

Flujos 2-d inestacionarios, levemente viscosos y dominados por vorticidad: interacciones aerodinámicas y efecto suelo

Marcelo F. Valdez⁽¹⁾, Sergio Preidikman^(1,2), y Julio C. Massa^(1,2)

⁽¹⁾ *Departamento de Estructuras, Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, (5000) Córdoba, Argentina. e-mail: jmassa@efn.uncor.edu*

⁽²⁾ *Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina. e-mail: spreidikman@ing.unrc.edu.ar*

RESUMEN

El vuelo de insectos está dominado por mecanismos aerodinámicos inestacionarios y no-lineales producto del batimiento de las alas que ofrecen ventajas únicas respecto de las alas fijas y rotores convencionales. Un importante, aunque poco estudiado, aspecto del vuelo con alas batientes a escalas reducidas es el relacionado con el efecto de la interacción aerodinámica en la generación de sustentación. Para poder reproducir exitosamente mecanismos de sustentación y propulsión inspirados en la biología es necesario entender cabalmente la compleja física subyacente en tal fenómeno.

En este trabajo, se investiga el fenómeno de interacción aerodinámica entre dos perfiles inmersos en el seno de un flujo bidimensional e inestacionario. Además, se estudia numéricamente la influencia del efecto suelo en la generación de sustentación. El efecto suelo es simulado de dos maneras diferentes. La primera de ellas consiste en el conocido "método de imágenes", el cual permite tener en cuenta únicamente contornos sólidos planos. La segunda alternativa, mucho más atractiva, consiste en una panelización del suelo similar a la empleada para discretizar las sábanas vorticosas adheridas a los perfiles aerodinámicos. Esta última opción, permite simular el efecto suelo asociado a contornos irregulares. Los perfiles realizan movimientos típicos del aleteo de insectos y aves pequeñas.

El fin último de este trabajo es el desarrollo de una herramienta numérica que permita evaluar los fenómenos de interacción aerodinámicos y el efecto suelo, con el objeto de inspirar el desarrollo de micro-vehículos aéreos súper-maniobrables, no tripulados de alas batientes.

Palabras Claves: interacción aerodinámica, efecto suelo, aerodinámica inestacionaria y no-lineal, flujos 2d dominados por vorticidad, micro-vehículos aéreos.

1. INTRODUCCIÓN

En la naturaleza, todas las criaturas capaces de mantenerse en vuelo poseen alas batientes. Existe evidencia que a pequeñas escalas, el vuelo está dominado por mecanismos aerodinámicos inestacionarios y no-lineales. Estos mecanismos aerodinámicos, producto del batimiento de las alas, ofrecen ventajas únicas respecto de las alas fijas y rotores convencionales [1]. Entre estas ventajas se cuenta la generación de sustentación y empuje manteniendo economía en el peso. Algunos de estos mecanismos de vuelo, como por ejemplo el retraso de la pérdida dinámica, la circulación adicional generada por la rotación del ala, la captura de la estela, y el efecto masa agregada, entre otros, han sido objeto de estudio de muchos científicos alrededor del mundo.

Un importante, aunque menos estudiado, aspecto del vuelo con alas batientes a escalas reducidas es el relacionado con el efecto de la interacción aerodinámica en la generación de sustentación. Numerosos patrones de vuelo mostrados por dos o más insectos o aves interactuando en el aire hacen conjeturar respecto del empleo de este mecanismo para la obtención de algún beneficio, tal como la reducción de la energía empleada para sostener el vuelo. Asimismo, la observación de insectos y aves en "hovering" en las proximidades del suelo inspira la investigación sobre la influencia del efecto suelo en el incremento de la eficiencia aerodinámica.

Si bien todos estos mecanismos de vuelo tienen asociado un "relativamente bajo" número de Reynolds, el mismo es lo suficientemente alto como para avalar la hipótesis de que los efectos viscosos están confinados, únicamente, a las capas límite y a las estelas vorticosas. Esta última hipótesis permite predecir las cargas aerodinámicas mediante el uso del método de red de vórtices no-lineal e inestacionario. Esta técnica de la dinámica de fluidos computacional brinda una solución numérica muy atractiva, y con un bajo esfuerzo de cómputo, a estos problemas.

2. EL MODELO AERODINÁMICO

A continuación se discuten algunos fundamentos del modelo matemático empleado en el presente trabajo. Se discuten los detalles del modelo para un único perfil aerodinámico, siendo este fácilmente generalizable al caso dos perfiles interactuando. La herramienta computacional aquí desarrollada constituye una ampliación del código previamente desarrollado en [2, 3].

En el presente estudio se adopta la versión bi-dimensional del método de red de vórtices inestacionario. Se considera que el perfil alar es muy delgado. En el modelo propuesto se restringe toda la vorticidad del flujo a una delgada región alrededor del perfil y a sus estelas, y el flujo se considera irrotacional fuera de estas regiones [4]. Este modelo es el resultado de la aproximación asintótica de las ecuaciones de Navier-Stokes para un número de Reynolds que tiende a infinito. En el caso de los insectos, si bien el número de Reynolds es "relativamente bajo", es lo suficientemente alto como para avalar las hipótesis mencionadas más arriba.

Como el perfil es muy delgado se representará la capa límite en ambas superficies del perfil con una única sábana vorticiosa adherida. La posición de la sábana vorticiosa adherida es especificada; en consecuencia, se produce a través de esta, un salto finito de presiones. Las estelas se representan mediante sábanas vorticosas libres. Sus posiciones no son especificadas ya que pueden deformarse libremente hasta adoptar configuraciones libres de fuerzas; esto es, no se produce a través de ellas ningún salto de presiones.

Los dos tipos de sábanas vorticosas (adherida y libres) están unidas en el borde de fuga afilado donde el flujo se separa, y donde es impuesta la condición de Kutta para flujo inestacionario.

Cuando el perfil alcanza un determinado ángulo de ataque efectivo, tiene lugar una separación adicional del flujo desde el borde de ataque. En este caso, se emplea también una sábana vorticiosa libre para simular ésta estela producto de la separación.

El problema en estudio considera el flujo de un fluido incompresible, caracterizado por un número de Reynolds muy elevado. La ecuación gobernante es la ecuación de continuidad para flujos incompresibles e irrotacionales conocida como ecuación de Laplace:

$$\nabla^2 \Psi(\vec{R}, t) = 0 \quad (1)$$

donde $\Psi(\vec{R}, t)$ es la función potencial de velocidades en todo el dominio irrotacional del fluido fuera de las estelas y la capa límite. Este se define de la siguiente manera a través de la siguiente relación cinemática:

$$\vec{V}(\vec{R}, t) = \nabla \Psi(\vec{R}, t) \quad (2)$$

La dependencia explícita del tiempo en la ecuación de Laplace se introduce a través de las condiciones de contorno [4,5]. La primera condición de contorno requerida es la comúnmente llamada "condición de no penetración" que estipula que: sobre las paredes del sólido, la componente normal de la velocidad de una partícula de fluido relativa al sólido debe ser nula. Para el flujo exterior debe imponerse una condición en el infinito. En el infinito las perturbaciones \vec{V} debidas al cuerpo moviéndose a través del fluido que estaba inicialmente en reposo se anulan.

2.1 Método de red de vórtices inestacionario

En el método de red de vórtices inestacionario, se reemplazan las sábanas vorticosas adheridas continuas por una red de pequeños segmentos rectos (o paneles), cada uno de circulación concentrada $\Gamma_i(t)$ en un único vórtice ubicado sobre este. Cada vórtice está ubicado en el cuarto de la longitud de cada panel. Además, en cada paso de cálculo, se coloca un vórtice de circulación Γ_{wt} en la cercanía del borde de fuga y otro de circulación Γ_{swt} cerca del borde de ataque. Estos vórtices son los que en cada paso de cálculo se convectan al seno fluido para generar las estelas. Por el principio de conservación del momento angular, la circulación de estos vórtices, una vez convectados, permanece constante.

Debido a que las sábanas vorticosas continuas son reemplazadas por un conjunto discreto de vórtices, la condición de no-penetración, puede ser satisfecha sólo en un número finito de puntos. Estos son los llamados puntos de control de la malla adherida. Los puntos de control están situados a tres cuartos de la cuerda de cada elemento.

2.2 Imposición de la condición de no-penetración

Una vez discretizada la sábana vorticiosa adherida, el paso siguiente es imponer la condición de no penetración sobre la superficie sólida. Se define el coeficiente de influencia aerodinámico a_{ij} como la componente normal a la superficie del sólido en el punto de control del panel "i" de la velocidad asociada al vórtice adherido de intensidad unitaria ubicado en el panel "j":

$$a_{ij} = (u, w)_{ij} \cdot \hat{n} \quad (3)$$

donde u y w son las componentes de la velocidad asociada al vórtice del panel j en el punto de control i y \hat{n} es el versor normal a la superficie en ese punto de control.

El cumplimiento de las condiciones de contorno en la superficie del perfil aerodinámico requiere que en cada punto de control la componente normal de la velocidad relativa fluido/sólido sea nula. La especificación de las condiciones de contorno para todos puntos de control ubicados sobre la superficie del perfil aerodinámico resulta en el siguiente sistema de ecuaciones algebraicas lineales, cuyos coeficientes pueden ser constantes o variables según sea la superficie sólida

rígida o deformable [2,3]:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1NP} & a_{1W} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2NP} & a_{2W} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{NP1} & a_{NP2} & \dots & a_{NPNP} & a_{NPW} \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \dots \\ \Gamma_{NP} \\ \Gamma_{Wt} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \dots \\ RHS_{NP} \\ \Gamma_B(t - \Delta t) \end{Bmatrix} \quad (4)$$

donde: Γ_j es la intensidad del vórtice adherido ubicado en el panel j ; Γ_{Wt} es la intensidad del vórtice del borde de fuga; NP es el número de paneles de la red de vórtices adherida; y RHS_j (Right-Hand Side) es el lado derecho de la ecuación j ($j = 1, \dots, NP$), que se obtiene según (5).

$$RHS_j = -[U(t) + u_w, W(t) + w_w]_j \cdot \hat{n}_j \quad j = 1, \dots, NP \quad (5)$$

donde $[U(t), W(t)]_j$ son las componentes de la velocidad del punto de control j ; y $(u_w, w_w)_j$ son las componentes de la velocidad en el punto de control j , asociada a los vórtices de la estela. La influencia de la estela puede ser calculada ya que la ubicación y la intensidad de todos los vórtices sobre la misma son conocidas. Con Γ_B se denota la circulación adherida total, definida como la sumatoria de las Γ_j para $j = 1, \dots, NP$. La Ecuación (4) puede expresarse, en notación matricial, como sigue:

$$[\mathbf{A}] \{\underline{\Gamma}(t)\} = \{\underline{RHS}(t)\} \quad (6)$$

donde \mathbf{A} es la matriz de coeficientes de influencia; $\underline{\Gamma}(t)$ es el vector de circulaciones incógnitas; y $\underline{RHS}(t)$ es el vector lado derecho. La última ecuación del sistema de ecuaciones algebraicas lineales mostrado en (4) representa la condición de conservación de la circulación expresada por el Teorema de Kelvin. Los detalles del modelo empleado para tener en cuenta la separación de flujo desde el borde de ataque puede consultarse en [2, 5, 6].

3. INTERACCIÓN AERODINÁMICA ENTRE DOS PERFILES

En esta sección se analiza la interacción aerodinámica experimentada por dos perfiles aerodinámicos moviéndose simultáneamente en el mismo seno fluido. El movimiento de estos perfiles corresponde a movimientos característicos del aleteo de insectos y aves pequeñas.

Se simulan casos en los cuales dos insectos o aves pequeñas vuelan muy próximos uno del otro porque se sospecha que la interacción aerodinámica entre los flujos generados por ambos es responsable de algún efecto significativo, tanto en la generación de sustentación como en el empleo eficiente de la energía puesta en juego. La extensión del modelo anterior para tener en cuenta esta nueva situación se logra fácilmente teniendo en cuenta, además de la interacción entre paneles de un mismo perfil discutida anteriormente, la interacción aerodinámica "cruzada" que los vórtices adheridos a uno de los perfiles genera sobre los puntos de control del otro perfil.

La condición de no penetración en todos los puntos de control de ambos perfiles se traduce, en consecuencia, en el siguiente sistema de ecuaciones algebraicas lineales:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12}(t) \\ \mathbf{A}_{21}(t) & \mathbf{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \underline{\Gamma}_1(t) \\ \underline{\Gamma}_2(t) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \underline{RHS}_1(t) \\ \underline{RHS}_2(t) \end{Bmatrix} \quad (7)$$

donde \mathbf{A}_{ij} es la matriz de coeficientes de influencia aerodinámicos de los vórtices ubicados en el perfil j , sobre los puntos de control ubicados sobre el perfil i ; $\underline{\Gamma}_1(t)$ y $\underline{\Gamma}_2(t)$ son los vectores de circulaciones incógnitas correspondientes a las redes de vórtices adheridas al perfil 1 y 2 respectivamente; y $\underline{RHS}_1(t)$ y $\underline{RHS}_2(t)$ son los vectores lado derecho correspondientes a los perfiles 1 y 2 respectivamente, calculados según (5).

Las matrices \mathbf{A}_{11} y \mathbf{A}_{22} tienen la forma de la matriz en la Ecuación (4). La imposición de la condición de Kelvin se realiza para cada perfil por separado. Es decir, se establece que las circulaciones alrededor de cada una de las dos curvas fluidas cerradas que en todo momento encierran a los perfiles y sus estelas, se mantienen constantes.

Es importante notar que si los perfiles no sufren deformaciones durante todo el tiempo de cálculo, las matrices \mathbf{A}_{11} y \mathbf{A}_{22} permanecen constantes, no así las matrices \mathbf{A}_{12} y \mathbf{A}_{21} que cambian si los perfiles tienen movimiento relativo uno respecto del otro. Las matrices \mathbf{A}_{12} y \mathbf{A}_{21} tienen la siguiente forma:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1NP} & a_{1W} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2NP} & a_{2W} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{NP1} & a_{NP2} & \dots & a_{NPNP} & a_{NPW} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

donde a_{ij} es la componente normal a la superficie del perfil 1 o 2 en el punto de control del panel i de la velocidad asociada al vórtice ubicado en el panel j del perfil 2 ó 1, respectivamente.

4. EFECTO SUELO

En esta sección se desarrolla un modelo que permite captar la interacción aerodinámica producida por la presencia de un contorno sólido, particularmente el suelo. Este efecto, conocido como efecto suelo, se estudia con el fin de obtener conclusiones acerca de los beneficios subyacentes a este fenómeno en la generación de sustentación a bajas velocidades, particularmente durante las fases de despegue y aterrizaje o durante el vuelo conocido como “hover” en la cercanía del suelo. Para modelar este problema emplearemos dos aproximaciones muy distintas desde el punto de vista conceptual.

La primera aproximación consiste en el empleo del conocido “método de las imágenes”. La segunda aproximación consiste en la discretización del suelo mediante una red de vórtices similar a la empleada para modelar las capas límites y las estelas en los perfiles aerodinámicos.

4.1 Modelo del efecto suelo a través del método de las imágenes

El método de las imágenes es una estrategia muy conocida que permite modelar en forma sencilla el efecto que la presencia del suelo provoca sobre el campo de movimiento generado por un perfil aerodinámico. En este modelo bidimensional, el suelo se representa por una línea.

Este método se basa en propiedades de simetría y puede enunciarse como sigue: “el campo de movimiento generado por un cuerpo sólido moviéndose en las cercanías de una pared plana es equivalente al campo de movimiento generado por el mismo cuerpo moviéndose a la par de otro cuerpo, de manera que el segundo cuerpo, así como su movimiento, es una imagen especular del primero respecto a un eje de simetría ubicado en el lugar donde se ubicaba la pared”. Es importante notar que este enunciado es una consecuencia directa de la linealidad de la ecuación de Laplace por la cual es válido el principio de superposición de efectos.

La implementación de este método requiere, entonces, introducir una imagen especular del perfil y de sus estelas al otro lado de un eje de simetría coincidente con la ubicación del suelo. Las circulaciones de los correspondientes vórtices del sistema imagen son iguales y de sentido contrario (signo opuesto) a las correspondientes al sistema real. El movimiento de ambos sistemas

es simétrico en relación al suelo. La condición de no-penetración se cumple automáticamente sobre el eje de simetría del sistema en cualquier instante. En consecuencia, este eje se convierte en una línea de corriente. Esta aproximación es equivalente a considerar un suelo infinito y plano.

Desde el punto de vista del planteo matemático del problema, la incorporación de un sistema de imágenes no genera ninguna complicación adicional al caso presentado en la Ecuación (4). Basta recordar que las circulaciones en el sistema de imágenes son iguales y de signo opuesto a las correspondientes al sistema real. Por lo tanto, en cada paso de cálculo, las circulaciones de los vórtices de las estelas en el sistema de imágenes son conocidas mientras que las circulaciones de los vórtices adheridos a los perfiles en el sistema de imágenes forman parte de la solución.

La presencia del sistema de imágenes afecta al planteo de las condiciones de no penetración de dos maneras distintas. La primera es la influencia de la vorticidad de las estelas del sistema de imágenes sobre los puntos de control de las redes adheridas a los perfiles en el sistema real. Esta influencia se suma al lado derecho (*RHS*) en la Ecuación (4). La segunda es la influencia de la vorticidad adherida a los perfiles en el sistema de imágenes sobre los puntos de control de las redes adheridas a los perfiles en el sistema real. Esto deriva en el armado de una nueva matriz de coeficientes de influencia aerodinámica de igual cantidad de filas y columnas que la matriz del sistema (8), en general dependiente del tiempo, que llamaremos **G**. El planteo de las condiciones de contorno resulta, entonces:

$$[\mathbf{A}]\{\Gamma\} + [\mathbf{G}]\{-\Gamma\} = \{RHS\}^R + \{RHS\}^I \rightarrow [\mathbf{A} - \mathbf{G}]\{\Gamma\} = \{RHS\} \quad (9)$$

donde los supra-índices *R* e *I* se refieren a sistema real y sistema de imágenes respectivamente. Para el caso general de dos perfiles la matriz **G** tiene la siguiente forma:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{11} & \mathbf{G}_{12} \\ \mathbf{G}_{21} & \mathbf{G}_{22} \end{bmatrix} \quad (10)$$

donde \mathbf{G}_{ij} es la matriz de coeficientes de influencia aerodinámicos de los vórtices ubicados en perfil imagen *j* sobre los puntos de control ubicados sobre el perfil *i* del sistema real. Cada una de estas submatrices tiene la forma dada por la Ecuación (8).

4.2 Modelo del efecto suelo con el método de red de vórtices

Una alternativa aún más interesante, teniendo en cuenta sus posibles aplicaciones, consiste en modelar el suelo a través de una sábana vorticiosa. Luego, esta sábana vorticiosa se discretiza, mediante paneles vorticosos, de la misma manera que los perfiles y las estelas. En este caso, los vórtices discretos se ubican en los nudos de cada elemento y los puntos de control en el centro de los mismos. Esta elección se debe a que en el caso del "suelo" no es necesario cumplir la condición de Kutta [7]. Además la circulación total alrededor de una curva fluida que encierre a la sábana vorticiosa adherida al suelo, permanece constante e idénticamente igual a cero en todo instante de tiempo.

Este caso resulta análogo al de dos perfiles interactuando, con algunas sutilezas en la construcción de la matriz de influencia aerodinámica \mathbf{A}_{22} . En este caso, la misma resulta cuadrada, de orden $NP_G + 1$ donde NP_G es la cantidad de paneles empleados para discretizar la sábana vorticiosa adherida al "suelo". La matriz \mathbf{A}_{22} tiene la misma forma que la matriz **A** de la Ecuación (4). En el caso más general de dos perfiles interactuando en las cercanías del suelo, el sistema de

Ecuaciones (7) se transforma en el siguiente:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{11} & \mathbf{A}_{12} & \mathbf{A}_{13} \\ \mathbf{A}_{21} & \mathbf{A}_{22} & \mathbf{A}_{23} \\ \mathbf{A}_{31} & \mathbf{A}_{32} & \mathbf{A}_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \Gamma_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ RHS_3 \end{Bmatrix} \quad (11)$$

donde el subíndice “3” se refiere a la red de vórtices adherida al “suelo”; \mathbf{A}_{i3} y \mathbf{A}_{3j} son, en consecuencia, las matrices de influencia aerodinámica de la red de vórtices adherida al suelo con respecto a los puntos de control del perfil i ; y de la red de vórtices adherida al perfil j con respecto a los puntos de control del suelo, respectivamente. \mathbf{A}_{33} es la matriz de influencia aerodinámica de los vórtices adheridos al suelo sobre los puntos de control ubicados en el suelo.

Con esta alternativa es posible considerar superficies no planas e incluso superficies libres, como por ejemplo la superficie de un líquido.

5. EVALUACIÓN DE LAS CARGAS AERODINÁMICAS

El cálculo de las cargas aerodinámicas en todos los casos anteriores se realiza de la misma manera que en el caso sencillo de un único perfil moviéndose en el seno fluido, pero ahora teniendo en cuenta la influencia cruzada entre los perfiles y del suelo. El salto de presiones en cada punto de control de la red de vórtices adherida al perfil se obtiene a partir de la versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli y puede expresarse como sigue:

$$(\Delta p)_i = (p_L - p_U)_i = \frac{1}{2} \rho (V_U^2 - V_L^2)_i + \rho \left(\frac{\partial \Psi}{\partial t} \Big|_U - \frac{\partial \Psi}{\partial t} \Big|_L \right)_i \quad (12)$$

donde Ψ es el potencial de velocidades; V es el módulo de la velocidad de una partícula fluida. Los subíndices U y L indican un punto por encima y por debajo del punto de control i , respectivamente. Los detalles sobre cada uno de los términos de la expresión anterior pueden consultarse en [4].

6. RESULTADOS

A continuación se presentan algunos resultados obtenidos con la herramienta computacional desarrollada. Se consideran dos casos inestacionarios donde se simula el efecto suelo.

6.1 Caso 1 - Dos placas planas y efecto suelo

El caso siguiente corresponde a dos placas planas moviéndose simultáneamente en el mismo seno fluido en presencia del suelo. La cinemática de ambas placas se describe en la ecuación (13).

$$\begin{aligned} X(t) &= 1,4 \cos(2\pi n t) & \alpha_{sp}(t) &= \frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{4} \sin(2\pi n t) \\ Z(t) &= 0,486 \sin(2\pi \bar{\omega} t) & \text{donde } \bar{\omega} &= 2n \text{ [Hz]} \end{aligned} \quad (13)$$

donde $X(t)$ y $Z(t)$ son la coordenadas del centro de rotación del perfil, $\alpha_{sp}(t)$ es el ángulo de rotación medido con respecto al eje horizontal y $n = 0.25$ Hz es la frecuencia de aleteo. La trayectoria resultante del centro de rotación del perfil tiene forma de un ocho horizontal (∞).

En la Figura 1 se pueden apreciar grandes picos de sustentación obtenidos durante este movimiento para la placa superior. Para la placa inferior tales picos no se presentan. En la Figura 2 se

puede observar la evolución temporal de las estelas para este caso particular. Cada una de las cuatro estelas, dos por cada perfil, se grafica en un color diferente de manera de facilitar su identificación. La simulación corresponde a un período completo de aleteo. La Figura 3 permite visualizar las partículas fluidas para dos períodos completos de aleteo. Esta simulación pone en evidencia la deformación que sufre el contorno fluido así como la influencia del suelo.

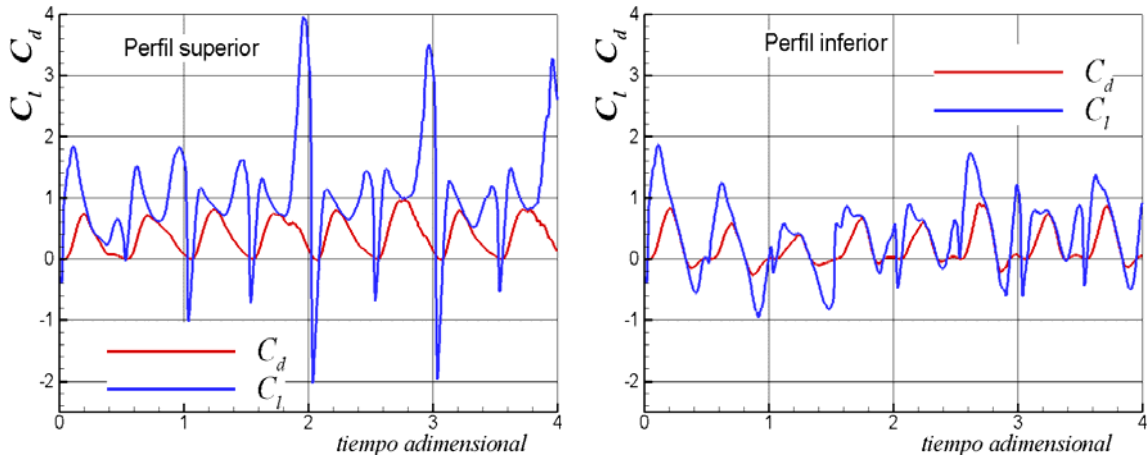


Figura 1 Variación temporal de C_l y de C_d para dos placas con efecto suelo.

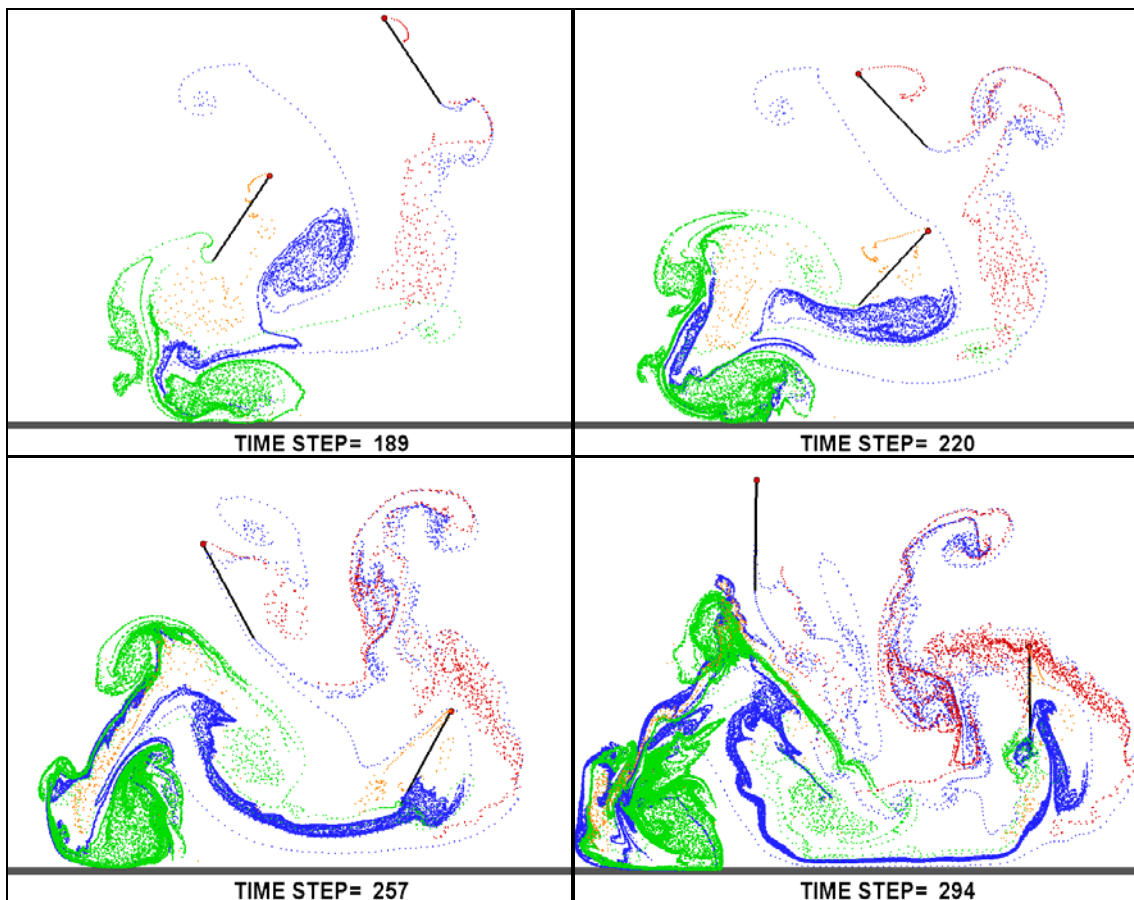


Figura 2 Dos perfiles "aleteando" con efecto suelo - Método de las Imágenes.

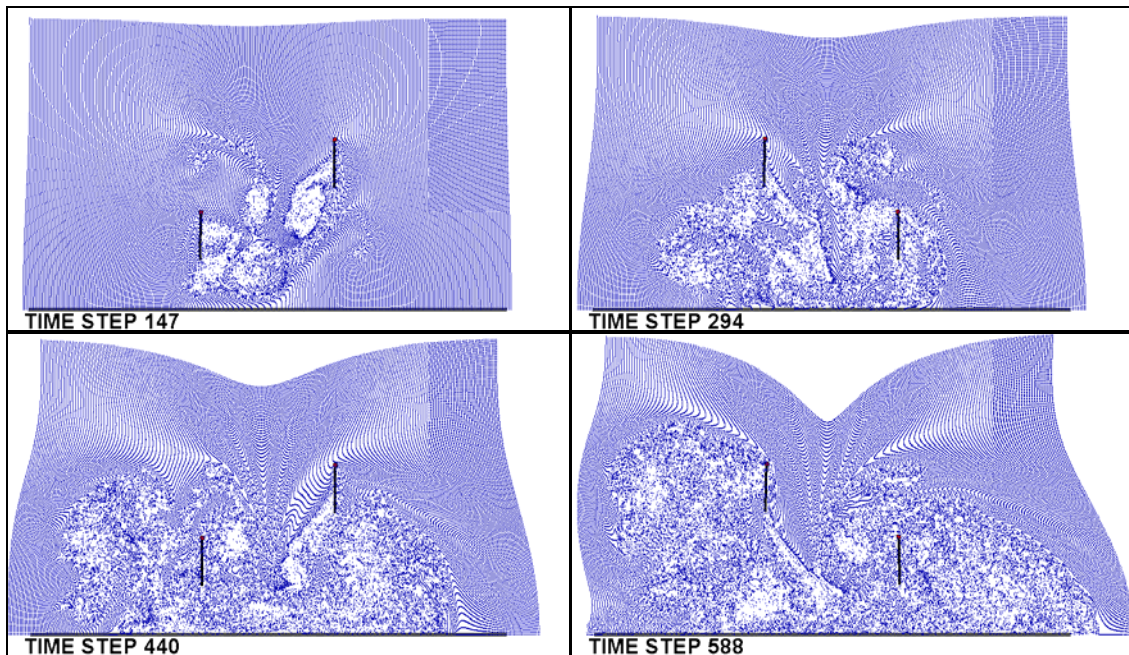


Figura 3 Visualización de partículas para dos perfiles "aleteando" con efecto suelo.

6.2 Caso 2 - Suelo con forma arbitraria

En este caso se analiza, de manera cualitativa, una de las ventajas más importantes del método de red de vórtices en la modelización del suelo: la posibilidad de incorporar suelos con formas arbitrarias. Se adopta en este caso un suelo con forma sinusoidal tal como puede apreciarse en la Figura 4. Se emplea un único perfil con la misma cinemática empleada en el caso 1. Se puede observar en la figura cómo las estelas se ajustan a la forma del suelo cuando se encuentran sobre este.

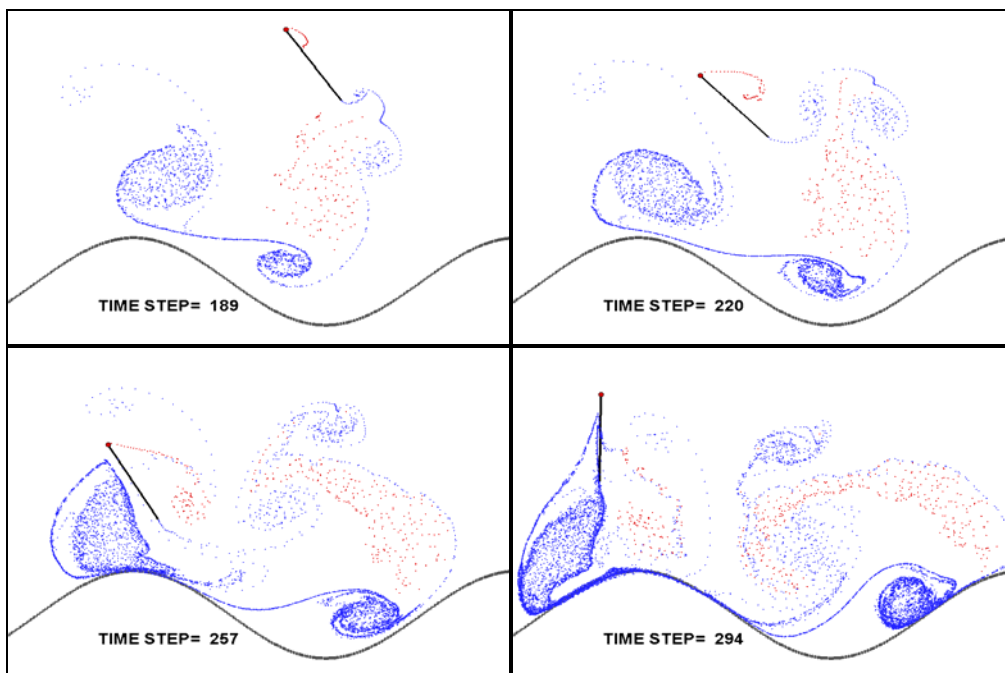


Figura 4 Evolución de las estelas correspondientes a una placa sobre suelo de forma sinusoidal.

7. CONCLUSIONES

En este trabajo se ampliaron las capacidades de una herramienta computacional previamente desarrollada con el objeto de captar los fenómenos inestacionarios asociados a la interacción aerodinámica debida a dos perfiles aerodinámicos “aleteando” en un mismo seno fluido y a la presencia de un contorno sólido, particularmente el suelo. El modelo aerodinámico adoptado se basa en el Método de red de Vórtices Inestacionario.

Los resultados obtenidos permiten generar algunas conclusiones acerca de estos dos fenómenos de interacción aerodinámica. En primer lugar, no es posible concluir cabalmente acerca del efecto de la interacción aerodinámica entre dos perfiles aleteando simultáneamente en el seno fluido. No obstante, es posible afirmar que el efecto de interacción aerodinámica depende de la cinemática desarrollada por ambos perfiles y que para ciertos patrones de vuelo este efecto es beneficioso.

En cuanto al efecto suelo, este fue analizado en base a dos planteos diferentes, el método de las imágenes y el método de red de vórtices inestacionario. La influencia del suelo fue correctamente captada con ambos modelos, siendo el segundo el que aporta mayores aplicaciones a futuro debido a la posibilidad de considerar contornos irregulares en incluso superficies libres.

Si bien, el análisis es bidimensional, este modelo reducido constituye buen punto de partida para llegar a comprender de forma definitiva los mecanismos del vuelo de los insectos, como así también para llevar a cabo simulaciones numéricas combinándolo con modelos de la dinámica estructural y con esquemas de control. Todo esto con el fin último de plasmar el desarrollo de micro-vehículos aéreos súper-maniobrables, no tripulados de alas batientes.

8. REFERENCIAS

- [1] C. Ellington, The Novel Aerodynamics of Insect Flight: Applications to Micro-Air Vehicles. *The Journal of Experimental Biology*, **202**:3439-3448, 1999.
- [2] M.F. Valdez, Análisis Aerodinámico de Flujos Bidimensionales e Inestacionarios Dominados por Vorticidad Aplicado a Micro-Vehículos Aéreos Inspirados en la Biología. Trabajo Final de grado, Universidad Nacional de Córdoba, 2006.
- [3] M.F. Valdez, Aerodinámica de Flujos Bidimensionales e Inestacionarios Dominados por Vorticidad. *Revista de Mecánica Computacional*, **25**:2333-2357, 2006.
- [4] S. Preidikman, D.T. Mook, Time-Domain Simulations of Linear and Nonlinear Aeroelastic Behavior. *Journal of Vibration and Control*, **6**(8):1135-1175, 2000.
- [5] J. Katz, A. Plotkin, *Low-speed aerodynamics: From Wing Theory To Panel Methods*. McGraw-Hill, New York, 1991.
- [6] J. Katz, A Discrete Vortex Method for the Non-Steady Separated Flow Over an Airfoil. *Journal of Fluid Mechanics*, **102**:315-328, 1981.
- [7] D.G. Crighton, The Kutta Condition in Unsteady Flow. *Annual Review of Fluid Mechanics*, **17**:411-445, 1985.