



II CAIM 2010  
Segundo Congreso Argentino  
de Ingeniería Mecánica  
San Juan - Noviembre 2010

## Implementación de un modelo no-lineal e inestacionario para estudiar la aerodinámica de un micro-vehículo aéreo en “hover”

Bruno A. Roccia<sup>(1,2,3)</sup>, Sergio Preidikman<sup>(1,2,3)</sup> y Julio C. Massa<sup>(1,2)</sup>

<sup>(1)</sup> *Departamento de Mecánica, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto  
Ruta Nacional 36 Km. 601, 5800 Río Cuarto, Argentina, E-mail: [broccia@ing.unrc.edu.ar](mailto:broccia@ing.unrc.edu.ar)*

<sup>(2)</sup> *Departamento de Estructuras, Facultad de C. E. F. y N., Universidad Nacional de Córdoba  
Casilla de Correo 916, 5000 Córdoba, Argentina.*

<sup>(3)</sup> *CONICET– Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1617,  
1033 Buenos Aires, Argentina.*

### RESUMEN

En este trabajo se presenta el desarrollo de una herramienta de simulación numérica que permite estudiar la aerodinámica no-lineal e inestacionaria asociada al complejo movimiento de las alas de insectos y aves pequeñas. La cinemática del “vuelo natural” involucra, simultáneamente, movimientos hacia abajo y hacia arriba, rotaciones, oscilaciones y cambios significativos en el ángulo de ataque efectivo del ala.

El modelo aerodinámico adoptado en este esfuerzo es una versión modificada de la versión 3D del “unsteady vortex lattice”, una generalización del conocido “vortex lattice method”, ampliamente utilizado en flujos incompresibles y estacionarios. El modelo permite tener en cuenta el comportamiento no-estacionario; las no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque y grandes desplazamientos producto del movimiento del eje longitudinal de cada ala; las deformaciones estáticas; y flujos dominados por vorticidad.

En este trabajo se analiza la influencia del cuerpo del insecto en la determinación de la fuerza de sustentación, para diferentes configuraciones de vuelo suspendido (hover) con y sin la presencia de una corriente de aire en una dirección arbitraria. La cinemática utilizada para prescribir el movimiento de las alas fue la desarrollada por Dickinson para mover un robot dinámicamente escalado (Robofly).

La combinación del modelo cinemático con el modelo aerodinámico, junto con un pre-procesador para generar en forma paramétrica la geometría del insecto (cuerpo y alas), conforman una herramienta computacional que permite: utilizar diferentes cinemáticas para el movimiento de las alas, definir en forma interactiva distintas geometrías para el insecto, predecir el campo de movimiento del fluido alrededor de la estructura del cuerpo y de las alas batientes, estimar la distribución espacio-temporal de la vorticidad adherida al cuerpo/alas del insecto, estimar la distribución de vorticidad y forma de las estelas emitidas desde los bordes filosos de las alas, predecir las cargas aerodinámicas actuantes sobre éstas, y tener en cuenta todas las posibles interferencias aerodinámicas.

**Palabras Claves:** aerodinámica no-lineal e inestacionaria, alas batientes, micro-vehículos aéreos.

## 1. INTRODUCCIÓN

En las últimas décadas, la inspiración en la biología se ha convertido en un recurso fundamental en diferentes áreas de la ciencia. En particular, la comunidad científica se ha concentrado en el estudio del vuelo de pájaros e insectos con el fin de desarrollar, en un futuro cercano, micro vehículos aéreos (MAVs) de alas batientes.

Este renovado interés por esta clase especial de vehículos está motivado por las potenciales aplicaciones que serían capaces de proporcionar, tales como: intervención en misiones de rescate y vigilancia [1], exploración de ambientes hostiles (incluyendo en el futuro atmósferas no terráneas), e inspección de edificios colapsados, entre otras, (ver Figura 1).



Figura: 1 Aplicaciones posibles de MAVs; (a) Inspección de ambientes peligrosos para la salud humana; (b) Inspección de edificios colapsados; (c) Exploración de atmósferas no terráneas.

Los vehículos voladores convencionales utilizan sistemas de propulsión basados en hélices o turbinas para lograr empuje, y alas fijas o rotores para generar sustentación. Sin embargo, la fisiología de los sistemas de propulsión y sustentación del vuelo animal es dominada por movimientos complejos de las alas relativos a sus trayectorias de vuelo, involucrando simultáneamente: rotaciones, oscilaciones y cambios significativos en el ángulo de ataque [2]. La compleja topología de las trayectorias de puntos materiales contenidos en el ala, producto del aleteo de estas criaturas, producen mecanismos aerodinámicos altamente no-lineales y no-estacionarios que son eficaces cuando los números de Reynolds son bajos, tales como:

- El *retraso de la pérdida dinámica* aparece cuando el ala comienza a moverse; en ese instante se genera un vórtice detrás del borde de fuga y otro asimétrico cerca de la posición original del ala. Dichos vórtices producen una fuerza aerodinámica neta perpendicular a la superficie del ala, lo cual implica un incremento importante en la sustentación (ver Figura 2a).
- La *captura de la estela* ocurre durante un pequeño intervalo de tiempo al final de cada fase de traslación del ala, donde la misma se ve beneficiada por el vórtice emitido en el ciclo previo. Con el ala convenientemente orientada, el aire en movimiento, producto de la vorticidad presente en la estela, contribuye efectivamente a la sustentación (ver Figura 2b).
- La *sustentación rotacional* está relacionada con el aumento de la sustentación total debido al incremento de circulación producido por la rotación del ala alrededor de su eje longitudinal. Los investigadores notaron que durante la fase descendente (*downstroke*) el ala gira alrededor respecto de su eje longitudinal de manera que su borde de ataque se mueve efectivamente hacia abajo (*pronation*); y que durante la fase ascendente (*upstroke*) gira en el sentido contrario (*supination*) [3]. La circulación rotacional puede calcularse mediante la teoría de perfiles delgados, estos resultados han sido confirmados por numerosos experimentos [4], [5] (ver Figura 2c).

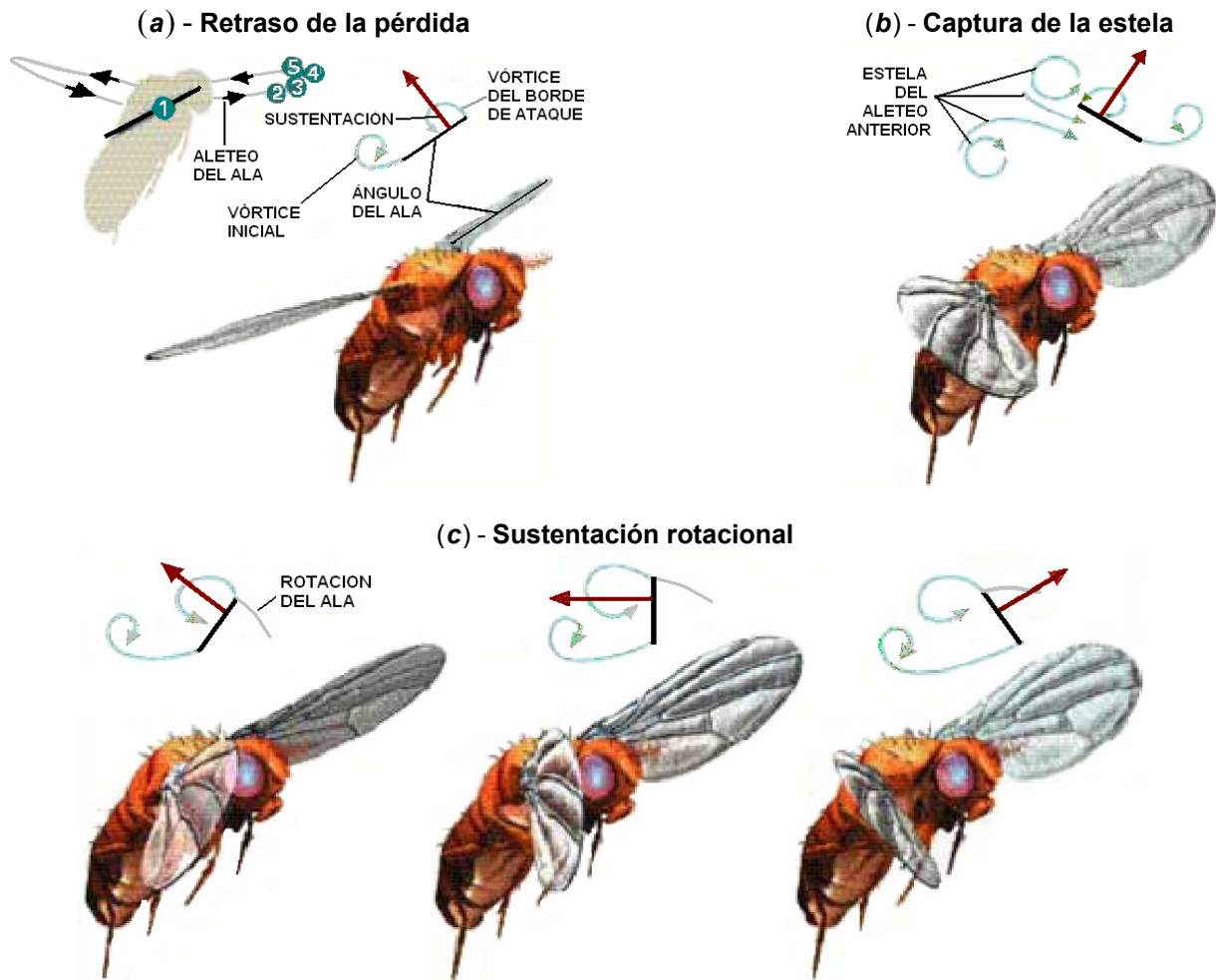


Figura 2: Mecanismos aerodinámicos no convencionales  
(a) Retraso de la pérdida dinámica; (b) Captura de la estela; (c) Sustentación rotacional [6].

El mejor camino para entender en forma definitiva el vuelo animal es resolver la versión completa de las ecuaciones de Navier-Stokes para un flujo tridimensional alrededor del cuerpo y de las alas de un insecto o pájaro. Sin embargo, debido a la característica inestacionaria del fluido moviéndose alrededor de una geometría que cambia en forma permanente a lo largo de un ciclo de batimiento esta solución no es viable, al menos, actualmente. Otro método bastante utilizado para analizar flujos inestacionarios alrededor de cuerpo arbitrarios es el método de los paneles [7].

En este trabajo se presenta la implementación numérica de un modelo aerodinámico basado en el método de red de vórtices no-estacionario y no-lineal (UVLM). El modelo está preparado para aceptar diferentes patrones que describen un ciclo completo de batimiento. En este esfuerzo se utilizó la cinemática desarrollada por Dickinson para mover un robot a escala de una mosca doméstica (Robofly). Dickinson ha utilizado este robot en numerosas oportunidades para obtener mediciones experimentales tanto de las fuerzas de sustentación como de las fuerzas de empuje correspondientes a diferentes configuraciones de vuelo [4]. Estas mediciones experimentales establecen un estándar y se utilizan habitualmente para validar resultados provenientes de simulaciones numéricas [5], [8].

Si bien el número de Reynolds que caracteriza el flujo real en los insectos es relativamente bajo puede considerarse que tiene un valor lo suficiente alto como para asumir que los efectos viscosos están confinados únicamente a las capas límites que envuelven al sólido inmerso en el fluido y a las estelas que se desprenden desde los bordes filosos de las alas. Este hecho permite utilizar un modelo basado en el método de red de vórtices inestacionario y no-lineal.

## 2. DESCRIPCIÓN DEL MODELO

La geometría del modelo adoptada en este trabajo para estudiar la aerodinámica de alas batientes corresponde a una mosca de la fruta (*fruit fly*) y fue extraída de Markow [9]. Los principales parámetros morfológicos de la criatura que han sido preservados en este estudio son: la longitud del ala ' $R$ ' la longitud del cuerpo ' $L$ ' la cuerda máxima del ala y la forma del ala (ver Figura 3).

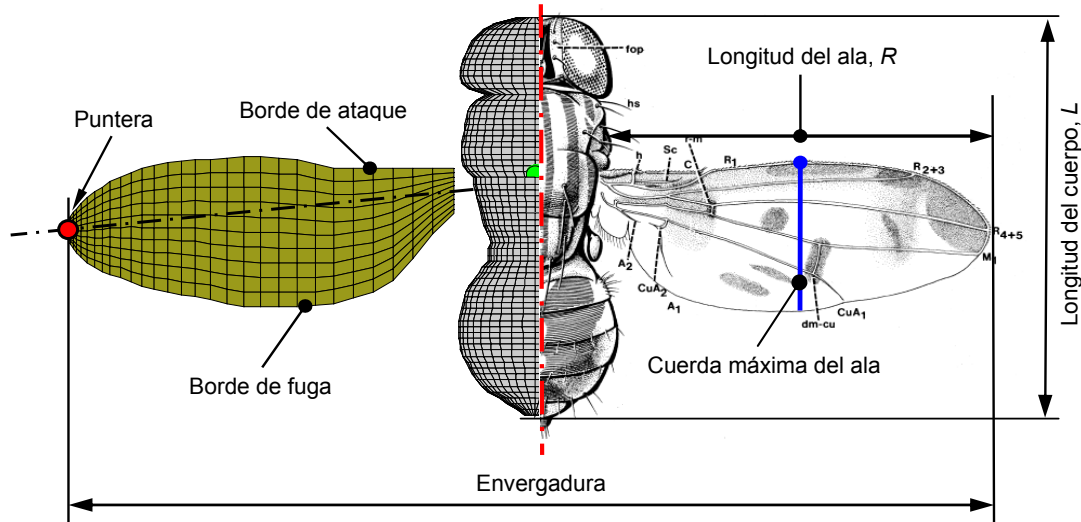


Figura 3: Definición de los parámetros morfológicos

Cada una de las partes del cuerpo del insecto (tórax, abdomen y cabeza) fue modelada, por simplicidad, mediante superficies de revolución. El modelo completo del insecto, incluyendo las alas, fue realizado íntegramente en MATLAB, y se utilizó una técnica de parametrización con el fin de construir modelos de diferentes tamaños conservando las proporciones de la criatura. En este trabajo el tamaño del insecto corresponde al tamaño real del *robofly*. Los valores de las medidas principales obtenidas después del escalado del insecto se dan en la Tabla 1:

Tabla 1: Medidas del modelo geométrico del insecto.

Longitud del ala, $R$ [mm]	$193.70 \pm 0.02$
Longitud del cuerpo, $L$ [mm]	$214.80 \pm 0.02$
Cuerda máxima [mm]	$79.00 \pm 0.02$

## 3. EL MODELO AERODINÁMICO

El modelo aerodinámico implementado en este esfuerzo es una versión ampliada y modificada del método general de red de vórtices no-lineal e inestacionario (unsteady vortex lattice method o UVLM). Este modelo permite considerar no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque, deformaciones estáticas y flujos dominados por vorticidad en los que el fenómeno conocido como *vortex bursting* no ocurre. Además permite tener en cuenta: *i*) todas las posibles interferencias aerodinámicas, *ii*) estimar en el dominio del tiempo la distribución de vorticidad asociada a la sábana vorticiosa adherida a los sólidos y *iii*) la distribución de vorticidad y la forma de las estelas emitidas desde los bordes filosos del cuerpo inmerso en el fluido.

En este modelo se restringe toda la vorticidad del flujo a una delgada región alrededor del ala y a sus estelas, además el flujo se considera irrotacional fuera de estas regiones. Las estelas se representan mediante sabanas vorticosas libres. Sus posiciones no son especificadas ya que pueden deformarse libremente hasta adoptar configuraciones libres de fuerzas de modo que no se produce a través de éstas ningún salto de presiones.

Los dos tipos de sabanas vorticosas (libres y adheridas) están unidas en los bordes filosos donde se separan, y donde es impuesta la condición de Kutta para flujo inestacionario. A medida que el ala se mueve durante un ciclo de batimiento el ángulo de ataque efectivo puede alcanzar valores altos que produzcan una separación adicional del flujo desde el borde de ataque. Este fenómeno será incorporado en el modelo en un futuro cercano.

En las secciones siguientes se presentan algunos aspectos importantes de la formulación matemática y la implementación del modelo empleado en la herramienta computacional. Para más detalles acerca del UVLM pueden consultarse los trabajos de Konstadinopoulos [10] o Preidikman [11].

### 3.1. Formulación matemática

Se denota mediante  $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$  a la velocidad absoluta de una partícula de fluido que ocupa en el tiempo 't' la posición  $\mathbf{R}$  en el dominio fluido,  $p(\mathbf{R}, t)$  es la presión del fluido en ese punto  $\mathbf{R}$  y  $\rho$  es la densidad del fluido, considerada constante. Si el número de Reynolds es lo suficientemente alto y la densidad es constante las ecuaciones de Navier-Stokes se reducen a las ecuaciones de Euler,

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad \text{donde} \quad \nabla \doteq \left( \frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}, \frac{\partial}{\partial z} \right) \quad (1)$$

Esta ecuación es complementada con la ecuación de continuidad para flujos incompresibles,

$$\nabla \cdot \mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = 0 \quad (2)$$

El campo de velocidades  $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$  está relacionado cinemáticamente con el campo de vorticidad a través de la siguiente expresión,

$$\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{R}, t) = \nabla \times \mathbf{V}(\mathbf{R}, t) \quad (3)$$

Las Ecuaciones (2) y (3) representan un sistema de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales que pueden ser 'invertidas' a los efectos de expresar el campo de velocidades en términos del campo de vorticidad [12],

$$\mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = \frac{1}{4\pi} \iiint_{V(\mathbf{R}_0, t)} \frac{\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}_0, t) \times (\mathbf{R} - \mathbf{R}_0)}{\|\mathbf{R} - \mathbf{R}_0\|_2^2} dV(\mathbf{R}_0, t) \quad (4)$$

donde  $V(\mathbf{R}_0, t)$  es una región del dominio fluido,  $\mathbf{R}_0$  es el vector posición que define esta región del dominio fluido y  $\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}_0, t)$  es el vector vorticidad en el punto  $\mathbf{R}_0$ .

El integrando en la Ecuación (4) es cero cuando  $\boldsymbol{\Omega}(\mathbf{R}_0, t)$  es nulo, por lo tanto la región donde el flujo es irrotacional no contribuye al campo de velocidades  $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$ , lo que permite determinar dicho campo tanto en la región viscosa como en la no viscosa considerando únicamente la distribución de vorticidad en la región viscosa. La ecuación que gobierna la evolución de las sabanas vorticosas esta mal condicionada y sufre de una inestabilidad del tipo de Kelvin–Helmholtz [13].

Estudios anteriores [14], [15] han determinado que: *i*) la solución de esta ecuación puede contener singularidades para ciertos instantes de tiempo; aun en el caso en que las condiciones iniciales sean suaves, y *ii*) el intento de computar numéricamente esta solución mediante el uso de una aproximación basada en segmentos vorticosos amplifica los errores de discretización de forma tal que eventualmente la hacen "explotar". La velocidad en un punto  $P$  que ocupa una posición espacial  $\mathbf{R}$  asociada a un segmento vorticoso rectilíneo, de

longitud finita, y con circulación espacial constante  $\Gamma$  esta dada por la ley de Biot-Savart, esto es,

$$\mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \times \mathbf{r}_1}{\|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \times \mathbf{r}_1\|_2^2} [\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \cdot (\hat{\mathbf{e}}_1 - \hat{\mathbf{e}}_2)] \quad (5)$$

donde  $\boldsymbol{\omega}$  es el vector vorticidad,  $\mathbf{r}_1$  y  $\mathbf{r}_2$  son las distancias al extremo inicial y al extremo final del elemento vorticoso mientras que  $\hat{\mathbf{e}}_1$  y  $\hat{\mathbf{e}}_2$  son vectores unitarios asociados a los vectores  $\mathbf{r}_1$  y  $\mathbf{r}_2$ , respectivamente.

Cuando el punto  $P$  pertenece al segmento vorticoso la Ecuación (5) presenta una singularidad. Esta característica es no deseable desde el punto de vista numérico. El modo más común de sortear este problema consiste en reemplazar el núcleo singular de Cauchy  $\mathbf{K}(\mathbf{R} - \mathbf{R}_0)$  de la Ecuación (4), por un núcleo "suavizado". Alternativas para suavizar el núcleo de Cauchy incluyen: "vortex-blob regularization", "vortex-patch regularization", "viscous regularization", entre otras [13]. En este trabajo se sigue una técnica de regularización ad hoc de la integral de Biot-Savart originalmente introducida por Chorin. En esta técnica, el núcleo singular  $\mathbf{K}(\mathbf{R} - \mathbf{R}_0)$  es reemplazado por un núcleo suavizado  $\mathbf{K}_\delta(\mathbf{R} - \mathbf{R}_0; \delta)$  de manera tal que cuando el parámetro  $\delta$  (comúnmente conocido como radio de "cut-off") tiende a cero se recupera la solución correspondiente a un flujo no viscoso gobernado por las ecuaciones de Euler. Con esta regularización, la expresión para el campo de velocidades asociado a un segmento vorticoso rectilíneo de la Ecuación (5) toma la siguiente forma:

$$\mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \times \mathbf{r}_1}{\|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \times \mathbf{r}_1\|_2^2 + (\delta \|\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t)\|)^2} [\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t) \cdot (\hat{\mathbf{e}}_1 - \hat{\mathbf{e}}_2)] \quad (6)$$

### 3.2. Cinemática

Para describir la cinemática del insecto se emplean cuatro sistemas de referencias: *i*) un sistema de referencia inercial o Newtoniano  $\mathbf{N} = \{\hat{\mathbf{n}}_1, \hat{\mathbf{n}}_2, \hat{\mathbf{n}}_3\}$ ; *ii*) un sistema fijo al cuerpo del insecto ubicado en el centro de masa del tórax  $\mathbf{T} = \{\hat{\mathbf{t}}_1, \hat{\mathbf{t}}_2, \hat{\mathbf{t}}_3\}$ ; *iii*) un sistema fijo al plano de aleteo  $\mathbf{Z} = \{\hat{\mathbf{z}}_1, \hat{\mathbf{z}}_2, \hat{\mathbf{z}}_3\}$ ; y *iv*) dos sistemas fijos, uno en cada ala del insecto, para facilitar la discretización espacial de la misma: sobre el ala izquierda  $\mathbf{B} = \{\hat{\mathbf{b}}_1, \hat{\mathbf{b}}_2, \hat{\mathbf{b}}_3\}$  y sobre el ala derecha  $\mathbf{A} = \{\hat{\mathbf{a}}_1, \hat{\mathbf{a}}_2, \hat{\mathbf{a}}_3\}$ , (ver Figura 4a).

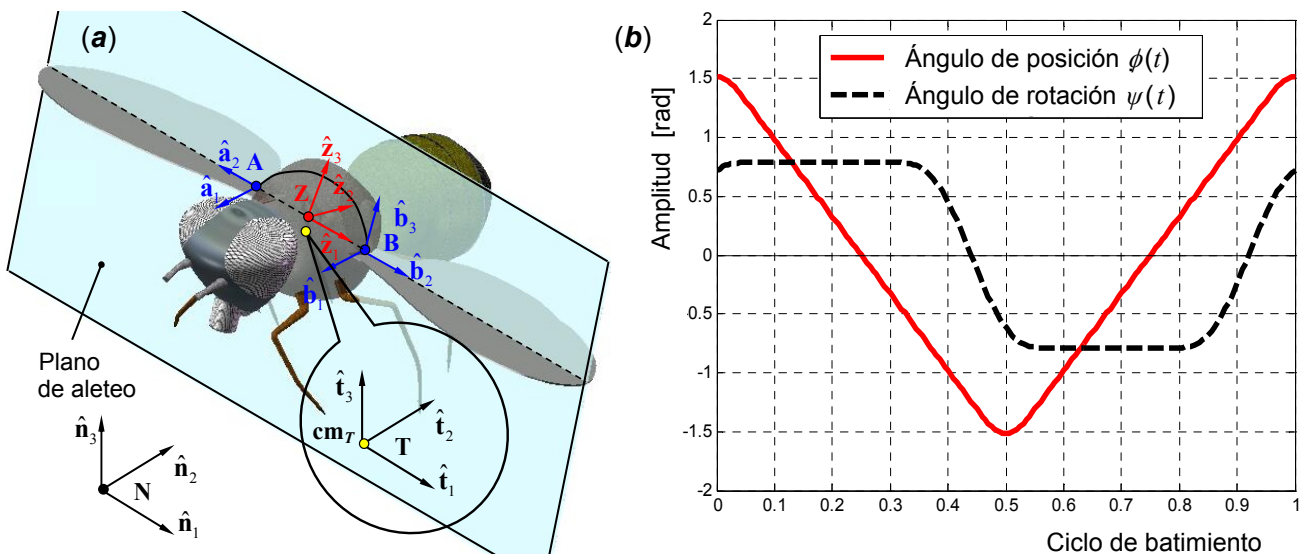


Figura 4: (a) Definición de los sistemas de referencias; (b) Evolución temporal de los ángulos  $\phi(t)$  y  $\psi(t)$  durante un ciclo de batimiento

Para describir la trayectoria de un punto arbitrario contenido en el ala del insecto se realizan los siguientes pasos en secuencia:

- Se orienta el insecto en el espacio mediante el "body angle"  $\chi$ .
- Se orienta el plano de aleteo respecto de un eje perpendicular al eje longitudinal del insecto utilizando el ángulo  $\beta$ .
- Se orienta el ala respecto del marco de referencia Z fijo al plano de aleteo utilizando una sucesión de ángulos de Euler (1–3–2) mediante el ángulo de posición dentro del plano de aleteo (*stroke position angle*)  $\phi(t)$ , el ángulo de desviación respecto del plano de aleteo (*stroke deviation angle*)  $\theta(t)$  y el ángulo de rotación (*rotation angle*)  $\psi(t)$ .

Más detalles sobre el modelado cinemático y las ecuaciones finales para los vectores posición y velocidad de un punto genérico del ala de un insecto, se pueden consultar en la Referencia [2].

En la Figura 4b se graficó la evolución temporal de los ángulos  $\phi$  y  $\psi$  correspondiente a la cinemática utilizada por Dickinson. Adicionalmente, con el objeto de simplificar el análisis, el ángulo  $\theta$  se asume idénticamente igual a cero durante todo el ciclo de batimiento.

### 3.3. Condiciones de frontera

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

La condición en el infinito requiere que las perturbaciones debidas al cuerpo moviéndose a través del fluido que estaba inicialmente en reposo se anulen. Esto es equivalente a decir que las velocidades asociadas a la vorticidad de las sábanas libres y adheridas tienden a cero lejos del insecto, matemáticamente,

$$\lim_{\mathbf{R} \rightarrow \infty} \|\mathbf{V}_B(\mathbf{R}, t) + \mathbf{V}_W(\mathbf{R}, t)\| \rightarrow 0 \quad (7)$$

donde  $\mathbf{V}_B(\mathbf{R}, t)$  es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida a las alas del insecto y  $\mathbf{V}_W(\mathbf{R}, t)$  es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre (estela).

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

$$(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_B + \mathbf{V}_W - \mathbf{V}_p) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (8)$$

donde  $\mathbf{V}_\infty$  es la velocidad de la corriente libre,  $\mathbf{V}_p$  es la del sólido (alas/cuerpo del insecto) y  $\hat{\mathbf{n}}$  es un vector unitario normal a la superficie de las alas y cuerpo de la criatura.

### 3.4 Discretización de las sábanas vorticosas

En el método de red de vórtices inestacionario se reemplazan las sábanas adheridas continuas por una red de paneles rectangulares formados por segmentos vorticosos rectilíneos. El modelo se completa mediante

una discretización similar para las estelas.

Debido a que las sábanas vorticosas continuas son reemplazadas por un conjunto discreto de vórtices, la condición de no penetración dada por la Ecuación (8) puede ser satisfecha solo en un número finito de puntos. Estos son llamados puntos de control (CP) de la malla adherida y están situados en el centroide del área de cada panel.

### 3.5 Cálculo de las cargas aerodinámicas

Para determinar las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora: *i*) primero se computa el salto de presión en el CP de cada elemento, *ii*) se multiplica ese valor por el área del elemento, *iii*) se proyecta en la dirección del vector normal a dicho elemento y *iv*) finalmente se suman las fuerzas actuantes en todos los elementos. Para calcular la distribución de la presión sobre la superficie de las alas se usa la versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli.

Para más detalle sobre el cómputo de las cargas aerodinámicas y definición de las magnitudes características que intervienen en dicho cálculo consultar [16].

## 4. SIMULACIONES NUMÉRICAS

En este trabajo se analiza en que medida el cuerpo del insecto modifica o no la producción de sustentación, para ello se computa la fuerza de sustentación de dos maneras, considerando el cuerpo del insecto y sin considerar el cuerpo del insecto.

El análisis es realizado para tres configuraciones diferentes de vuelo, en primer lugar se estudia el insecto efectuando una maniobra conocida como *hover* (vuelo suspendido); y luego se estudia el insecto efectuando la misma maniobra pero inmerso en una corriente de aire contenida en el plano XY que incide a  $-45^\circ$  y a  $-90^\circ$  con respecto al versor asociado a la coordenada  $x$  (ver Figura 5).

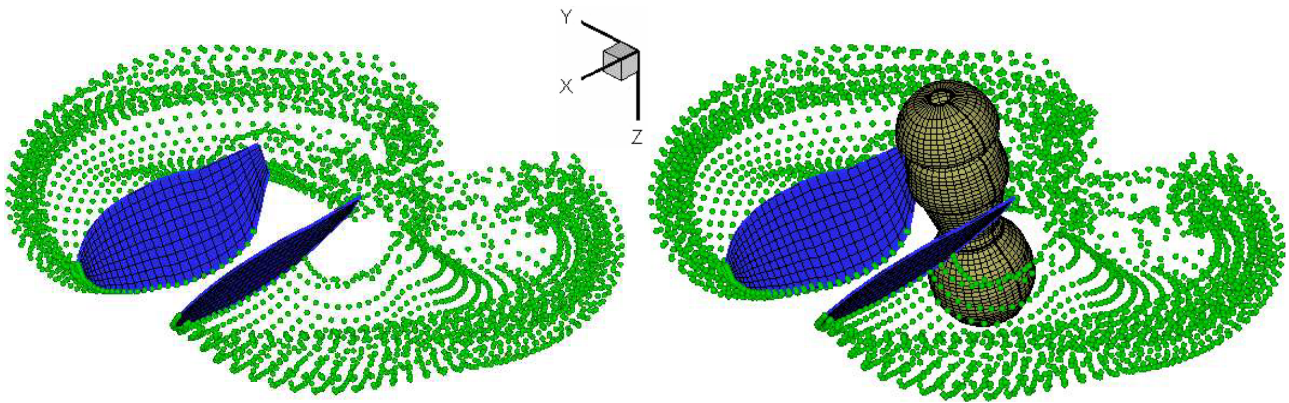
Para cada una de las situaciones descritas anteriormente se presentan gráficos que muestran la evolución temporal de la estelas que se desprenden desde el borde de fuga y de la puntera del ala, como así también, gráficos de la fuerza de sustentación,  $F_L$ , en función del tiempo. Los resultados graficados fueron obtenidos con la herramienta computacional desarrollada por los autores de este trabajo.

El código está escrito con Fortran 90 compilado para ser ejecutado en un sistema operativo Windows®. Los casos presentados en este esfuerzo se ejecutaron para 1 ciclo de batimiento. El tiempo de ejecución de cada caso fue en promedio de aproximadamente 24 horas, en una computadora de escritorio con una memoria RAM DDR2 de 2 Gb y un procesador con una velocidad de reloj de 3.0 GHz, con tecnología HT, un bus frontal de 800 MHz y memoria cache de 2 Mb.

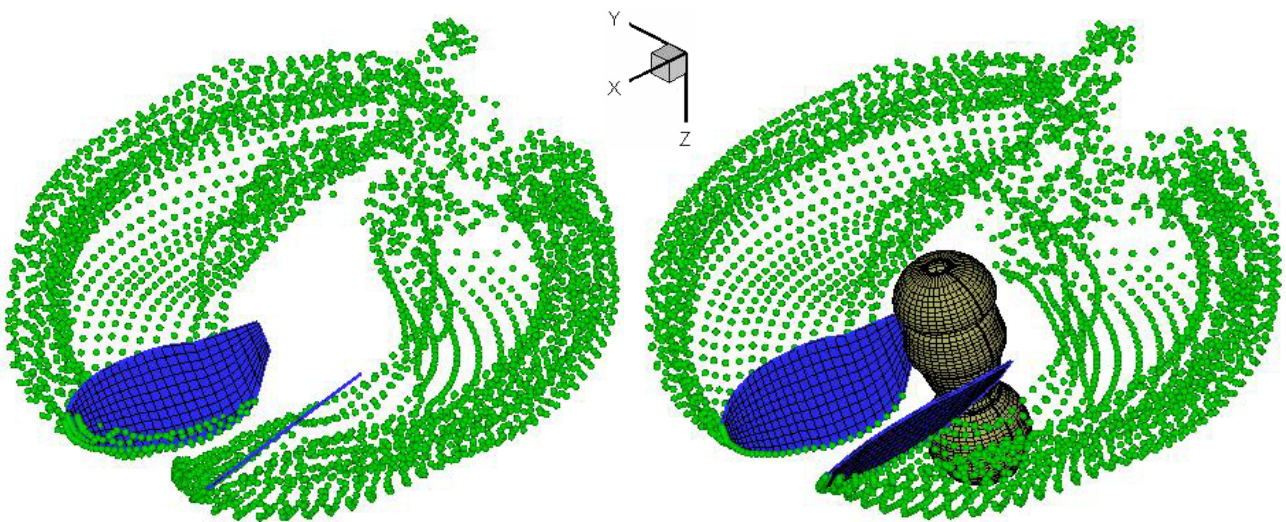
### 4.1. Evolución temporal de la estela

En la Figura 5 se presenta la evolución temporal de la estela para cada uno de los casos de estudio, considerando o no el cuerpo del insecto. En color verde se muestran las partículas de fluido desprendidas desde el borde de fuga. En esa figura  $T_f$  es el período de un ciclo de batimiento. Como se puede apreciar, el método implementado capta con gran detalle las interacciones aerodinámicas estelas/estelas, alas/estelas y cuerpo/estelas.

a) Configuración de vuelo: hover (vuelo suspendido)



b) Configuración de vuelo: hover y corriente de aire a  $-45^\circ$



c) Configuración de vuelo: hover y corriente de aire a  $-90^\circ$

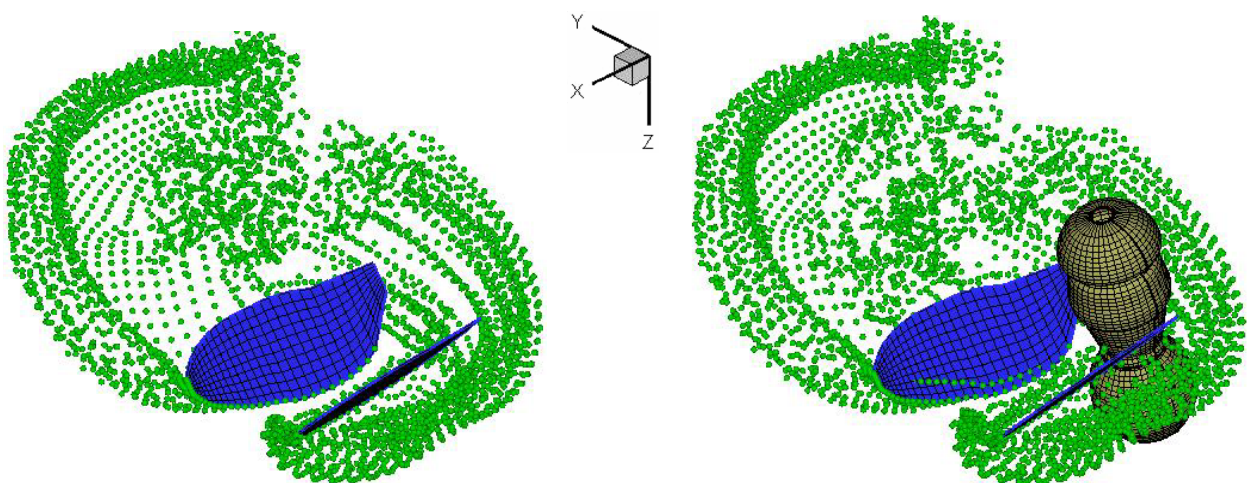


Figura 5: Forma de la estela para  $t = 0.5 T_f$  y para las diferentes condiciones de vuelo

## 4.2. Fuerza de sustentación

En la Figura 6 se presentan tres gráficos de la fuerza de sustentación,  $F_L$ , versus el tiempo adimensionalizado con respecto al período de un ciclo de batimiento para cada configuración de vuelo estudiada en este trabajo. Cada gráfico contiene dos curvas: *i*)  $F_L$  considerando la influencia del cuerpo (línea color rojo y a trazos) y *ii*)  $F_L$  sin considerar la influencia del cuerpo del insecto (línea color azul y llena).

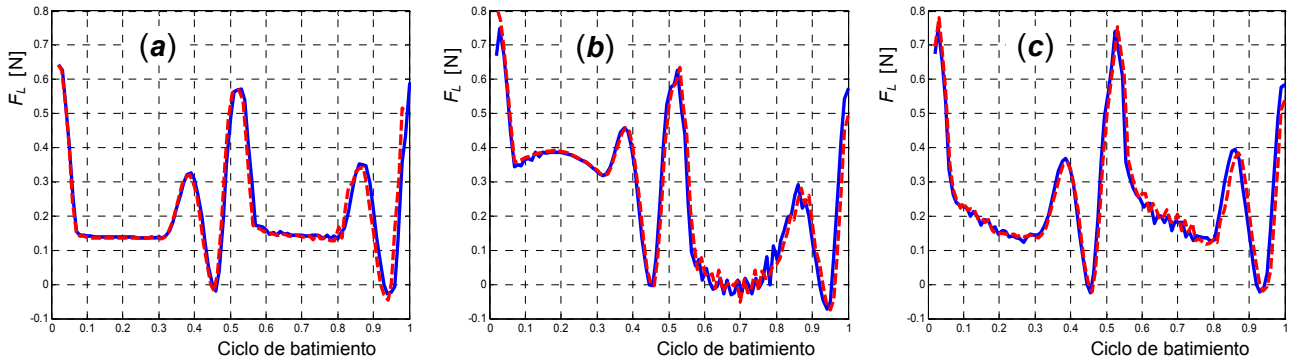


Figura 6: Fuerza de sustentación para diferentes configuraciones de vuelo (a) hover (vuelo suspendido); (b) hover con una corriente de aire a  $-45^\circ$ ; y (c) hover con una corriente de aire a  $-90^\circ$

En los tres gráficos de la Figura 6 se puede apreciar claramente que la influencia del cuerpo es demasiada baja en el cálculo de la fuerza de sustentación, para vuelo suspendido con o sin corriente de aire. Sin embargo, este trabajo constituye un primer intento para determinar la importancia de la presencia del cuerpo en la producción de fuerzas de sustentación; sin duda para obtener una conclusión general sobre el tema deberían considerarse otras condiciones de vuelo como por ejemplo, vuelo hacia delante, maniobras en la que el cuerpo tenga un movimiento de traslación o de rotación prescrito.

Con referencia a la forma que tienen las curvas en los tres gráficos, se puede observar la existencia de un aumento en la sustentación al comienzo de cada half-stroke. Este aumento se produce justo en el momento en el que el ala rota sobre su eje longitudinal e invierte su dirección de movimiento (pronation/supination). Este comportamiento está asociado a los mecanismos aerodinámicos no convencionales que dependen de la fase rotacional del ciclo de batimiento tales como la sustentación rotacional y la captura de la estela. Por otro lado puede observarse que el ángulo de rotación toma valores relativamente grandes durante el downstroke/upstroke, esta es una característica intrínseca del vuelo con alas batientes y desde el punto de vista de la aerodinámica clásica dicho vehículo volador sufriría el fenómeno de pérdida. Notar que la sustentación es positiva durante esta etapa, lo cual evidencia definitivamente un comportamiento aerodinámico no-estacionario.

## 5. CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

En este trabajo se presentó una herramienta computacional (aun en desarrollo) muy versátil, basada en una ampliación y modificación del método de red de vórtices inestacionario y no-lineal en su versión tridimensional. El código elaborado es flexible y permite el ingreso de diferentes patrones cinemáticos y diferentes geometrías para el cuerpo y las alas de un insecto posibilitando de esta manera, un estudio integral de la aerodinámica asociada a las alas batientes.

El modelo aerodinámico empleado permitió captar de manera satisfactoria: *i*) la distribución espacio-temporal de la vorticidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al ala, *ii*) la distribución de vorticidad y la forma de

las estelas y *iii*) la interacción aerodinámica entre todas las estelas que se desprenden de las alas durante los ciclos de batimiento, entre las estelas y las alas, y entre la estelas y el cuerpo del insecto.

Se encontró que para una configuración de vuelo suspendido en la que puede haber una corriente de aire en una dirección arbitraria, la influencia del cuerpo del insecto en el cálculo de la fuerza de sustentación es mínima. Este resultado es importante desde el punto de vista computacional debido a que permitiría disminuir los tiempos de simulación despreciando el cuerpo del insecto sin perder exactitud en el cálculo de las cargas aerodinámicas.

Actualmente se está trabajando para incorporar al modelo aerodinámico los efectos provenientes del desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque, e implementar una cinemática general para el cuerpo del insecto y poder analizar de esta manera otras maniobras de vuelo.

## 6. REFERENCIAS

- [1] T. Mueller, and J.D. Delaurier, An overview of micro air vehicle aerodynamics. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, pp. 1-10, 2001.
- [2] B. Rocca, S. Preidikman, y J. Massa, De la biología a los insectos robots: Desarrollo de un código computacional interactivo para estudiar la cinemática de alas batientes. *Mecánica Computacional*, Vol. 17, pp. 3041-3058, 2008.
- [3] T. Weis-Fogh, and M. Jensen, Biology and physics of locust flight: I. Basics principles in insects flight. A critical review. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, Vol. 239, pp. 415-458, 1956.
- [4] M.H. Dickinson, F.-O. Lehmann. and S.P. Sane, Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, Vol. 284, pp. 1954-1960, 1999.
- [5] S.P. Sane, and M.H. Dickinson, The control of flight fore by a flapping wing: Lift and drag production. *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 204, pp. 2607-2626, 2001.
- [6] M.H. Dickinson, Solving the mystery of insect flight. *Scientific American*, Vol. 284, No. 6, pp. 48-57, 2001.
- [7] J. Katz, and A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill, San Francisco, CA, 1991.
- [8] S.A. Ansari, R. Żbikowski, and K. Knowles, Non-linear unsteady aerodynamics model for insect-like flapping wings in the hover. Part 2: implementation and validation. *Aerospace Engineering*, Vol. 220, pp. 169-186, 2006.
- [9] T. Markow, and P. O'Grady, *Drosophila: A Guide to Species Identification and Use*, Elsevier Inc., San Diego, California, 2006.
- [10] P. Konstadinopoulos, D.T. Mook, and A.H. Nayfeh, A numerical method for general unsteady aerodynamics. AIAA-81-1877. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, August 19-21, Albuquerque, New Mexico, 1981.
- [11] S. Preidikman, Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems. *Ph.D. Dissertation*, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Tech, 1998.
- [12] G.K. Batchelor, *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1967.
- [13] A.J. Majda, and A.L. Bertozzi, *Vorticity and incompressible flow*, Cambridge University Press, Cambridge, United Kingdom, 2002.
- [14] R. Caflisch, and O. Orellana, Singular Solutions and Ill-posedness of the Evolution of Vortex Sheets, *SIAM Journal on Mathematical Analysis*, Vol. 20, pp. 417-430, 1989.
- [15] R. Krasny, A study of singularity formation in a vortex sheet by the point-vortex approximation, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 167, pp. 65-93, 1986.
- [16] B. Rocca, S. Preidikman, L. Ceballos, y J. Massa, Implementación del método de red de vórtices no-lineal e inestacionario para estudiar la aerodinámica de las alas batientes, *Mecánica Computacional*, Vol. 18, pp. 2955-2973, 2009.