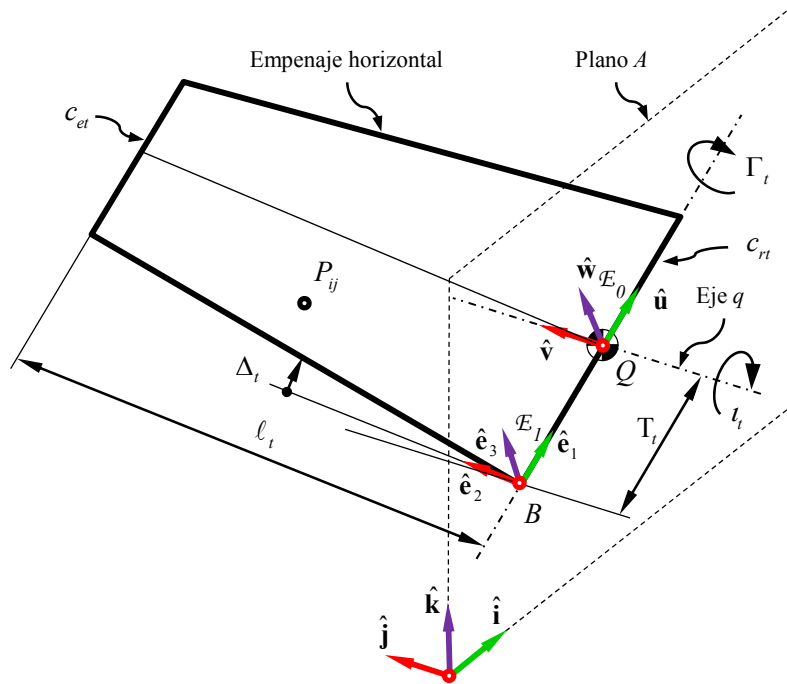


Figura 8: Descripción de la geometría del empenaje horizontal.

2.5 El suelo

Siguiendo la metodología empleada en anteriores publicaciones (Hazebrouck, et al., 2009; Hazebrouck et al., 2010) se puede incorporar al software un modelo de suelo mediante la construcción de un mallado plano de contorno rectangular, tal como se muestra en la Figura 9. De manera similar a los casos anteriores, se puede obtener la posición de un punto nodal P_{ij} respecto del origen O como:

$$\mathbf{P}^{P_{ij}/O} = D_x \left(\frac{j}{m} - \frac{1}{4} \right) \hat{\mathbf{a}} + D_y \left(\frac{i}{n} - \frac{1}{2} \right) \hat{\mathbf{b}} \quad (20)$$

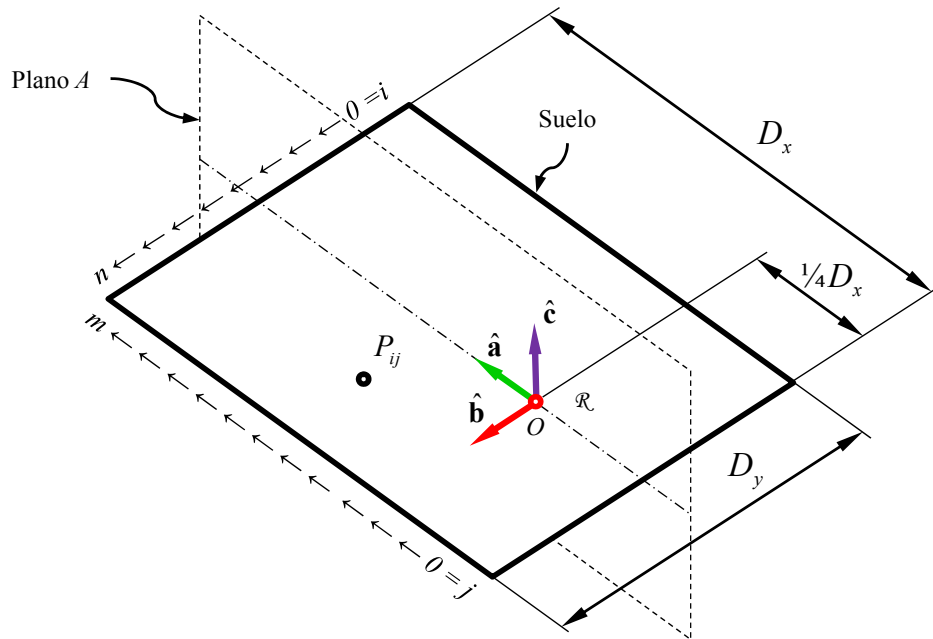


Figura 9: Modelado de la superficie del suelo.

Notar que los parámetros $\frac{1}{4}$ y $\frac{1}{2}$ en la Ec. (9) determinan la posición de la superficie rectangular respecto del origen O .

2.6 Puntos de emisión de líneas de traza

Las líneas de traza pueden ser de gran utilidad para el análisis del campo de movimiento, y su determinación mediante el método de la red de vórtices no resulta demasiado compleja. Es por ello que se ha decidido incorporarlas como una herramienta más del software.

El cálculo de una línea de traza consiste en el seguimiento de ciertas partículas fluidas emitidas a cada instante desde un mismo punto preestablecido (llamado punto de emisión), y se logra mediante un proceso que se realiza simultáneamente con la convección de estela. El método completo para su determinación puede encontrarse en las referencias antes mencionadas (Hazebrouck, et al., 2010; Hazebrouck et al., 2009).

En el software aquí presentado, los puntos de emisión se ubican en cada semi-ala alrededor de circunferencias con centros equidistantes ubicados sobre un eje b ortogonal al versor $\hat{\mathbf{i}}$ y paralelo al plano del primer macro-panel. Los parámetros geométricos necesarios para definir completamente la posición de los puntos se detallan en la Figura 10.

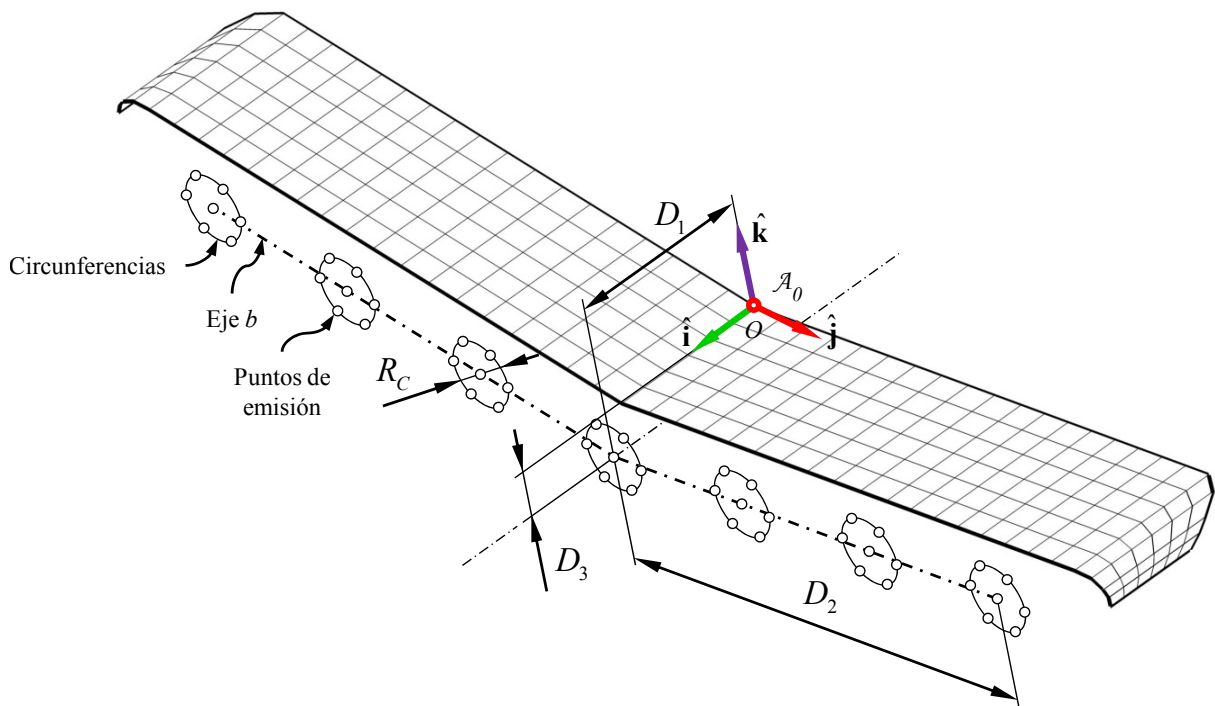


Figura 10: Posición de los puntos de emisión de líneas de traza.

2.7 Ejemplos

En la Figura 11 se muestra el mallado de algunas superficies sustentadoras alabeadas y combadas que han sido modeladas mediante la metodología anteriormente desarrollada. La variedad de problemas resueltos demuestra el extenso campo de aplicación de la herramienta.

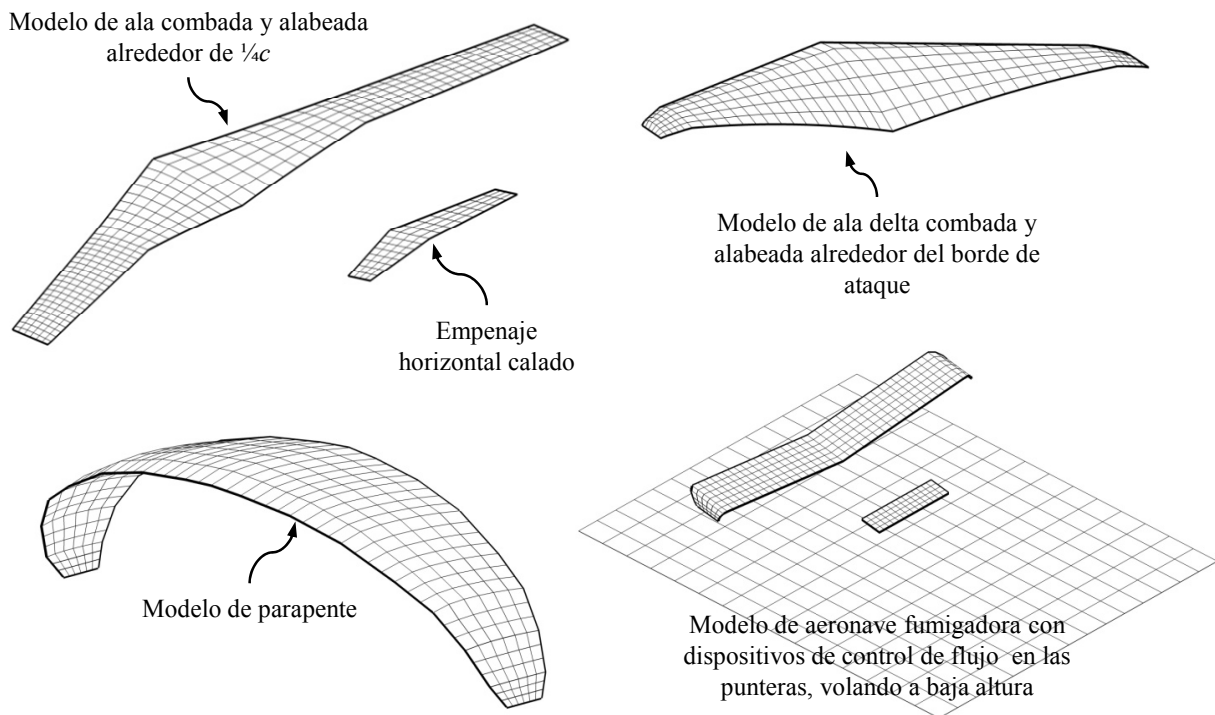


Figura 11: Ejemplo de superficies malladas mediante el método de macro-paneles cuadriláteros adyacentes.

3 PROGRAMACIÓN DEL SOFTWARE

El método aerodinámico inestacionario de la red de vórtices junto al método de mallado de superficies sustentadoras por macro-paneles cuadriláteros adyacentes conforman el basamento del software desarrollado. Ambos métodos han sido programados en diferentes subrutinas e integrados en un mismo programa principal denominado AL (por las siglas de Laboratorio de Aerodinámica). El lenguaje de programación empleado fue FORTRAN 95, lo cual se atribuye a la disponibilidad, a su simplicidad y a su elevada capacidad de cálculo.

El diagrama de funcionamiento general del programa de cálculo se detalla en la Figura 12. La notación de los bloques se representa en la parte superior de la misma figura.

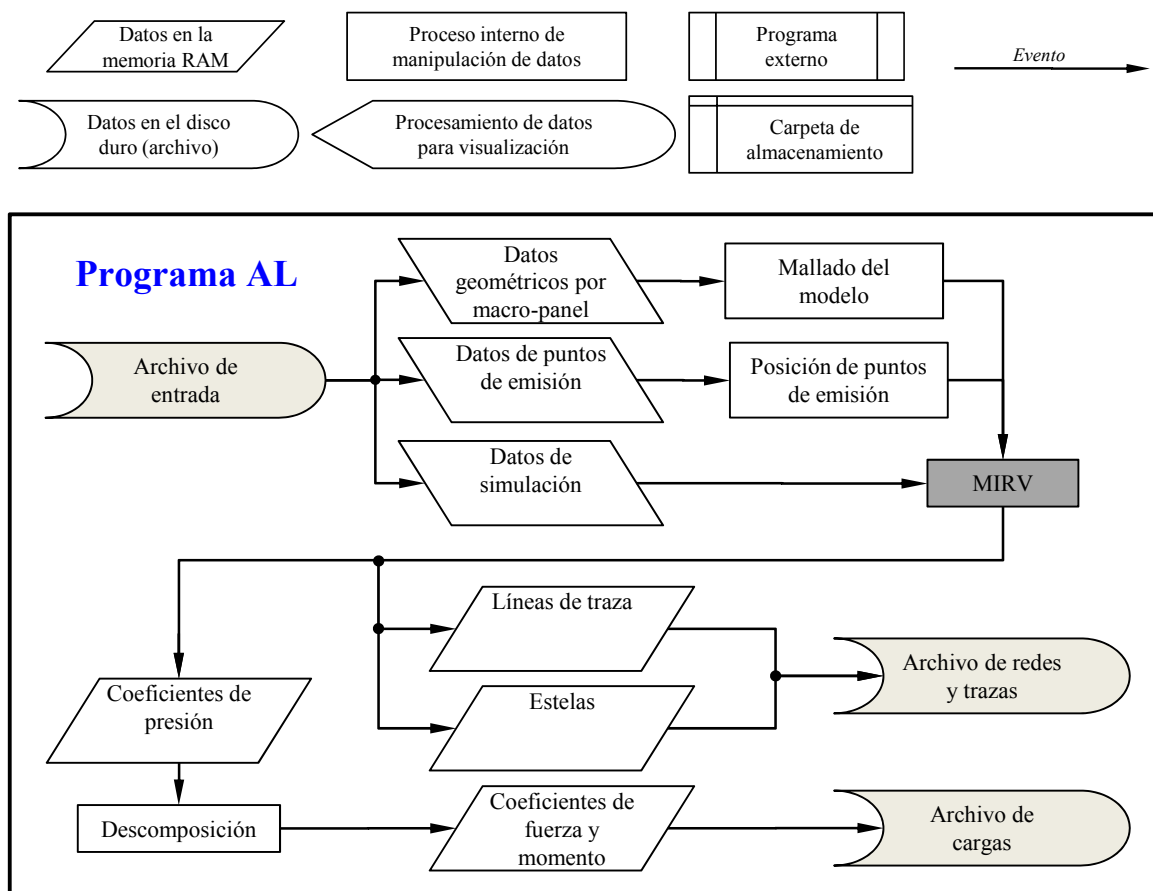


Figura 12: Diagrama de bloques del programa de cálculo AL.

Todos los datos se cargan al programa mediante el acceso secuencial a un archivo de entrada de formato fijo escrito en código ASCII (como el que se muestra en la Figura 14). Una subrutina interna toma los parámetros geométricos del ala, empenaje y suelo y los convierte en puntos nodales y matrices de conectividad, tal como se mostró en la sección 2. Los puntos de emisión son calculados a continuación dentro de la misma subrutina. Toda la información generada y recopilada se vierte luego en el programa principal que ejecuta el método inestacionario de la red de vórtices (Figura 2), obteniéndose como resultado la geometría de la estela, las líneas de traza y los coeficientes aerodinámicos.

Debido a que la presencia de dos superficies sustentadoras requiere el tratamiento conjunto de dos estelas, se ha decidido la compilación de dos versiones diferentes del programa. La primera (AL1.0) contempla el estudio de un sistema ala-suelo, y la segunda (AL1.1) el de un sistema más completo ala-empenaje-suelo.

4 DISEÑO DEL ENTORNO DE EDICIÓN INTERACTIVA

Existen dos problemas que se presentan sistemáticamente a la hora de ejecutar programas como el presentado en la sección anterior. Ambos problemas derivan de la complejidad de comprobación de los datos de entrada y pueden causar un mal funcionamiento que provoca la interrupción el proceso de cálculo; algo que debe evitarse cuando se requiere un largo período de procesamiento.

El primer tipo de problema se produce por un error de sintaxis, que ocurre cuando no se respetan los formatos de lectura predefinidos; y el segundo por un error de escritura (por escribir un carácter en lugar de otro). Ambos problemas se pueden evitar mediante una interfaz de edición interactiva que permita al usuario liberarse de los formatos fijos y que presente gráficamente la información durante el proceso de entrada antes de ser utilizada. Como resultado se obtiene un software mucho más dinámico y de fácil manejo.

La Figura 13 muestra el diagrama de funcionamiento de la interfaz visual VOGEL (ave) desarrollada como parte de este trabajo. En esta sección nos concentraremos en la parte superior de la Figura 13, que es justamente el entorno de edición interactiva.

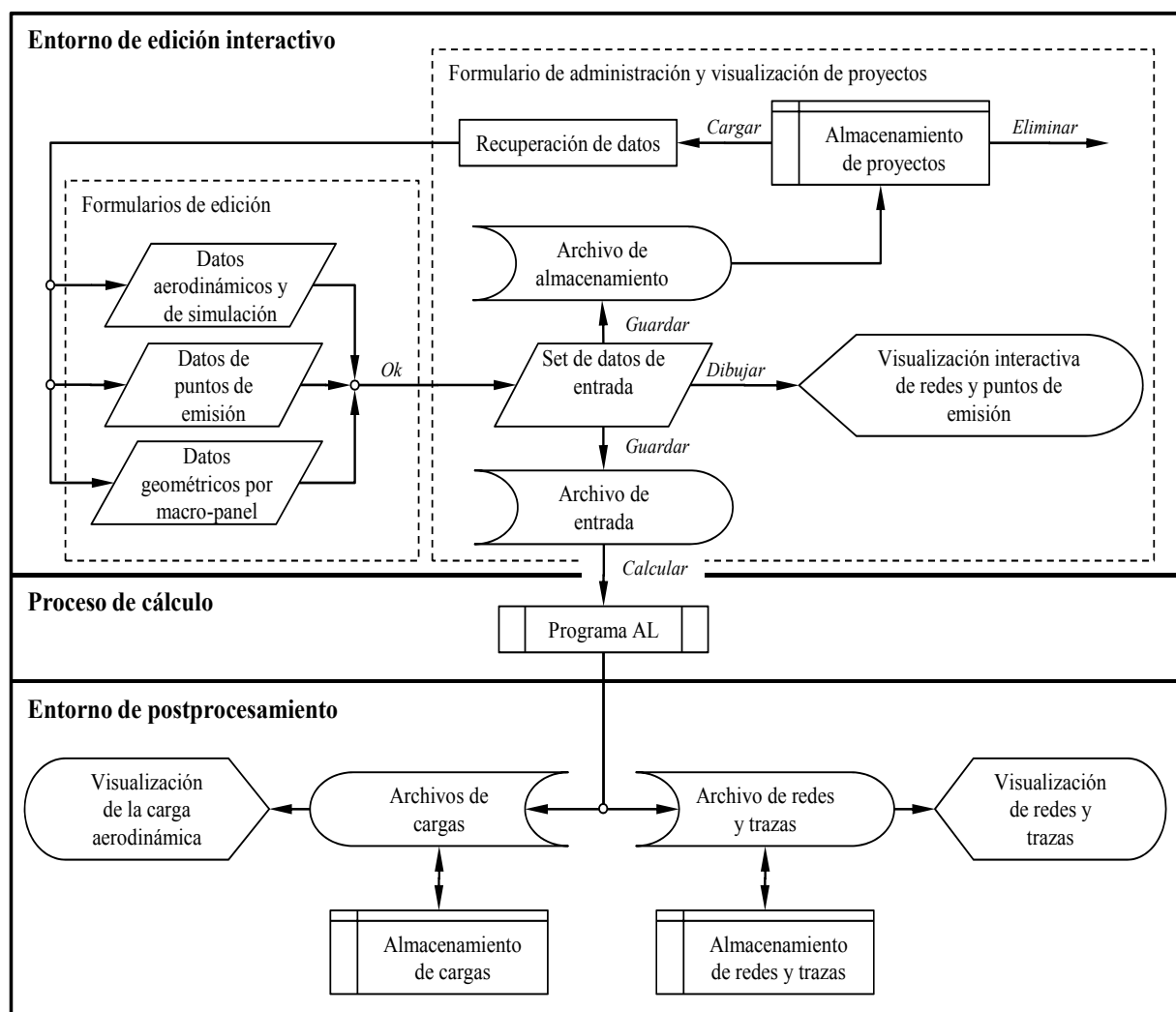


Figura 13: Diagrama de funcionamiento de la interfaz visual VOGEL.

4.1 Los formularios de edición

La alimentación de datos mediante un archivo de entrada de formato fijo (Figura 14) puede ser un método tedioso para el usuario de un software. A menudo un error insignificante de sintaxis puede traducirse en uno o varios errores de lectura que a la hora de la ejecución, o bien provocan la interrupción del programa, o bien producen la alteración de los datos originales. Por ello resulta conveniente adoptar algún otro método para la entrada de datos.

El error por defectos de sintaxis se puede eliminar por completo si, a través de una interfaz, se permite al usuario escribir los datos en formato libre. La información que el usuario ingresa puede ser provisoriamente almacenada en la memoria y luego automáticamente reescrita con la sintaxis adecuada, evitando todo tipo de error.

```
+-----+
| VOGEL 1.0 - ARCHIVO DE ENTRADA DE DATOS |
+-----+
[Generación automática por interface Vogel 1.0]
|----- GEOMETRIA ALAR -----|
| -NT-|-NEC-|
| 0003 00006
CUERDA RAZ = 0001.00000
|NET|--- CE ---|--- EN ---|-- DIEDRO --|-- FLECHA --|--- COMB ---|-- PCOMB ---|-- TITAK ---|--- PROT ---|
| 005 0001.0000000 0001.0000000 0007.0000000 0000.0000000 0000.0000000 0000.4000000 0000.0000000 0000.2500000
| 005 0001.0000000 0001.0000000 0007.0000000 0000.0000000 0000.0000000 0000.4000000 0000.0000000 0000.2500000
| 008 0001.0000000 0001.4200000 0007.0000000 0000.0000000 0000.0000000 0000.4000000 0000.0000000 0000.0000000
|----- GEOMETRIA DEL SUELO -----|
| -NNX-|-NNY-|
| 00016 00016
|-- ALTURA --|--- DY ---|--- DX ---|
| 0001.5000000 0010.0000000 0008.0000000
|----- PARÁMETROS DE VUELO -----|
|--- TITA ---|--- VX ---|--- VY ---|--- VZ ---|
| 0010.0000000 0020.0000000 0000.0000000 0000.0000000
|----- PARÁMETROS DE SIMULACIÓN -----|
|-- NSTEPS --|- MAXSTEP -|-- CUTOFF --|--- DT ----|
| 000000000010 000000000010 0.0000100000 00.010000000
|----- LINEAS DE TRAZA -----|
| -NPD-|-NBD-|
| 00007 00007
|--- D1 ---|--- D2 ---|--- D3 ---|--- RD ---|
| 0001.1000 0001.6200 -0000.3000 0000.20000
```

Figura 14: Ejemplo de un archivo de entrada de datos de formato fijo generado automáticamente por una interfaz.

Este método se ha implementado mediante el diseño de siete diferentes formularios con ayuda del software Visual Basic 6. El primero de estos formularios (izquierda de la Figura 15) permite introducir los parámetros que definen completamente la geometría en planta del ala mediante macro-paneles (Sección 2). El método de carga es el siguiente: una vez decidida la cantidad de paneles a incorporar se presiona el botón “Set”, lo cual activa una lista que el usuario puede desplegar para seleccionar, uno por uno, los paneles. Una vez que se llena la información se presiona el botón “Actualizar” y se continúa con el siguiente panel. Si el usuario vuelve a seleccionar un panel ya editado para reeditarlo la información existente reaparece.

A través del botón “Editar Perfil” es posible desplegar una ventana de edición de perfiles delgados (derecha de la Figura 15) que permite generar y previsualizar, para cada tramo, la geometría de un perfil NACA 4 dígitos (el espesor del perfil es solo figurativo).

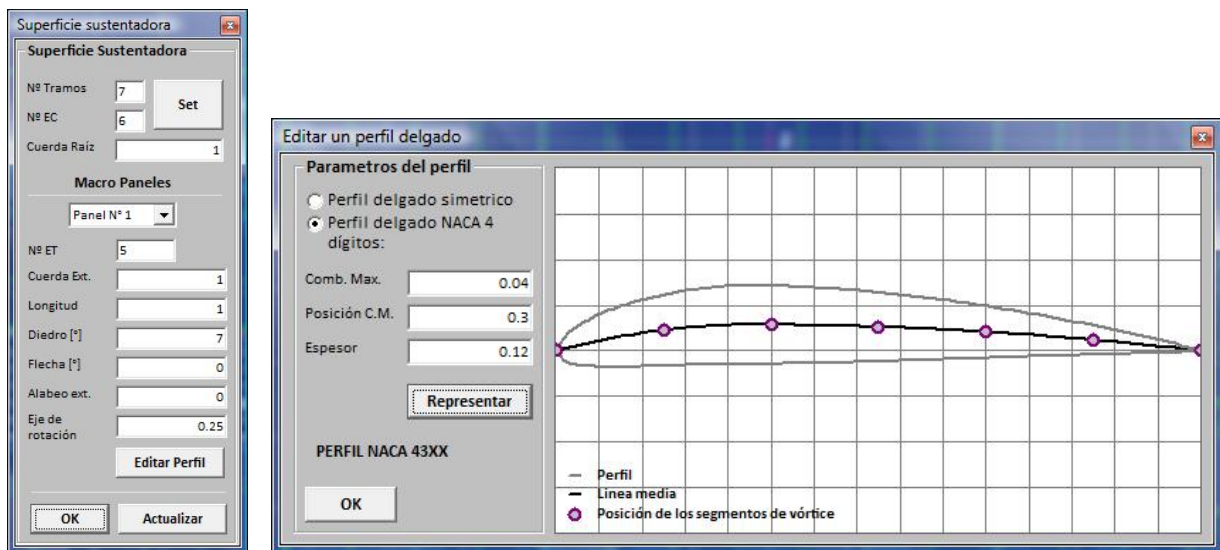


Figura 15: Formularios de edición de geometría y mallado del ala.

El tercer formulario de edición (Figura 16a) permite ingresar los datos geométricos del empenaje horizontal y habilitar o deshabilitar su incorporación al modelo. El cuarto formulario (Figura 16b) permite definir geoméricamente el suelo.

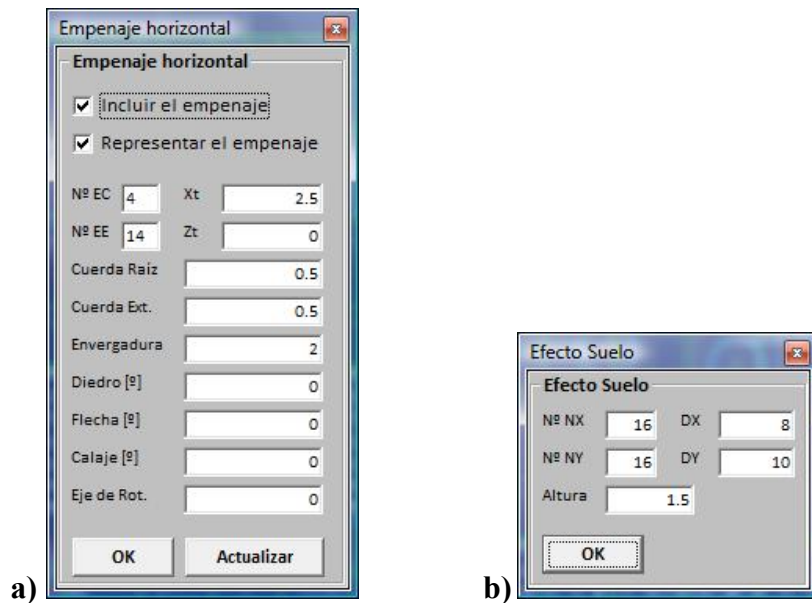


Figura 16: Formularios de edición de geometría mallado para el empenaje y el suelo.

El quinto formulario (Figura 17a) permite ingresar la cantidad de puntos de emisión y visualizar su distribución alrededor de las circunferencias. El resto de los formularios (Figura 17b y c) permiten definir los parámetros de vuelo (velocidad de la corriente y elevación del morro) y los parámetros de simulación requeridos por el MIRV.

Como se puede ver en las figuras precedentes, se ha dotado a cada formulario de un botón de comando “OK”. Todos estos botones están ligados a un mismo evento (simbolizado con la flecha *Ok* en la Figura 13) que se encarga de capturar la información escrita en los cuadros de texto y almacenarla provisoriamente en la memoria RAM a través de objetos internos. El botón de comando “Actualizar” ejecuta un evento similar al del botón “OK” con la única

diferencia que mantiene el formulario visible para permitir la reedición de la información al tiempo que se actualiza una representación esquemática.

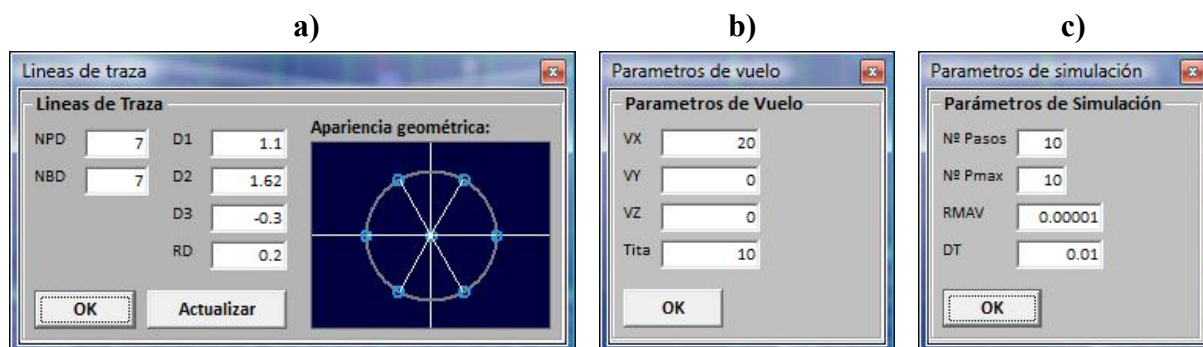


Figura 17: Formularios de edición de líneas de traza, parámetros de vuelo y parámetros de simulación.

Cuando toda la información ha sido escrita se cuenta con un set de datos de entrada completo. Estos datos permanecerán escritos en los cuadros de texto y almacenados en la memoria, siendo posible su modificación en cualquier momento.

4.2 El formulario de administración y pre-visualización de proyectos

El objetivo de este componente del programa es proporcionar acceso a todos los eventos de edición de proyectos y alojar un cuadro de representación gráfica donde se pueda previsualizar el modelo al tiempo que se lo construye. Los eventos de edición que se pueden ejecutar desde aquí se presentan en la Tabla 1. El diseño del formulario se puede observar en la Figura 18.

Evento	Descripción
<i>Guardar</i>	Recopila los objetos guardados en la memoria RAM y los escribe en dos archivos secuenciales diferentes de formato ASCII. El primero es un archivo de almacenamiento (*.vog) que sirve de respaldo para la recuperación automática del proyecto; y el segundo es un archivo de entrada al programa de cálculo AL con nombre fijo INPUT.dat. Si al momento de guardar un proyecto ambos archivos existen (lo cual es habitual), se sobrescribe la nueva información.
<i>Cargar</i>	Lee el archivo de respaldo de un proyecto especificado y carga la información en los formularios de edición para que pueda ser reeditado. Esto permite recuperar de manera rápida y automática la información de un proyecto.
<i>Eliminar</i>	Borra un archivo de respaldo específico.
<i>Dibujar</i>	Genera una vista preliminar del modelo con los objetos del set de datos de entrada. Este evento está comandado por los botones de chequeo ubicados en la barra de herramientas de dibujo. De esta forma es posible manipular algunos parámetros de visualización, como por ejemplo la vista posterior, el mallado, el despliegue de los tramos del ala sobre un plano, etc.
<i>Calcular</i>	Ejecuta el programa de cálculo adecuado AL10 o AL11, según como se especifique en el formulario de edición del empenaje horizontal. Este evento simplemente activa el evento <i>Guardar</i> y luego ejecuta el comando Shell de Windows.

Tabla 1: Descripción de los eventos principales.

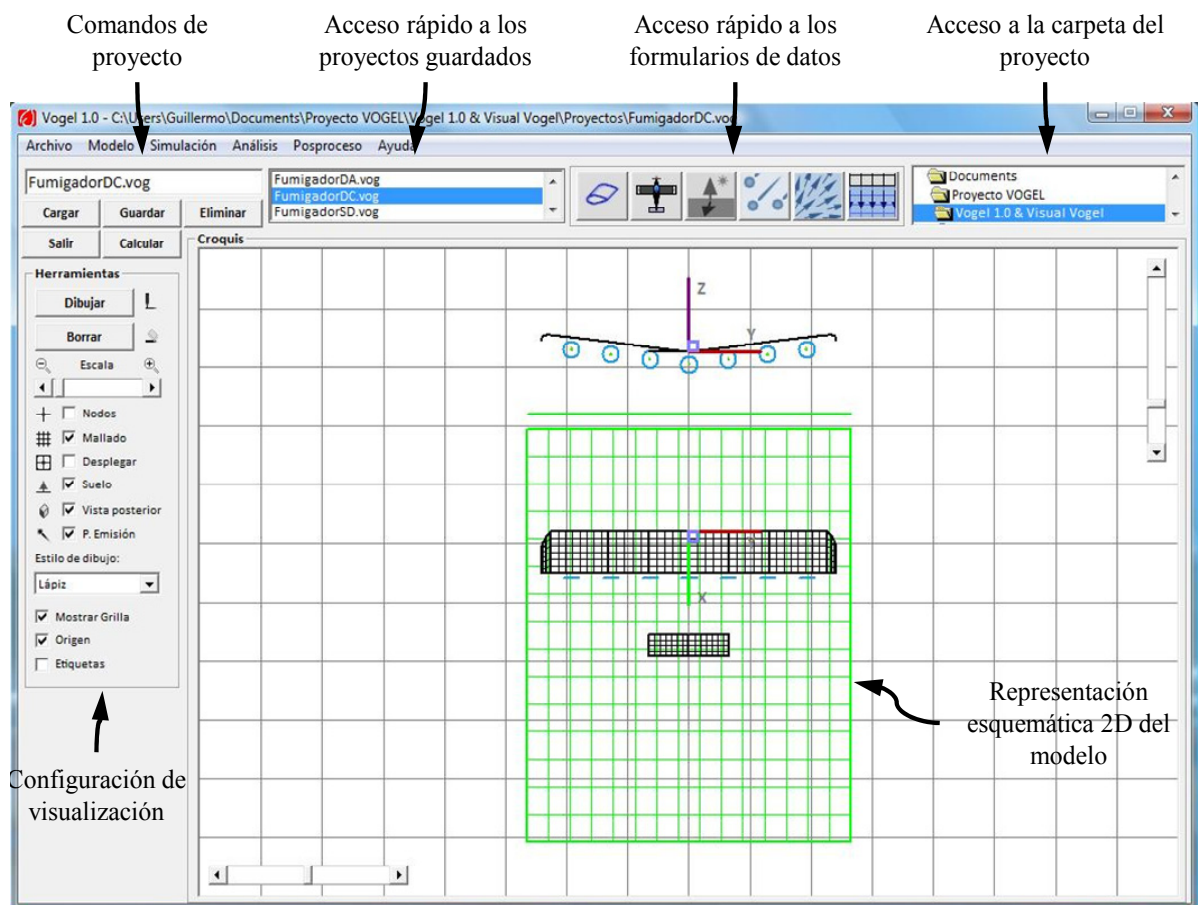


Figura 18: Componentes del formularios de administración y previsualización de proyectos.

Los archivos de respaldo se especifican a través de un cuadro de texto (esquina superior izquierda del formulario de la Figura 18). El nombre que allí figura es empleado por los eventos *Cargar*, *Guardar* y *Eliminar*. Paralelamente se ofrece la posibilidad de especificar un archivo haciendo doble clic sobre el nombre del archivo en una lista de proyectos (ubicado a la derecha del cuadro de texto). Esta lista muestra al usuario todos los archivos de respaldo (de extensión *.vog) que han sido guardados en la carpeta de proyectos.

4.3 El evento de pre-visualización

La previsualización del modelo mediante la interfaz visual sirve como medio de comprobación de datos. La idea fundamental es permitir al usuario observar como el modelo que está construyendo toma forma a medida que ingresa los parámetros geométricos, de manera que pueda modificarlos hasta quedar conforme con el resultado, antes de correr el programa de cálculo.

El método empleado para generar la previsualización del modelo no es exactamente el mismo que emplea el programa de cálculo (Sección 2). Debido a que durante el diseño la previsualización se puede llegar a ejecutar cientos de veces, es conveniente reducir la cantidad de operaciones para agilizar el proceso. Es por ello que durante el evento de previsualización no se calculan puntos nodales, sino que solo se trazan segmentos rectos a lo largo de la cuerda y la envergadura. Esto proporciona una buena apariencia geométrica global del modelo y hace que el entorno se comporte mejor durante el acercamiento y el desplazamiento de la imagen. Los componentes del esquema de previsualización se indican en la Figura 19.

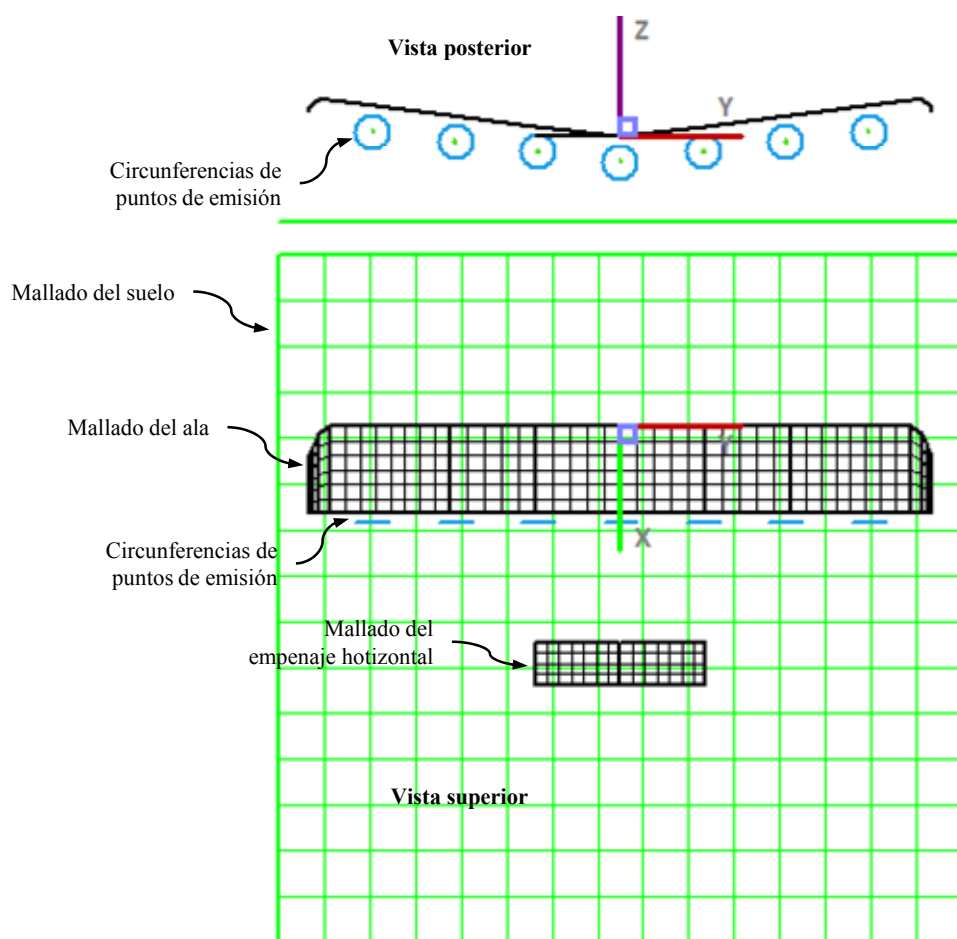


Figura 19: Componentes del esquema de pre-visualización.

Los componentes del esquema de pre-visualización se pueden encender y apagar tal como si fueran capas. Esto permite al usuario modificar el aspecto de la previsualización a su gusto. Las opciones de previsualización que se han incorporado al software son:

- Ocultar/Visualizar los nodos extremos de los macro-paneles.
- Ocultar/Visualizar el mallado de las superficies sustentadoras.
- Desplegar los macro-paneles del ala sobre un plano.
- Ocultar/Visualizar el suelo.
- Ocultar/Visualizar la vista posterior.
- Ocultar/Visualizar las circunferencias de los puntos de emisión.
- Ocultar/Visualizar el origen.
- Ocultar/Visualizar grilla.

5 ENTORNOS DE POSPROCESAMIENTO

Cuando un proyecto es ejecutado por el programa de cálculo los resultados de las cargas aerodinámicas son escritos en dos archivos ASCII diferentes (ver parte inferior de la Figura 13). El primero de ellos contiene un resumen de los datos de entrada seguido de dos matrices que almacenan los seis coeficientes aerodinámicos en cada instante de tiempo (tres de fuerzas y tres de momentos). La primera matriz es para el ala y la segunda para el empenaje, si lo hubiera. El segundo archivo contiene un vector columna que almacena los coeficientes de salto de presión sobre cada punto de control del ala en el último instante de tiempo.

Adicionalmente a los archivos anteriores se escribe un tercer archivo que solo contiene los puntos nodales y las matrices de conectividad del ala, del empenaje, de las estelas y de las líneas de traza. A continuación se presentan los formularios que permiten tratar los datos almacenados en los archivos de respuesta.

5.1 Los formularios de lectura y visualización de las cargas aerodinámicas

Con el objetivo de evitar la lectura de los coeficientes aerodinámicos desde un programa de edición de texto externo, se ha diseñado un formulario que cumple una función similar. El formulario de lectura de cargas aerodinámicas (Figura 20) contiene un cuadro de texto que imprime el resultado de un cálculo y bloquea su edición (sólo se copian datos con el comando *Ctrl+C*). Este formulario permite además guardar los archivos de respuesta del último cálculo efectuado, que de otra manera serían sobrescritos en el cálculo siguiente, y visualizar cualquier otro archivo de resultado que haya sido guardado.

The screenshot shows a window titled 'Respuesta' with a 'Guardar' button and a list of saved files: Gaviota_viento_cruzado_RES.dat, GG.dat, GW.dat, Prueba.vog_RES.dat, and RESULTADO.dat. There are 'Ocultar' and 'Eliminar' buttons. The main area displays the content of 'RESULTADO.dat' in a monospaced font, enclosed in a dashed box. The text includes program information and a table of aerodynamic data.

```

+-----+
| VOGEL 1.0 |
+-----+
| UNC, FCEyN |
+-----+
DEPARTAMENTO DE ESTRUCTURAS
AL10COM
Programa basado en el metodo de la red de
vortices inestacionaria.
Programado por:
Guillermo A. HAZEBROUCK
Investigacion dirigida por:
Doc. Sergio PREIDIKMAN
CORDOBA, 2008/2009

COMPRUEBA LOS DATOS DE ENTRADA:
-----
|-NNE-|-NNC-|-NT-|
 45   7   7
| Nº |---- CE ----|---- EN ----|-- DIEDRO --|-- FLECHA --|
 1 | 1.00000000 | 1.00000000 | 0.12217305 | 0.00000000 |
 2 | 1.00000000 | 1.00000000 | 0.12217305 | 0.00000000 |
 3 | 1.00000000 | 1.42000000 | 0.12217305 | 0.00000000 |
 4 | 0.90530000 | 0.12000000 | 0.00000000 | 0.65292767 |
 5 | 0.75600000 | 0.09000000 | -0.43633231 | 1.03002351 |
 6 | 0.67000000 | 0.05000000 | -0.90757121 | 1.03002351 |
 7 | 0.59200000 | 0.05000000 | -1.34390352 | 1.03002351 |
|-NNX-|-NNY-|
 16   16
|-- ALTIMA --|---- DY ----|---- DX ----|
 1.50000000 | 10.00000000 | 8.00000000 |
|-- ALPHA ---|---- VX ----|---- VY ----|---- VZ ----|
 0.17453293 | 20.00000000 | 0.00000000 | 0.00000000
  
```

Figura 20: Formulario de lectura de coeficientes aerodinámicos.

El segundo formulario de postprocesamiento (Figura 21) permite al usuario visualizar la distribución de las cargas aerodinámicas sobre el ala en el último paso del cálculo. Para ello se dispone de dos cuadros de dibujo diferentes; el primero permite visualizar la distribución de cargas sobre la cuerda y el segundo a lo largo de la envergadura. Ambos gráficos permiten visualizar el salto de presión a lo largo de una fila y columna de nodos por vez. Para la distribución sobre la cuerda se ha propuesto el método de interpolación de Lagrange, que permite trazar un polinomio sobre los puntos conocidos. Para el segundo sólo se ofrece la posibilidad de conectar los puntos conocidos con segmentos rectos. Este formulario posee

también una lista de archivos que permite seleccionar cualquier archivo de presiones que haya sido previamente guardado mediante el formulario de lectura.

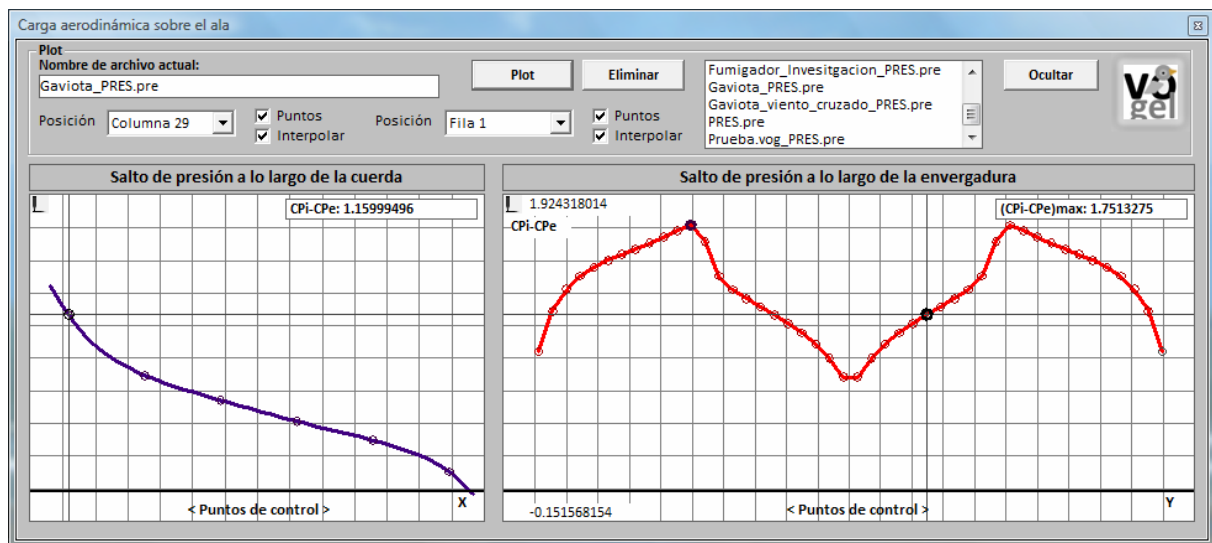


Figura 21: Formulario de visualización de carga aerodinámica.

5.2 El formulario de visualización de redes

Dos problemas de postprocesamiento quedan aun sin explicar, ambos de gran importancia. El primero de ellos es la visualización de las líneas de traza, a pedido del usuario, y el segundo es la visualización de la estela, que muchas veces permite juzgar la calidad del cálculo.

A menudo ocurre que los parámetros de simulación ingresados no son los adecuados para el mallado propuesto y como resultado la convección de estela no se realiza satisfactoriamente. Algunas veces este problema causa un fallo total del programa de cálculo durante su ejecución, pero también puede ocurrir que pase desapercibido hasta que uno mira la estela. Por ello es muy importante contar con una herramienta que permita visualizar completamente las redes tridimensionales.

Existe en el mercado una gran variedad de programas que permiten realizar este trabajo. Entre ellos se destaca la herramienta TECPLOT, que posee excelentes características visuales. Sin embargo la mayoría de estos programas suelen resultar muy onerosos y su adquisición puede no ser una inversión bien justificada en el caso de proyectos pequeños. Por ello como parte de este esfuerzo se ha desarrollado una interfaz visual bastante simple que permite capturar los archivos de geometría y representarlos tridimensionalmente.

La interfaz se presenta en un único formulario (Figura 22). Las opciones principales son:

- Rotación del punto de vista en ángulos de Euler; que se logra mediante la transformación de las coordenadas originales a través de una matriz de rotación; sin alterar la matriz de conectividad.
- Selección de zonas a visualizar desde una lista (solo reconocen redes cuadriláteras y líneas).
- Auto-rotación, que permite girar el modelo alrededor de un eje específico por vez.

La lectura de los puntos nodales y la matriz de conectividad es secuencial, y solo se realiza durante el evento de carga (botón "Load"). A medida que se leen, los datos son almacenados en la memoria y pueden ser empleados durante cualquier cambio en la apariencia del dibujo (a través del comando "Redraw").

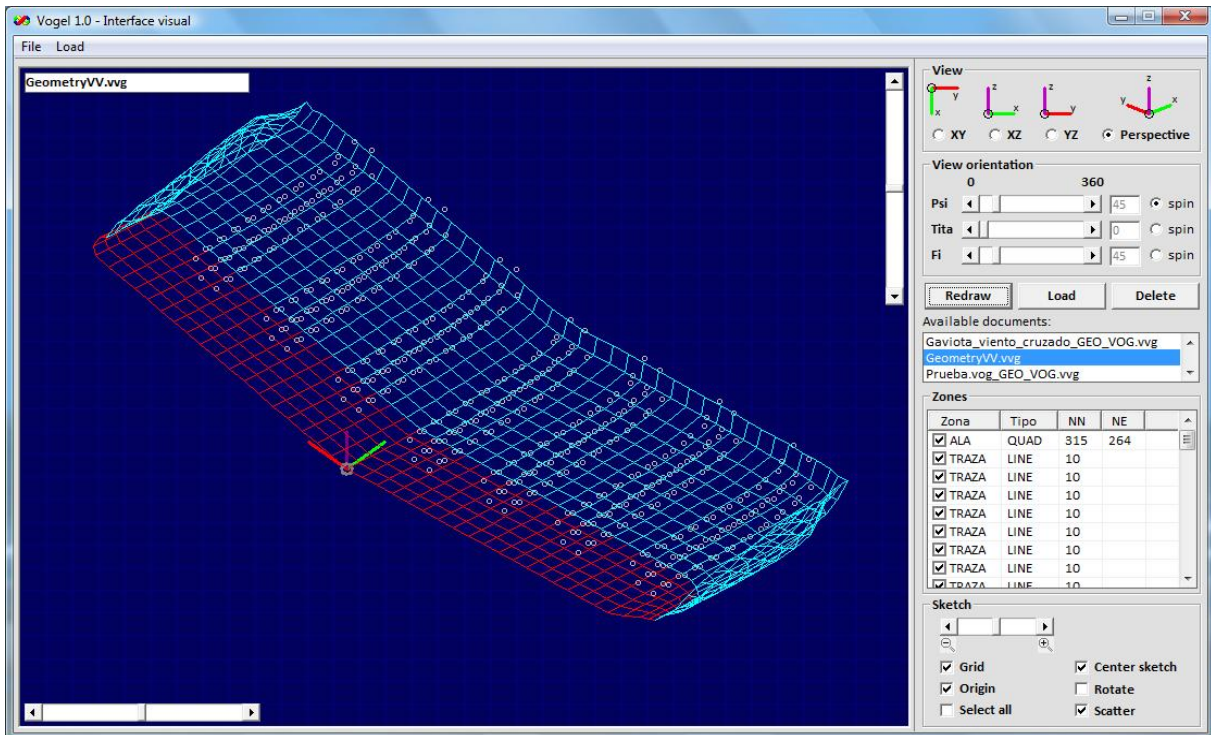


Figura 22: Formulario de visualización de redes.

La visualización del modelo se logra mediante el comando *LINE* de Visual Basic 6. Simplemente se efectúa la transformación y luego se toman las dos primeras coordenadas de cada nodo como referencia horizontal y vertical en la pantalla. La asignación de los puntos inicial y final de cada segmento se logra mediante la matriz de conectividad original, en el caso de un cuadrilátero, o bien respetando la secuencia original, en el caso de una línea.

El formato del archivo de entrada que reconoce la interfaz es sistemático. Para cada red que se quiera representar se debe especificar el nombre, el tipo (cuadrilátero ó línea), la cantidad de nodos, la cantidad de elementos, la matriz de coordenadas de nodos y la matriz de conectividad, siempre respetando ese orden. Estas dos últimas matrices deben ajustarse al formato $3(1X, F12.8)$ y $4(1A, 1X)$ respectivamente. Por ejemplo, si se tiene una red de cuadriláteros y a continuación una red de segmentos rectos, el archivo de entrada debe tener el formato representado en la Figura 23.

Las palabras clave QUAD y LINE (que indican la presencia de elementos cuadriláteros o segmentos rectos, respectivamente) siempre deben ir escritas a continuación del nombre ya que indican al programa la secuencia con la que deberá leer los datos en las siguientes líneas. Toda la información debe estar escrita sin dejar saltos de línea en blanco.

```

<<NOMBRE DE LA RED 1>>
QUAD
<<NN>>
<<NE>>
_XXXXXXXXXX XXXXXX XXXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX
...
XXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXX
...
<<NOMBRE DE LA RED 2>>
LINE
<<NN>>
_XXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXX XXXXXXXXXXXXXXX
...

```

Figura 23: Formato de archivo de entrada para el formulario de visualización de redes.

6 CONCLUSIONES

En el presente trabajo se ha implementado exitosamente el método inestacionario de la red de vórtices sobre un modelo de aeronave simplificado compuesto por dos superficies sustentadoras delgadas en proximidad del suelo. La técnica de mallado que se ha propuesto ha demostrado ser una herramienta muy simple y a la vez eficiente para la construcción de superficies delgadas complejas que posean diferentes perfiles, flecha, alabeo y diedro, además de una forma en planta irregular.

Los procesos de modelado y edición del modelo se ven facilitados por la implementación de un sistema de formularios que permiten al usuario escribir los datos de manera ordenada y sin tener que ajustarse a un formato fijo. La visualización del modelo durante su construcción le otorga al usuario un mayor control sobre el diseño y permite la corrección de errores en los datos. Así mismo se ha agilizado en gran manera la etapa de postprocesamiento con la incorporación de un formulario para la visualización de la distribución de las cargas aerodinámicas y otro para la visualización de las redes.

REFERENCIAS

- Abbott, I.H., *Theory of Wing Sections*. New York: Dover Publications, 1959.
- Gebhardt, C.G., Preidikman, S. y Massa, J.C., Numerical simulations of the aerodynamic behavior of large horizontal-axis wind turbines. *International Journal of Hydrogen Energy*, 35(11):6005-6011. Available at www.sciencedirect.com. June 2010.
- Hazebrouck, G., Preidikman, S., Brewer, A. y Massa, J., Desarrollo de una herramienta computacional para estudiar la influencia de las punteras de ala y del efecto suelo sobre la eficiencia de la fumigación utilizando aeronaves monoplano. *Quinto Congreso Argentino de Tecnología Espacial – CATE 2009*. Mar de Plata, 2009.
- Hazebrouck, G., Preidikman, S. and Massa J., Developmen of software to study the influence of wing tips and ground effect on aerial application efficiency, *II Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica - CAIA 2010*, Córdoba, Argentina, Argentina, 2010.
- Katz, J. and Plotkin, A., *Low Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods*. San Diego: McGraw-Hill, 1991.
- Ceballos, L., Preidikman, S. y Massa, J., Herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas, *Mecánica Computacional*, 27: 3169-3189, 2008.
- Preidikman, S., *Numerical Simulations of Interactions Among Aerodynamics, Structural, Dynamics, and Control Systems*. Ph.D. Dissertation, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Tech, 1998.