

AERODINÁMICA DE ALAS BATIENTES: INFLUENCIA DEL DESPRENDIMIENTO DE VORTICIDAD DESDE EL BORDE DE ATAQUE

Bruno Roccia^{a,b,c}, Sergio Preidikman^{a,b,c} y Julio Massa^{a,b}

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

^b *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>*

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

Palabras clave: Aerodinámica, Alas batientes, *Drosophila Melanogaster*, Hover.

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.

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 batiente; las deformaciones estáticas; y flujos dominados por vorticidad.

En este trabajo se estudia la influencia del cuerpo del insecto y del desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque de las alas en la generación de sustentación, para una configuración de ‘vuelo suspendido’ (hover). Estas influencias han sido propuestas por biólogos y zoólogos como las responsables del notable incremento de las cargas aerodinámicas, producto del batimiento de las alas, respecto de las que las teorías aerodinámicas estacionarias y lineales predicen. El movimiento de los puntos ubicados sobre las alas se describe utilizando un modelo cinemático desarrollado con anterioridad por los autores de este trabajo.

La combinación entre el modelo cinemático y el modelo aerodinámico, junto con un preprocesador para generar la geometría del insecto, forman una herramienta computacional que permite: *i*) manipular diferentes cinemáticas para el movimiento de las alas, *ii*) definir distintas geometrías para el insecto (cabeza, tórax, abdomen y alas), *iii*) predecir el campo de movimiento del fluido alrededor de la estructura del cuerpo y de las alas batientes, *iv*) estimar la distribución espacio-temporal de la vorticidad adherida al cuerpo/alas del insecto, *v*) estimar la distribución de vorticidad y la topología de las estelas emitidas desde los bordes filosos de las alas (incluyendo el borde de ataque), *vi*) predecir las cargas aerodinámicas actuantes sobre éstas, y *vii*) tener en cuenta todas las posibles interferencias aerodinámicas.

1 INTRODUCCIÓN

A través de millones de años de evolución la naturaleza ha logrado optimizar sus recursos con el fin de maximizar el desempeño de las estructuras biológicas existentes sobre el planeta tierra (Gordon, 1976). Este hecho motivó la búsqueda de conceptos de diseño basados en criaturas vivientes desde tiempos inmemoriales (Leonardo da Vinci y su diseño de una máquina voladora a partir de numerosos estudios realizados sobre la anatomía de aves). En los últimos años se han producido grandes avances en diferentes áreas de la ciencia relacionadas con el diseño de dispositivos artificiales a partir del estudio y observación de organismos, sistemas y procesos existentes en la naturaleza.

En muchos casos se ha tratado de realizar una imitación biológica completa de un insecto, ave, o pez, obteniéndose resultados poco alentadores. A esta altura es crucial hacer una distinción entre lo que se entiende por imitación biológica (biomimética) e inspiración en la biología. La biomimética o copia de un organismo vivo es muy difícil de lograr con la tecnología que existe actualmente, por otro lado, la inspiración en la biología, es un buen punto de partida para dar un primer paso hacia el diseño y posterior construcción de robots que tengan un desempeño igual o superior a las entidades biológicas existentes en la naturaleza (Michelson y Naqvi, 2003).

Actualmente, la comunidad científica se ha concentrado específicamente en el desarrollo de micro vehículos aéreos (MAVs) inspirándose para ello en el vuelo de insectos, tales como moscas, libélulas y abejas, y también en pequeñas aves que muestran una increíble habilidad para ejecutar maniobras extremadamente complejas como el colibrí. Este renovado interés por esta clase especial de vehículos está impulsado por las potenciales aplicaciones que podrían abordarse, tales como: intervención en misiones de rescate y vigilancia (Mueller y Delaurier, 2001), exploración de ambientes hostiles (incluyendo en el futuro atmósferas no terráqueas e inspección de edificios colapsados, entre otras. En la Figura 1 se pueden observar los prototipos de micro vehículos aéreos más importantes construidos desde el año 2000 hasta la fecha.

El *Microbat* fue diseñado en forma conjunta por Aerovironment y Caltech siendo el primer micro vehículo aéreo construido con fondos destinados a impulsar el desarrollo de esta nueva tecnología (<http://www.reallycooltoys.com/news/news2.html>). En el año 2002 en la Universidad de Toronto (Canadá) se construyó el *Mentor*, primer MAV equipado con un sistema de radio control y capaz de realizar 'hover' (vuelo suspendido), a partir de ese momento la capacidad de ejecutar maniobras de este tipo fue incluido como un parámetro de diseño fundamental en el desarrollo de las nuevas generaciones de MAVs.

En el año 2005, dos universidades holandesas, la Universidad Técnica de Delft en conjunto con la Universidad de Wageningen, construyeron un MAV con la capacidad de cambiar entre dos configuraciones de vuelo distintas, 'forward flight' (vuelo hacia adelante) y hover. Este vehículo fue bautizado con el nombre de *Delfly I* y está equipado con una cámara de video que permite obtener, en combinación con una baja velocidad de vuelo, una visión general de su entorno.

El *Delfly II*, evolución del *Delfly I*, tiene solamente un peso de 16 gramos y una envergadura de 28 cm, casi un 50 % mas pequeño que el *Delfly I*. Las principales características que lo destacan respecto a su antecesor son: *i*) mayor autonomía mediante una nueva batería de litio (15 minutos en forward flight u 8 minutos en hover); y *ii*) capacidad de utilizar la cámara de video como un lazo de control permitiendo que dicho vehículo pueda ser pilotado exitosamente por un aficionado.

Posteriormente, en el año 2007, Petter Muren construyó un pequeño MAV con una Envergadura de 10 cm, un peso de 1,1 gr. y una capacidad de vuelo menor a un minuto. (http://www.proxdynamics.com/r_d/micro_helicopters_and_ornithopters). Durante el *3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicles* MAV07 llevada a cabo en Toulouse, Francia, Muren ganó un premio especial por construir el micro vehículo aéreo a radio control mas pequeño del mundo.

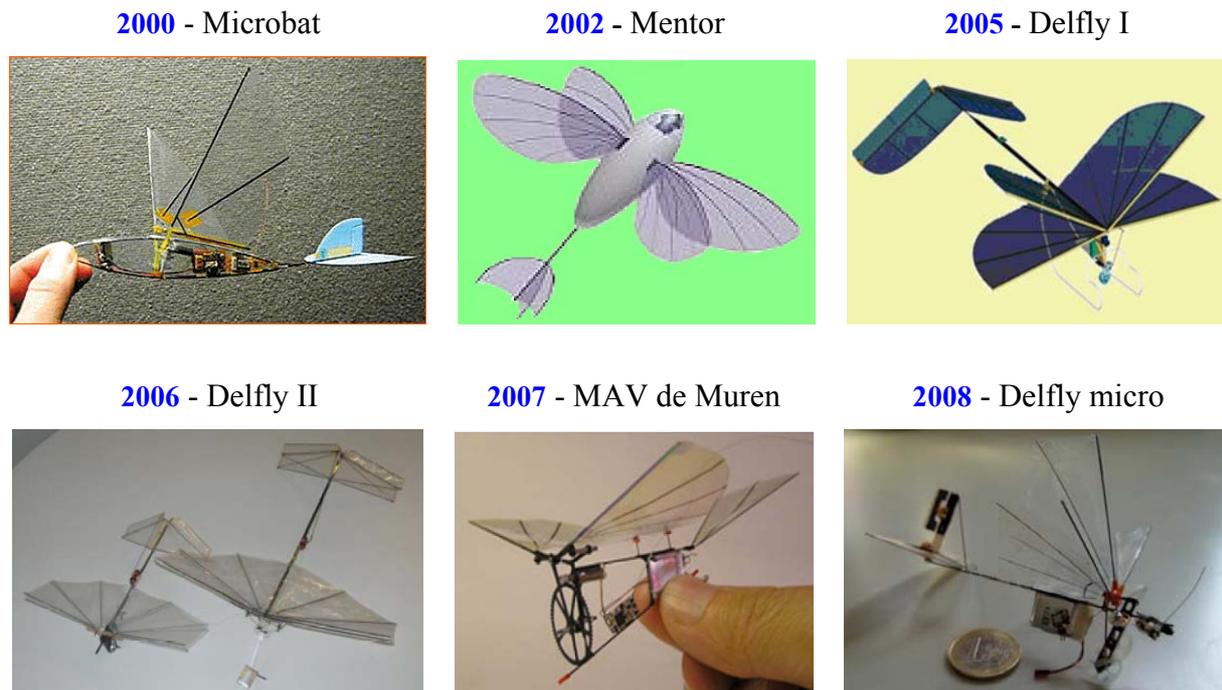


Figura 1: Historia del progreso en el diseño de MAVs en la última década.

Por último, la nueva generación del *Delfly*, el *Delfly micro*, tiene una envergadura de 10 cm, un peso de 3,07 gramos y una autonomía cercana a los 3 minutos. Hasta la fecha el *delfly micro* es el vehículo volador equipado con una cámara de video más pequeño construido en el mundo (<http://www.delfly.nl>).

A pesar de los grandes logros obtenidos en la última década respecto al diseño de MAVs, los entes biológicos concebidos por la naturaleza aventajan a sus análogos mecánicos en muchos aspectos, algunos fueron puestos en evidencia en esta sección introductoria, tales como el problema del tamaño y de la autonomía del vehículo. Estas son variables interrelacionadas y por lo tanto es extremadamente complejo, sino casi imposible, maximizar o minimizar dichas cantidades en forma independiente, al menos con la tecnología que existe actualmente (Galiński y Żbikowski, 2007).

Otro aspecto importante en la carrera por diseñar y construir un MAV funcional es entender definitivamente como los insectos y aves pequeñas batan sus alas para obtener la fuerza de sustentación suficiente para mantenerse en vuelo y el empuje necesario para desplazarse a través del aire.

Existen numerosos trabajos experimentales sobre el estudio de la aerodinámica de insectos, los cuales proveen una buena descripción cualitativa de los mecanismos aerodinámicos no-conventionales utilizados por estas criaturas para mantenerse en vuelo. Por el contrario, una descripción cuantitativa precisa de tales fenómenos es difícil de lograr debido a los errores inherentes a las técnicas usadas para realizar las mediciones de las magnitudes de interés.

Ellington (1984) estudió los mecanismos de sustentación presentes en el vuelo de insectos para una configuración de vuelo suspendida (hover). Para ello combinó resultados experimentales con la teoría de perfiles delgados concluyendo que el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque es una característica fundamental en el vuelo de insectos y aves pequeñas. Posteriormente, Van den Berg y Ellington (1997) estudiaron específicamente el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque de una polilla, *Manduca sexta*, utilizando un insecto

robot a escala (the flapper). El experimento confirmó la presencia de un pequeño vórtice desprendiéndose desde el borde de ataque (VBA). Además, determinaron que el mecanismo inestacionario responsable de la producción de este fenómeno es el retraso de la pérdida dinámica (delayed stall).

Ellington (1999) y Usherwood y Ellington (2002) estudiaron en detalle el vuelo con alas batientes con el fin de explorar el diseño de micro vehículos aéreos (MAVs) que muestren un comportamiento aerodinámico similar a las criaturas vivientes analizadas. Paralelamente, Dickinson (1994) utilizó un robot mecánico a escala para investigar los efectos de la rotación del ala sobre el desempeño aerodinámico de pequeños insectos, y cinco años más tarde publicó un trabajo en el cual analizó varios aspectos de la cinemática del ala concluyendo que los grandes niveles de sustentación logrados por los insectos durante un ciclo de batimiento se deben a la acción conjunta de tres mecanismos aerodinámicos inestacionarios: *i*) el retraso de la pérdida dinámica ('delayed stall'); *ii*) la sustentación rotacional ('rotational lift'); y *iii*) la captura de la estela ('wake capture') (Dickinson y otros, 1999). Lehmann y Pick (2007) investigaron la producción de fuerzas de sustentación debidas a un cuarto mecanismo denominado aplauso y separación (clap and fling) conocido también con el nombre de mecanismo de Weis Fogh (Weis Fogh, 1973). Los cuatro mecanismos aerodinámicos no-convencionales introducidos anteriormente en conjunto con el fenómeno de desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque son los principales responsables del vuelo a pequeñas escalas (Sane, 2003; Lehmann, 2004).

Desde el punto de vista numérico, Vest y Katz (1996) utilizaron el método de los paneles para estudiar la aerodinámica no-estacionaria de un modelo de alas batientes. Ramamurti y Sandberg (2002) emplearon las ecuaciones de Euler para computar numéricamente el flujo tridimensional alrededor del ala de una mosca. Ramamurti comparó, específicamente, los valores de las fuerzas de empuje y de arrastre obtenidas mediante simulaciones numéricas con mediciones experimentales llevadas a cabo por Dickinson y otros (1999) obteniendo una buena correlación entre ellas. Ansari y otros (2006) implementaron numéricamente un modelo aerodinámico basado en la teoría de elementos de palas ('blade-element theory') ampliamente usado en el estudio de alas con altas relaciones de aspecto (aspect-ratio) tales como los rotores de helicópteros. Ansari comparó sus resultados con el trabajo de Dickinson y otros., (1999).

Sin duda, 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.

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 fue modificado con el objeto de incluir el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque, incluir el cuerpo del insecto (cabeza, tórax y abdomen) y aceptar diferentes patrones que describen el movimiento del ala durante 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) (Sane y Dickinson, 2001).

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 MECANISMOS DE VUELO

El ciclo de batimiento de un insecto puede ser dividido en cuatro fases bien marcadas (Dickinson y otros, 1999; Singh y otros, 2004):

- i) una primera etapa de traslación donde el ala realiza un movimiento descendente desde la parte dorsal hacia el vientre del insecto, llamada *downstroke*;
- ii) hacia el final del *downstroke* el ala gira rápidamente alrededor de su eje longitudinal e invierte su dirección de movimiento, esta fase se llama *supination*;
- iii) una segunda etapa de traslación donde el ala realiza un movimiento ascendente desde el vientre hacia la parte dorsal del insecto, llamada *upstroke*; y
- iv) hacia el final del *upstroke* el ala vuelve a girar alrededor de su eje longitudinal e invierte nuevamente la dirección de su movimiento, esta fase se llama *pronation*.

Las fases ii) y iv) pueden ser clasificadas como la porción rotacional del ciclo de batimiento (*reversal stroke*). Al terminar la última fase rotacional (pronation) el ciclo de batimiento comienza nuevamente. Cada medio ciclo de batimiento (*downstroke/upstroke*) se denomina *half-stroke*.

En la Figura 2 se presenta un esquema que muestra las cuatro fases mencionadas anteriormente; el punto “WIP” indica la inserción del ala en el tórax; y “mc” indica la posición del centro de masa del cuerpo del insecto.

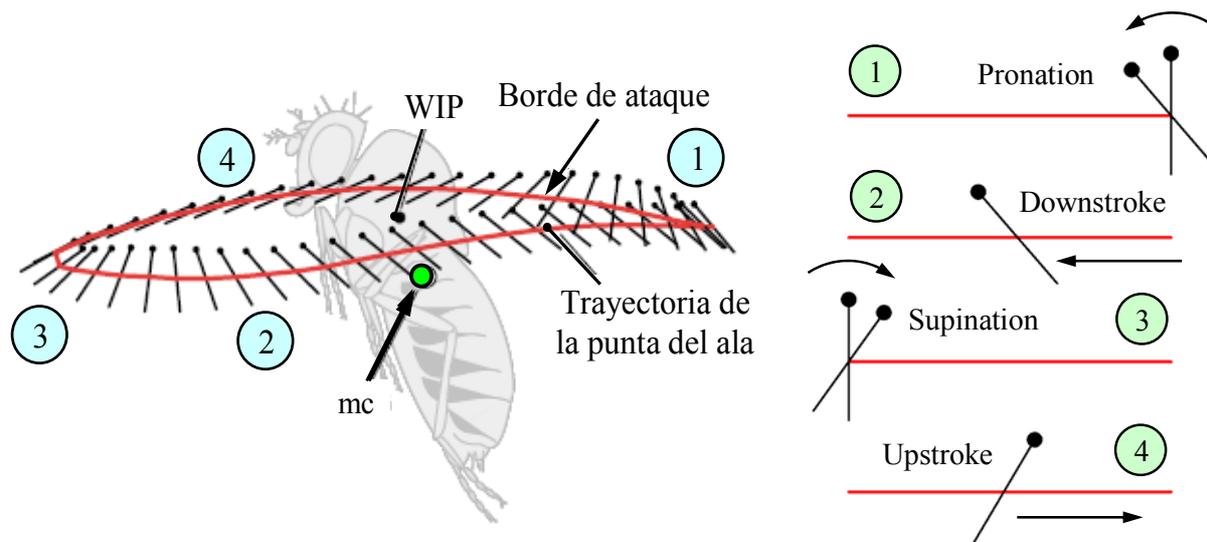


Figura 2: Fases de un ciclo de batimiento; (Lehmann y Pick, 2007).

Cuando el flujo de aire alrededor de las alas de insectos es estudiado experimentalmente en un túnel de viento en el rango de velocidades correspondientes al vuelo natural de estas criaturas, las fuerzas medidas en los experimentos son sustancialmente más grandes que aquellas predichas por las teorías aerodinámicas convencionales. Esta deficiencia, en las predicciones de la aerodinámica clásica respecto de los valores experimentales, incentivó la búsqueda de mecanismos aerodinámicos no-convencionales que puedan explicar el incremento en la producción de sustentación y empuje presentes en vuelos con alas batientes.

Recientes estudios sobre insectos reales y modelos dinámicamente escalados de insectos han revelado la existencia de tres mecanismos aerodinámicos de generación de sustentación y empuje asociados al batimiento de las alas: i) el retraso de la pérdida dinámica y desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque (leading edge vortex, LEV); ii) la sustentación rotacional; y iii) la captura de la estela.

2.1 Retraso de la pérdida dinámica y formación del vórtice del borde de ataque

En un aeroplano, si el ángulo de ataque que forma el ala con la dirección de flujo incidente es pequeño, el aire se divide en el borde de ataque y fluye suavemente a través de la cara superior e inferior del ala. La velocidad de la corriente de flujo sobre la cara superior se ve incrementada, y se produce una disminución de la presión estática. En cambio sobre la cara inferior, la velocidad de la corriente de flujo disminuye y se produce un aumento de presión estática.

La diferencia de presiones estáticas entre las caras, integrada sobre la superficie de la planta alar da como resultado una fuerza neta de sustentación, (ver Figura 3a). Por el contrario, si este ángulo de ataque es muy grande la corriente de flujo sobre la cara superior no puede seguir el contorno del ala. Esto se debe a la existencia de gradientes de presión adversos lo suficientemente grandes como para que se produzca recirculación del flujo en el extradós y se produce la separación dando lugar a una pérdida catastrófica de sustentación.

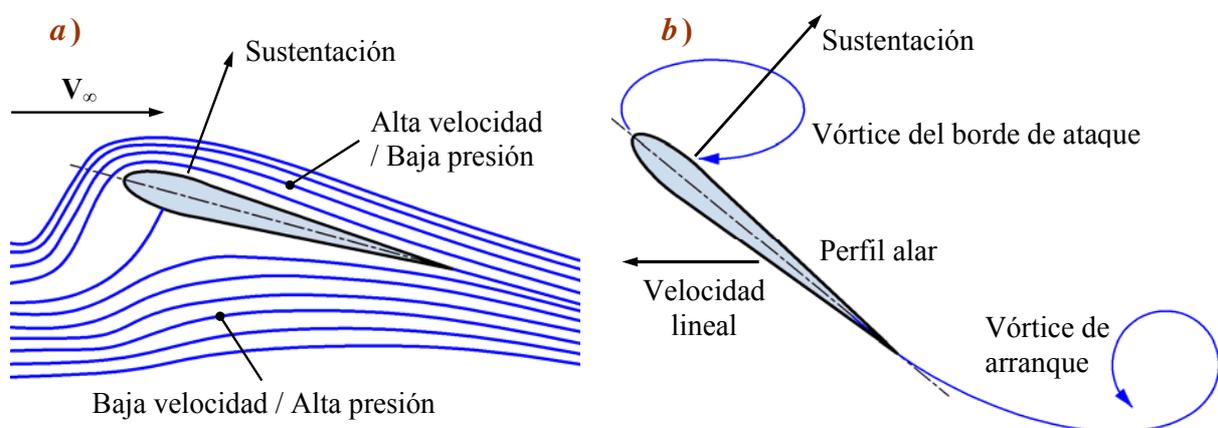


Figura 3: Mecanismos aerodinámicos;

a) Visualización de flujo de aire alrededor de un perfil alar; b) Formación del vórtice del borde de ataque.

En este punto nos podríamos preguntar: ¿Cómo esta pérdida puede ayudar a los insectos a obtener un aumento en las fuerzas de sustentación? La respuesta está relacionada con la velocidad con que estas criaturas baten sus alas (Dickinson, 2003). En el estado inicial el aumento de sustentación se debe a la presencia de un vórtice (ver Figura 3b) sobre el borde de ataque. La velocidad del flujo de aire en dicho vórtice es bastante alta, lo cual implica una baja presión sobre la cara superior del ala y por lo tanto un aumento de sustentación (ver Figura 4) (Sane, 2003; Singh y Chopra, 2006). Este efecto fue descubierto en Inglaterra por ingenieros aeronáuticos alrededor de 1930, pero es muy breve para ser aprovechado por los aeroplanos convencionales.

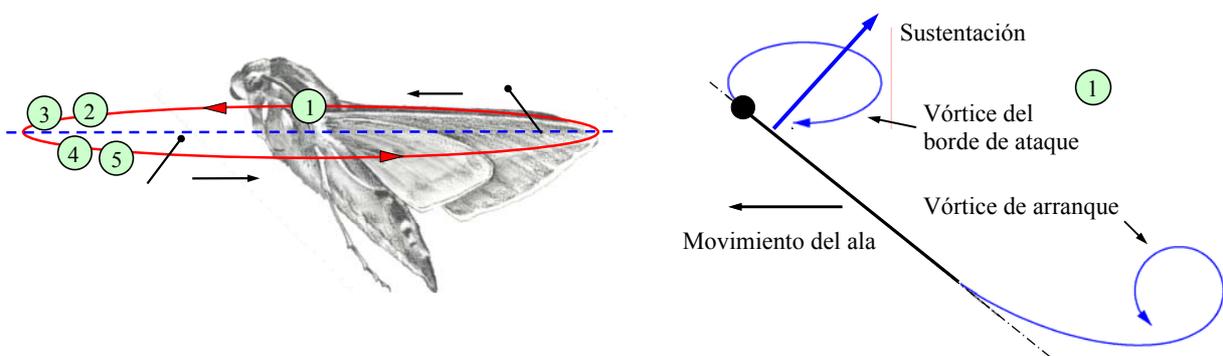


Figura 4: Esquema del mecanismo "retraso de la pérdida dinámica"; (Singh y Chopra, 2006).

Ellington sugirió que la estabilidad del vórtice del borde de ataque es atribuible a la presencia de un flujo axial de aire que se desplaza desde la base hacia la puntera del ala reduciendo la intensidad del vórtice pero aumentando su estabilidad, permitiendo de esta forma que permanezca sobre el ala durante gran parte del ciclo de batimiento. Tal flujo axial es importante en grandes insectos, como por ejemplo en polillas y libélulas. Aunque el retraso de la pérdida dinámica explica en gran medida la sustentación producida durante el vuelo de estas criaturas, hay evidencias que sugieren la presencia de otros mecanismos aerodinámicos.

2.2 Sustentación rotacional

La sustentación rotacional surge como una combinación del movimiento de traslación y rotación del ala. Este mecanismo es similar al efecto Magnus, el cual permite que una pelota lanzada al aire con cierta rotación (espín) siga una trayectoria curva, como por ejemplo en el tenis o el béisbol. Mientras la pelota rota y se desplaza en el aire, la circulación incrementa la velocidad del flujo de aire sobre una cara de la pelota y la disminuye sobre la cara opuesta. Si la velocidad es más alta sobre la cara superior (backspin), la pelota es impulsada hacia arriba. Por el contrario, si la velocidad es más alta en la cara inferior (topspin), la pelota es impulsada hacia abajo (ver Figura 5) (Dickinson y otros, 1999).

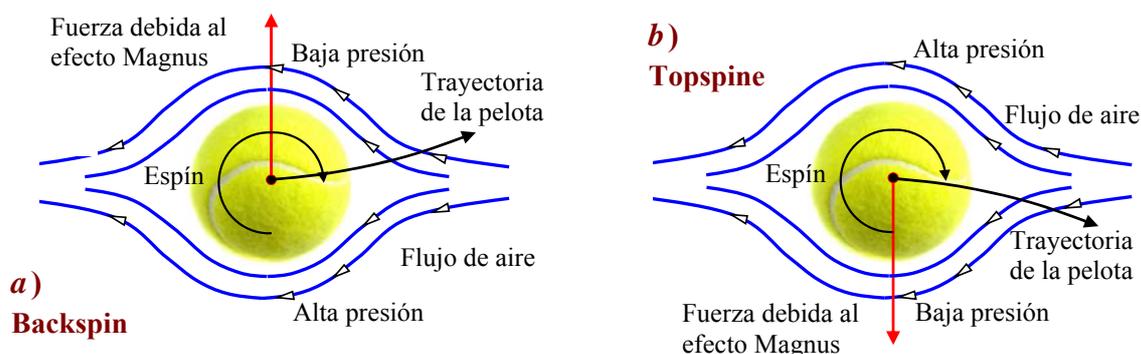


Figura 5: Efecto Magnus; a) Backspin; b) Topspin.

Por lo tanto, en aves e insectos, la dirección de las fuerzas de sustentación generadas por un mecanismo similar al efecto Magnus depende críticamente de la dirección de rotación del ala.

Antes de comenzar cada fase traslacional (downstroke/upstroke) el ala debe adoptar un óptimo ángulo de ataque. Previo al cambio en la dirección de movimiento de traslación del ala, desde un movimiento descendente (downstroke) a un movimiento ascendente (upstroke), o viceversa, el ala rota ocasionando que el borde de ataque gire hacia atrás relativo a la dirección de traslación (backspin), produciéndose de esta manera una fuerza neta de sustentación. Por el contrario, si el ala rota posterior al cambio en la dirección de su movimiento, entonces el borde de ataque gira hacia delante relativo a la dirección de traslación (topspin), originando una fuerza hacia abajo (ver Figura 6) (Sane, 2003; Tarvirdizadeh, 2006).

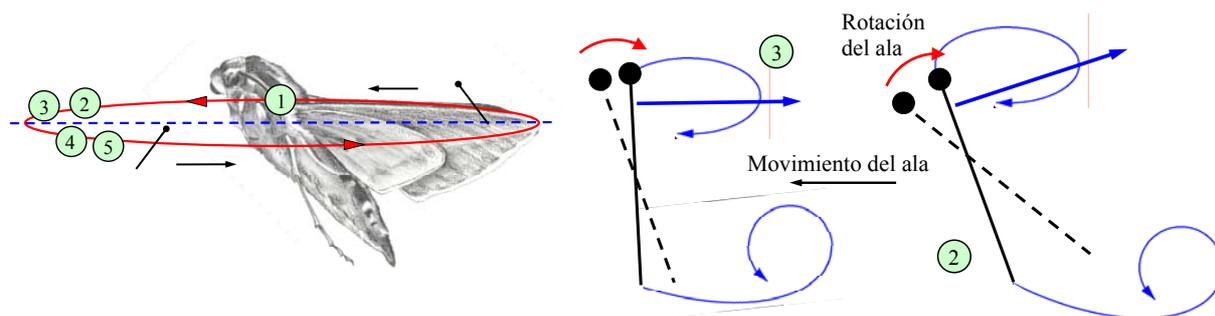


Figura 6: Esquema del mecanismo “sustentación rotacional”; (Singh y Chopra, 2006).

2.3 Captura de la estela

Este mecanismo aprovecha el desprendimiento de vórtices emitidos en ciclos previos. Se ha demostrado sobre modelos 2D, que el flujo de aire generado durante el batimiento de las alas incrementa la velocidad efectiva del fluido al comienzo del ciclo de batimiento siguiente, aumentando de esta manera la producción de fuerzas aerodinámicas que contribuyen a la sustentación.

La magnitud y dirección de las fuerzas aerodinámicas producidas mediante este mecanismo dependen de la relación de fase que existe entre la etapa rotacional y la etapa traslacional. Si la rotación del ala ocurre antes de que el ala invierta su dirección de movimiento, el ala intercepta la estela emitida en ciclos anteriores y genera una fuerza de sustentación positiva. Si dicha rotación es retrasada respecto a la inversión en la dirección de movimiento del ala, el ángulo con el cual el ala intercepta la estela produce sustentación negativa (Dickinson y otros, 1999; Tarvirdizadeh, 2006).

En general, la estela transfiere energía de un objeto moviéndose en un fluido hacia el medio que lo rodea. Los insectos al cambiar rápidamente la dirección de movimiento de sus alas hacia el final de cada fase traslacional recuperan parte de la energía perdida, aumentando de esta forma la eficiencia en la producción de fuerzas de sustentación (ver Figura 7).

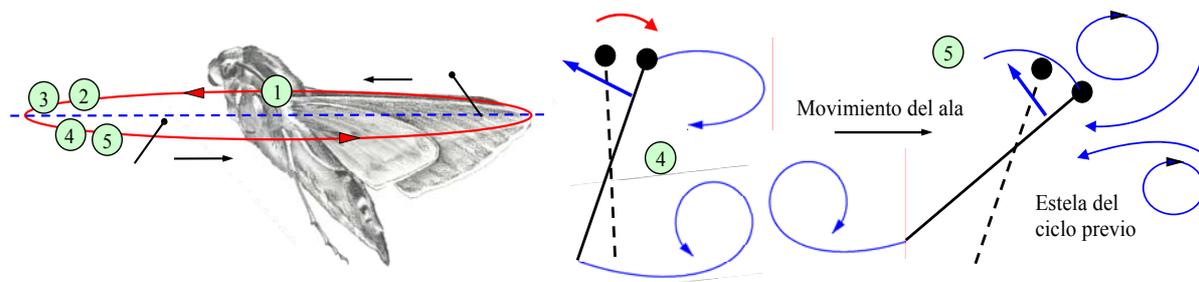


Figura 7: Esquema del mecanismo "captura de la estela"; (Singh y Chopra, 2006).

3 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 y O'Grady (2006). 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 8).

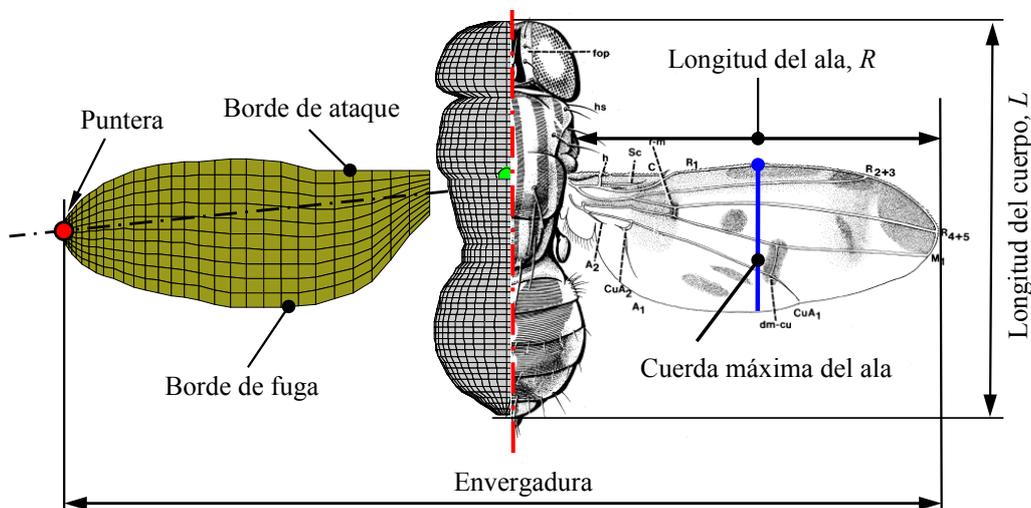


Figura 8: Definición de los parámetros morfológicos.

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 (ver Figura 9). Se utilizaron elementos cuadriláteros simples de cuatro nodos para discretizar las superficies de revolución que componen el cuerpo del insecto, como así también las superficies planas que modelan las alas de la criatura.

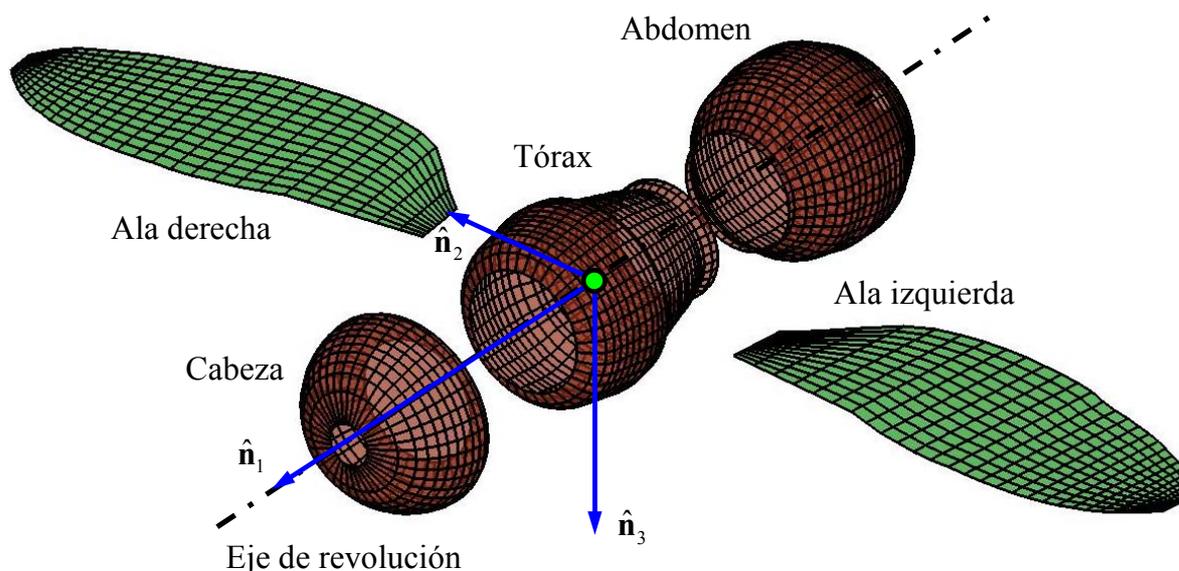


Figura 9: Vista 3D del mallado de un insecto.

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:

Longitud del ala, R [mm]	190.00 ± 0.02
Longitud del cuerpo, L [mm]	214.80 ± 0.02
Cuerda máxima [mm]	79.00 ± 0.02

Tabla 1: Medidas del modelo geométrico del insecto.

3.1 Cinemática

Para describir la cinemática del insecto, se utilizaron 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*) un sistema fijo al 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 10).

La orientación del ala en cada instante de tiempo se define especificando la evolución temporal de tres ángulos: *i*) el ángulo que orienta el ala respecto del plano de batimiento, ‘stroke position’, $\phi(t)$ (ver Figura 10b); *ii*) el ángulo de desviación respecto del plano de batimiento, ‘stroke deviation’, $\theta(t)$ (ver Figura 10c); y *iii*) el ángulo de rotación respecto del eje longitudinal del ala, $\psi(t)$ (ver Figura 10d).

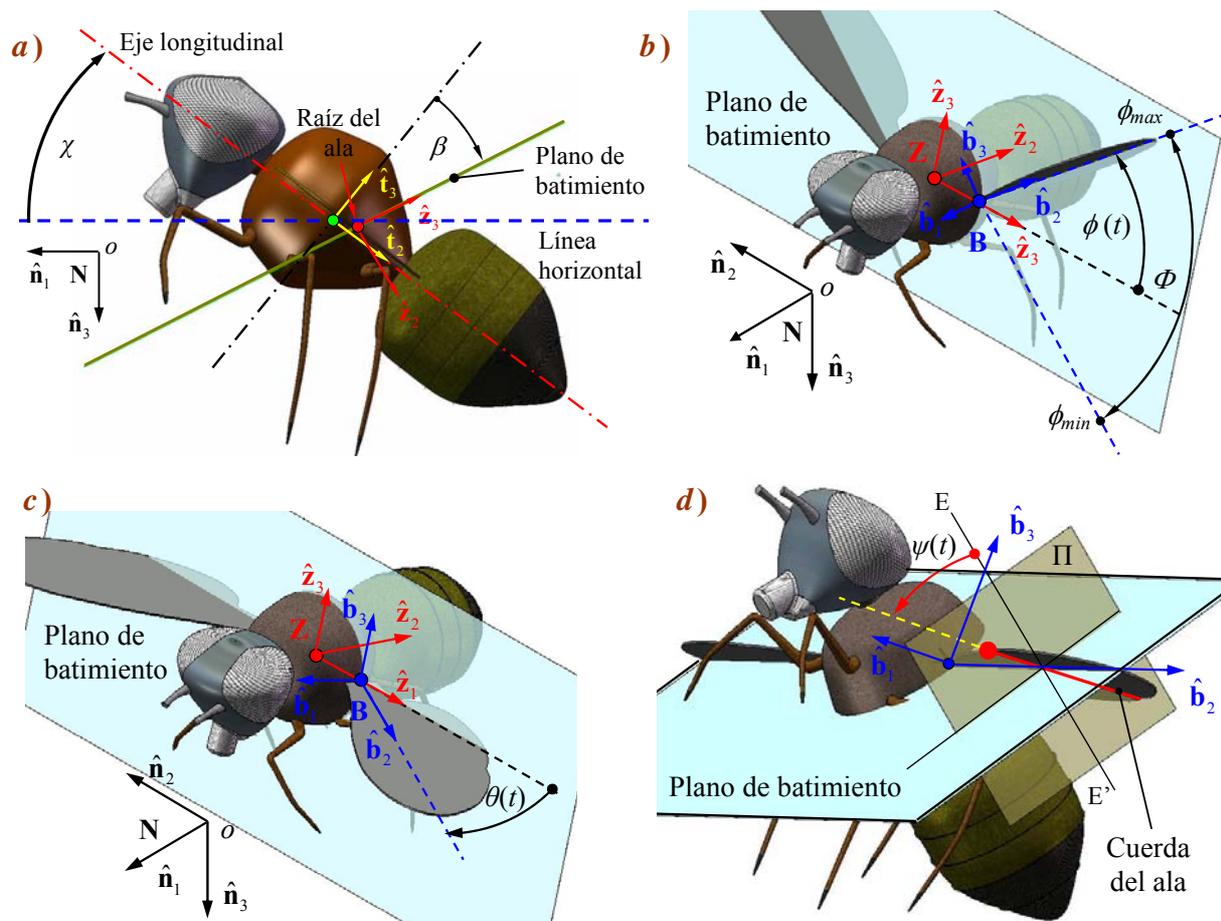


Figura 10: Definición de los sistemas de referencia y parámetros cinemáticos.

Para llevar a cabo la transformación del sistema fijo al ala \mathbf{B} , al sistema inercial \mathbf{N} , primero se realiza una secuencia de rotaciones (2–3) mediante los ángulos δ y ζ , que tienen un valor constante igual a -180° y -90° respectivamente (ver Figura 10a). Luego se realiza una ‘1’ rotación dada por el ángulo $(\chi + \beta)$ para orientar el cuerpo del insecto y el plano de aleteo del mismo en el espacio 3D. Por último se utiliza una secuencia de ángulos de Euler (1–3–2) mediante los ángulos $\phi(t)$, $\theta(t)$, y $\psi(t)$ definidos en la Figura 10.

El lector puede encontrar una descripción detallada de los parámetros cinemáticos, y una formulación matemática completa para la cinemática de alas batientes (posición, velocidad y aceleración) en los trabajos de [Roccia y otros \(2007 y 2008\)](#).

3.2 Señales de entrada

Para la evolución temporal de los ángulos ϕ y ψ , en este trabajo se adoptó la cinemática utilizada por Dickinson, mientras que, con el objeto de simplificar el análisis, el ángulo θ se asume idénticamente igual a cero durante todo el ciclo de batimiento.

Como se puede observar en la Figura 11a (curva en línea continua de color rojo), la forma triangular de la función que describe la posición del ala dentro del plano de aleteo, implica que el ala se mueve con una velocidad constante en cada ‘half stroke’, por otro lado, la forma trapezoidal del ángulo de rotación (curva en línea a trazos de color negro en la Figura 11a) causa que el ala mantenga un ángulo de rotación constante durante cada ‘half stroke’ y rote con una velocidad constante en cada ‘reversal stroke’ según se observa en la Figura 11b.

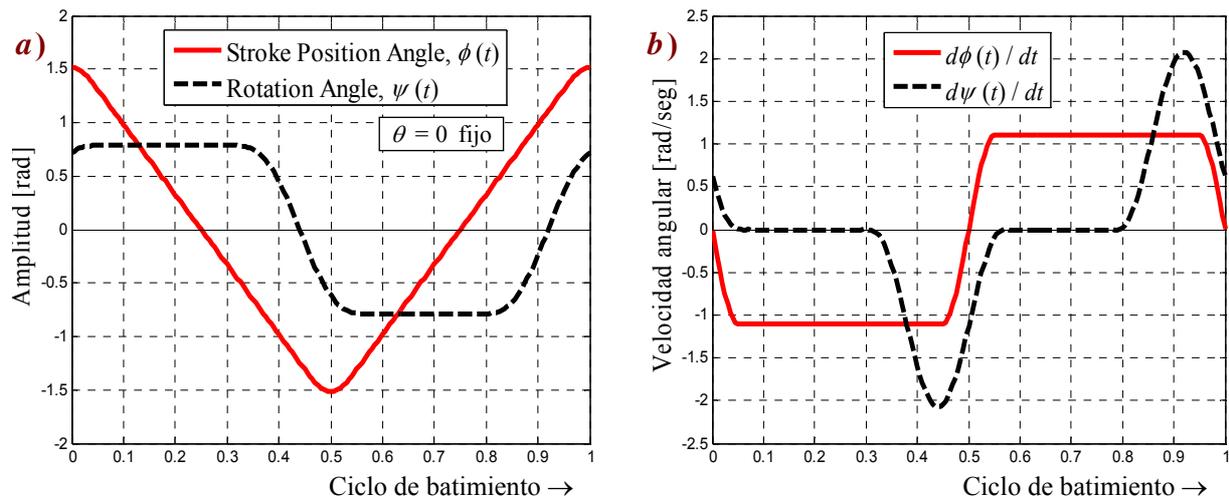


Figura 11: a) Evolución temporal de los ángulos $\phi(t)$ y $\psi(t)$ durante un ciclo de batimiento; b) Derivada respecto del tiempo de los ángulos $\phi(t)$ y $\psi(t)$.

4 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 todas las posibles interferencias aerodinámicas y estimar, en el dominio del tiempo, la distribución de vorticidad asociada a la sábana vorticiosa adherida a los sólidos, y la distribución de vorticidad y la forma de las estelas emitidas desde los bordes filosos del cuerpo inmerso en el fluido. 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 límite que envuelven las alas y a las estelas vorticosas que se desprenden desde los bordes filosos. Este hecho permite utilizar el UVLM para predecir las cargas aerodinámicas que actúan sobre las alas batientes.

Como resultado del movimiento relativo entre el ala y el aire en reposo, se generan gradientes de velocidad que dan origen a vorticidad concentrada en una delgada región adherida a la superficie del ala (capa límite). Esta sábana vorticiosa se separa desde el borde de fuga, la puntera del ala y el borde de ataque y es 'convectada' hacia el seno del fluido para formar la estela.

Como se mencionó anteriormente, en el modelo utilizado se restringe toda la vorticidad del flujo a la capa límite adherida al sólido (cuerpo y alas del insecto) y a las estelas; fuera de estas regiones el flujo se considera irrotacional. 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 ningún salto de presiones a través de las estelas. El flujo asociado con la vorticidad en la estela cercana al ala afecta el flujo alrededor del ala y por lo tanto las cargas actuantes sobre ella.

Debido a que la vorticidad presente en las estelas en un instante dado fue generada y convectada desde el ala en un tiempo anterior, las cargas aerodinámicas dependen de la historia del movimiento; las estelas contienen la 'historia'. El campo de velocidades asociado con la vorticidad existente en un punto del espacio decae al alejarse de dicho punto; en consecuencia, a medida que la vorticidad en la estela va siendo transportada corriente abajo, su influencia decrece y por lo tanto se dice que 'el historiador' va perdiendo memoria.

Los dos tipos de sábanas vorticosas (libre y adherida) están unidas en los bordes filosos de cada ala, donde se impone la condición de Kutta para flujos inestacionarios. A medida que el ala se mueve durante un ciclo de batimiento, el ángulo de ataque efectivo puede alcanzar valores altos produciendo una separación adicional del flujo desde el borde de ataque, justamente ese fenómeno se incorporó al modelo en este trabajo.

Para más detalles sobre el método de red de vórtices no-lineal e inestacionario se pueden consultar los trabajos de Konstadinopoulos y otros, (1981) y Preidikman (1998).

La formulación matemática del método se encuentra en el trabajo de Roccia y otros (2009).

4.1 Discretización de las sábanas vorticosas

En el método de red de vórtices inestacionario se reemplazan las sábanas adheridas continuas sobre las alas y el cuerpo del insecto por una red de paneles rectangulares formados por segmentos vorticosos rectilíneos, ω_i , conectados entre si en los llamados *nodos aerodinámicos* (ver Figura 12). El modelo se completa mediante una discretización similar de las estelas. En esa figura se indican en color rojo los puntos donde ocurre el desprendimiento de vorticidad desde el borde de fuga y en color verde los puntos donde ocurre el desprendimiento desde el borde de ataque. En ambos casos, los nodos aerodinámicos involucrados en el desprendimiento no llegan hasta la raíz del ala, es decir, existe una banda (Zona 1 sobre el borde de ataque y Zona 2 sobre el borde de fuga) en la cual no se produce desprendimiento. Este ajuste mejora notablemente la forma de la estela que se obtiene en las proximidades de la raíz del ala.

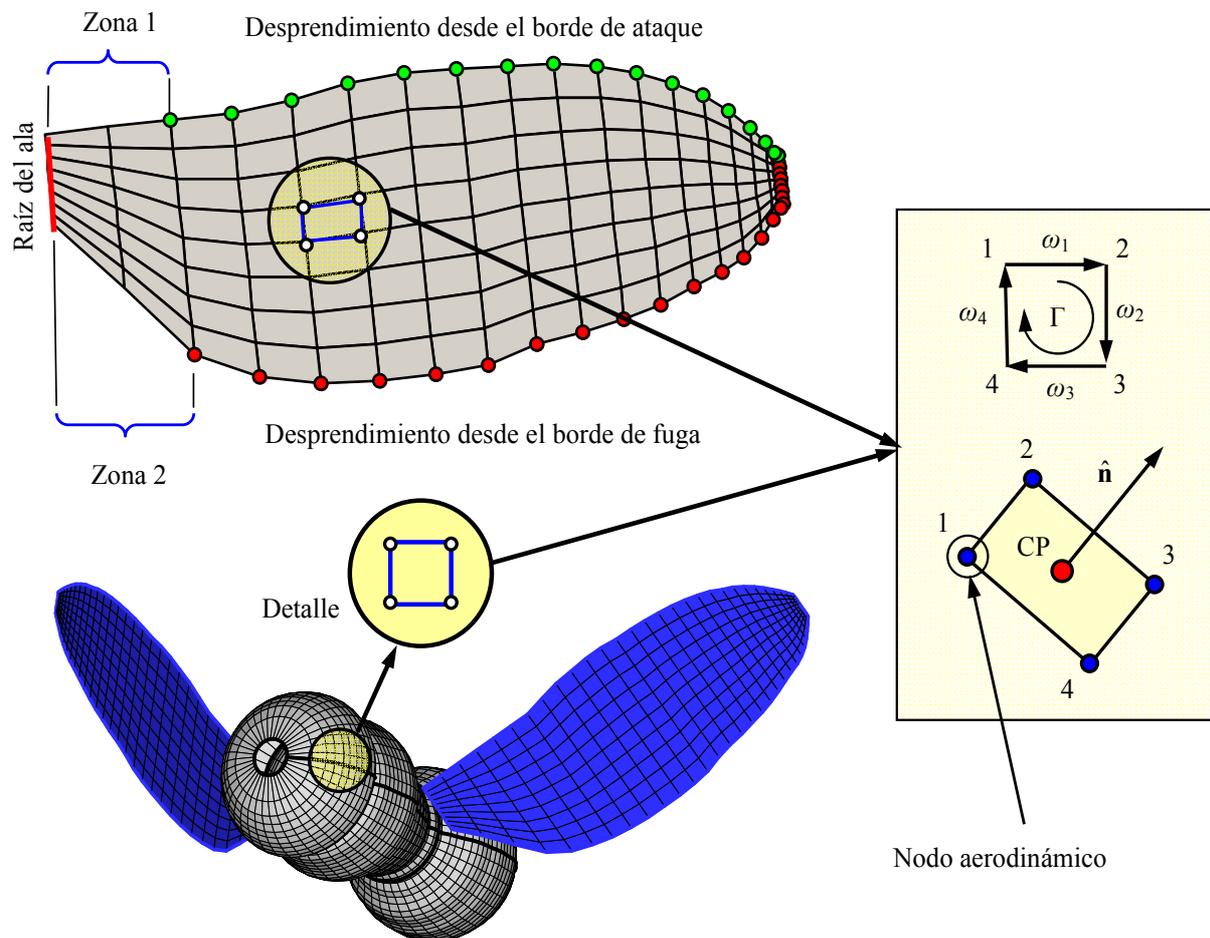


Figura 12: Discretización de la sábana vorticosa adherida al ala y al cuerpo del insecto.

4.2 Modelo de desprendimiento del borde de ataque

El desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque no ocurre en forma continua durante todo el ciclo de batimiento ya que depende del ángulo que forma la dirección de la velocidad local del fluido con el plano del ala, α_e (leading edge shedding angle). Existen numerosos trabajos que estudian las condiciones bajo las cuales se produce este tipo de fenómeno como así también la estabilidad del mismo (Dickinson, 1994; Van den Berg y Dickinson, 1997). El ángulo adoptado en este trabajo como límite a partir del cual ocurre el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque es $\alpha_e = 15^\circ$ (ver Figura 13).

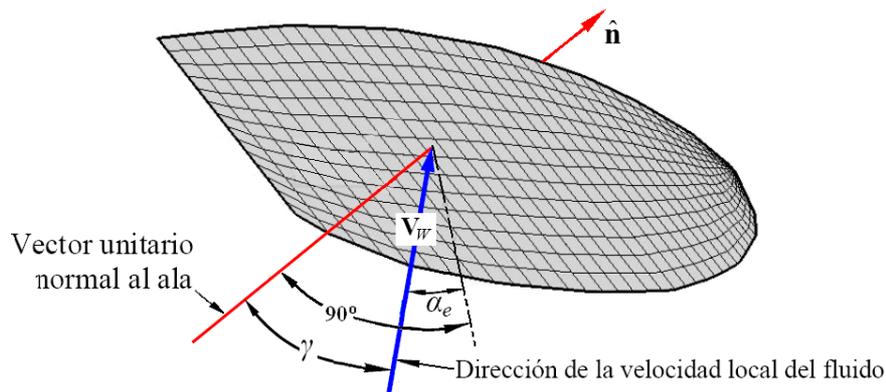


Figura 13: Definición del ángulo α_e .

El ángulo de desprendimiento, α_e , se define como el complemento del ángulo γ que forma la dirección de la velocidad local de fluido, \mathbf{V}_W , con respecto a la dirección normal al ala, $\hat{\mathbf{n}}$.

4.3 Condiciones de borde

Las condiciones de borde 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 lejos del sólido en movimiento. 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,

$$\lim_{\mathbf{R} \rightarrow \infty} \left\| \mathbf{V}_B(\mathbf{R}, t) + \mathbf{V}_W(\mathbf{R}, t) + \mathbf{V}_{SW}(\mathbf{R}, t) \right\| \rightarrow 0 \quad (1)$$

donde $\mathbf{V}_B(\mathbf{R}, t)$ es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida a las alas del insecto, $\mathbf{V}_W(\mathbf{R}, t)$ es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre (estela) que se desprende del borde de fuga y puntera del ala y $\mathbf{V}_{SW}(\mathbf{R}, t)$ es la velocidad asociada a la estela que se desprende desde el borde de ataque.

La condición de no penetración es aplicada sobre toda la frontera del sólido inmerso en el fluido, esto es, sobre la superficie de las alas. Su posición, velocidad, y aceleración 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,

$$\left(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_B + \mathbf{V}_W + \mathbf{V}_{SW} - \mathbf{V}_p \right) \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (2)$$

donde \mathbf{V}_∞ es la velocidad de la corriente libre (en caso de que exista), \mathbf{V}_p es la del sólido (alas) (Roccia y otros, 2009), y $\hat{\mathbf{n}}$ es un vector unitario normal a la superficie del cuerpo.

4.4 Coeficientes de influencia aerodinámicos

Una vez discretizada la sábana vorticosa adherida, el paso siguiente es imponer la condición de no penetración sobre la superficie sólida. En general, la componente normal de la velocidad de una partícula de fluido en un punto de control relativa al sólido depende de: *i*) la velocidad asociada a los vórtices ubicados en la sábana adherida; *ii*) la velocidad asociada a los vórtices ubicados en las estelas; *iii*) la velocidad de la corriente libre; y *iv*) la velocidad debida al movimiento del cuerpo (cinemática).

La componente asociada a los vórtices ubicados en la sábana adherida, discretizada en paneles, puede ser representada como una combinación lineal de coeficientes de influencia aerodinámicos.

Si la posición relativa entre las diferentes partes que componen el insecto (cabeza, tórax, abdomen y alas) permanece invariante en el tiempo, estos coeficientes de influencia aerodinámicos se evalúan una única vez, caso contrario, deberán evaluarse en cada paso de cálculo. La componente normal de velocidad debida al movimiento del perfil es conocida. La velocidad debida a los vórtices que componen la estela (tanto la estela desprendida del borde de fuga como la estela desprendida del borde de ataque) es conocida de los pasos de cálculo anteriores.

El coeficiente de influencia aerodinámico a_{ij} se define 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*'. Matemáticamente se expresa como:

$$a_{ij} = (u, v, w)_{ij} \cdot \hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (3)$$

donde u , v y w son las componentes de la velocidad asociada en el punto de control i y $\hat{\mathbf{n}}$, el vector unitario normal a la superficie en este punto de control.

El cumplimiento de las condiciones de contorno en la superficie requiere que en cada punto de control la componente normal, V_{ni} , de la velocidad relativa fluido/sólido sea nula. La especificación de esta condición en el punto de control i se materializa como sigue:

$$V_{ni} = \sum_{j=1}^N a_{ij} \Gamma_j + (\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_W + \mathbf{V}_{SW} - \mathbf{V}_p)_i \cdot \hat{\mathbf{n}}_i = 0 \quad (4)$$

donde: Γ_j es la intensidad del vórtice adherido ubicado en el panel j .

La influencia de la estela puede ser calculada ya que la ubicación e intensidad de todos los vórtices sobre la misma es conocida. Por lo tanto, los términos que involucran la velocidad debida a las estelas, la velocidad de corriente libre y la velocidad debida a la cinemática del sólido pueden ser transferidos al lado derecho (right-hand side RHS) de la Ecuación (4). En consecuencia puede escribirse:

$$RHS_i = -(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_W + \mathbf{V}_{SW} - \mathbf{V}_p)_i \cdot \hat{\mathbf{n}}_i \quad (5)$$

La especificación de las condiciones de contorno para cada punto de control resulta en el siguiente sistema de ecuaciones algebraicas lineales, en general con coeficientes variables:

$$[\mathbf{A}]\{\Gamma\} = \{\mathbf{RHS}\} \rightarrow \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1N} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & \cdots & a_{NN} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_N \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \end{Bmatrix} \quad (6)$$

Debido a que cada parte del cuerpo del insecto fue modelado como cuerpo rígido y asumiendo que la cabeza, el tórax y el abdomen del insecto no tienen movimiento relativo entre sí, la porción de la matriz de influencia aerodinámica, \mathbf{A} , que debe actualizarse en cada paso de tiempo, es la parte que contabiliza la influencia cuerpo/ alas y alas/ alas. En la Figura 14 se presenta un esquema que aclara lo explicado anteriormente.

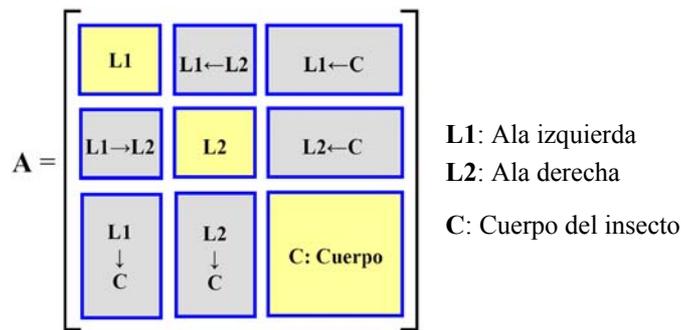


Figura 14: Bloques de la matriz de influencia aerodinámica.

Los bloques en color amarillo en la Figura 14 se calculan solo una vez, debido a que no cambian con el tiempo. Por el contrario, los bloques en color gris deben calcularse en cada paso de tiempo. Las flechas en cada una de las submatrices que forman la matriz A, indican en que forma se efectuaron los cálculos relacionados al cómputo de los coeficientes de influencia aerodinámicos, por ejemplo, $L1 \leftarrow L2$ indica el cómputo de la velocidad normal en los puntos de control de los paneles contenidos en el ala izquierda (**L1**) debido a la influencia de los paneles contenidos en el ala derecha (**L2**).

4.5 Magnitudes características

Con el objetivo de aumentar la generalidad del software desarrollado e independizarnos de las dimensiones del problema en estudio, las ecuaciones que rigen la evolución espacio-temporal de las estelas y la ecuación inestacionaria de Bernoulli utilizada para computar las cargas aerodinámicas sobre el sólido fueron adimensionalizadas respecto de un conjunto de tres magnitudes características independientes y una cuarta dependiente de las otras tres. Estas cantidades son: *i*) la longitud característica, L_c ; *ii*) el tiempo característico, T_c ; y *iii*) la densidad característica, ρ_c . Por último la velocidad característica, V_c , es simplemente el cociente entre las cantidades L_c y T_c respectivamente.

El problema atacado en este trabajo presenta dos complicaciones adicionales que se materializan básicamente en la ausencia de una velocidad de corriente libre (la configuración de vuelo estudiada es el hover) y a la presencia de una velocidad prescrita sobre el sólido (alas) debida a la cinemática que caracteriza el complejo movimiento de las alas de los insectos.

La compatibilización entre el modelo aerodinámico y el modelo cinemático se reduce esencialmente a forzar la igualdad entre el incremento de tiempo utilizado para calcular la velocidad angular de las alas, $\Delta t_{cinemat}$, y el incremento de tiempo utilizado en el modelo aerodinámico para determinar la nueva posición de las estelas, Δt_{aero} . Esto es,

$$\Delta t_{aero} = \Delta t_{cinemat} \tag{7}$$

De la aerodinámica sabemos que,

$$\Delta t_{aero} = 1 \quad \Delta t_{aero}^* = T_c \Delta t_{aero} = T_c \tag{8}$$

donde el asterisco sobre una variable cualquiera denota una cantidad dimensional. Por otro lado,

$$\Delta t_{cinemat}^* = T_f \Delta t_{cinemat}^b = \frac{1}{n_f} \Delta t_{cinemat}^b \tag{9}$$

donde T_f es el período de un ciclo de batimiento, $\Delta t_{cinemat}^b$ es el incremento de tiempo en las señales de entrada para los ángulos $\phi(t)$ y $\psi(t)$ mostrados en la Figura 11a y n_f es la frecuencia de batimiento, en este trabajo adoptamos el valor que utilizó Dickinson para efectuar sus experimentos con el “robofly” ($n_f = 0,168$ Hz).

Para lograr $\Delta t_{cinemat} = 1$ definimos,

$$\Delta t_{cinemat} = N_{st} \Delta t_{cinemat}^b = 1 \quad (10)$$

donde N_{st} es el número de pasos de tiempo.

Sabiendo que el incremento de tiempo dimensional, Δt^* , es único para el modelo completo ($\Delta t^* = \Delta t_{aero}^* = \Delta t_{cinemat}^*$) obtenemos al fin,

$$T_c = \frac{1}{n_f} \Delta t_{cinemat}^b = \frac{1}{n_f} \frac{1}{N_{st}} \Delta t_{cinemat} \Rightarrow T_c = \frac{1}{n_f} \frac{1}{N_{st}} \quad (11)$$

El resto de las magnitudes características se definen de la siguiente manera,

$$L_c = \sqrt{\frac{A}{N_E}} \quad V_c = \frac{L_c}{T_c} \quad \rho_c = \rho_{aceite} \quad (12)$$

donde A es el área de todos los paneles que conforman la sábana adherida, N_E es el número de paneles, y ρ_{aceite} es la densidad del aceite mineral utilizado en el experimento de Dickinson.

4.6 Cálculo de las cargas aerodinámicas

Para determinar las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora, primero se debe hallar el salto de presión en el punto de control de cada elemento, luego multiplicarlo por el área del mismo y proyectarlo en la dirección del vector normal a dicho elemento. La versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli se usa para calcular la distribución de la presión sobre la superficie de las alas. Finalmente, se suman las fuerzas actuantes en todos los elementos.

Para flujos inestacionarios, la ecuación de Bernoulli toma la siguiente forma,

$$H(t) = \frac{\partial}{\partial t} \Phi(\mathbf{R}, t) + \frac{1}{2} \nabla \Phi(\mathbf{R}, t) \cdot \nabla \Phi(\mathbf{R}, t) + \frac{p(\mathbf{R}, t)}{\rho} \quad (13)$$

donde $\Phi(\mathbf{R}, t)$ es la función potencial de velocidad, $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = \nabla \Phi(\mathbf{R}, t)$, y $H(t)$ la energía total.

Utilizando las magnitudes definidas en la Ec. (11) y (12) es posible adimensionalizar la Ec. (13) y determinar el salto de presión, Δp , a través de cada uno de los elementos que conforman la red de vórtices,

$$\Delta p = \mathbf{V}_U^2 - \mathbf{V}_L^2 + 2 \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{\mathbf{R}_U} - \frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{\mathbf{R}_L} \right) \quad (14)$$

donde \mathbf{V}_U y \mathbf{V}_L son respectivamente las velocidades de las partículas de fluido ubicadas inmediatamente por encima y por debajo del punto de control del elemento considerado.

El último término de la expresión (14) puede escribirse como:

$$\left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{\mathbf{R}_U} - \frac{\partial \Phi}{\partial t} \Big|_{\mathbf{R}_L} \right) = \frac{\mathfrak{D}}{\mathfrak{D}t} [\Phi(\mathbf{R}_U, t) - \Phi(\mathbf{R}_L, t)] - \Delta \mathbf{V} \cdot (\mathbf{V}_p) \quad (15)$$

donde $\mathfrak{D}/\mathfrak{D}t$ es una ‘especie de derivada sustancial’, ya que no sigue una partícula de fluido sino un punto material del ala, en este caso un punto de control, $\Delta \mathbf{V}$ es la diferencia de velocidad entre un punto ubicado en la parte superior e inferior de la superficie sustentadora en el elemento considerado, y \mathbf{V}_p es la velocidad del sólido.

La inclusión del desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque dificulta el cómputo del primer término del lado derecho en la Ec. (15), impidiendo aplicar resultados conocidos basados en la utilización del teorema de Stokes (Preidikman, 1998). Este nuevo ingrediente exige derivar una nueva técnica para calcular las cargas sobre la superficie sustentadora, ya

sea mediante la implementación de un esquema de diferencias finitas para integrar las ecuaciones diferenciales en derivadas parciales que relacionan el campo de presiones con el campo de velocidades (ecuaciones de Navier-Stokes) o modificar los resultados existentes hasta el momento de manera que permitan tener en cuenta fenómenos de este tipo.

Para calcular las cargas aerodinámicas cuando exista desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque se desprejará, en este trabajo, el término que involucra la “derivada sustancial” del potencial de velocidades. Por lo tanto el salto de presión se simplifica de la siguiente manera,

$$\Delta p = \mathbf{V}_U^2 - \mathbf{V}_L^2 - 2 \Delta \mathbf{V} \cdot (\mathbf{V}_P) \quad (16)$$

5 SIMULACIONES NUMÉRICAS

En esta sección se presentan gráficos que muestran la influencia del cuerpo del insecto (Sección 5.1) y la influencia del desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque (Sección 5.2) en el cálculo de las cargas aerodinámicas. Por último se presentan simulaciones numéricas que permiten observar como se deforma un volumen de fluido que envuelve el insecto como función del tiempo (Sección 5.3).

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®. Para obtener mayor velocidad de ejecución se han utilizado opciones de optimización automáticas específicas para procesadores Intel® disponibles en el compilador de Fortran empleado.

5.1 Influencia del cuerpo del insecto

En esta sección 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° y a -90° con respecto al versor asociado a la coordenada x (ver Figura 15).

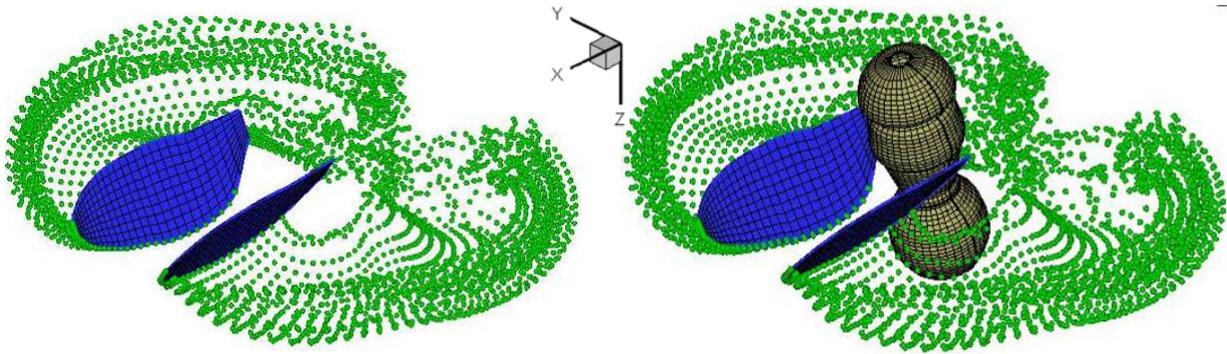
Para cada una de las situaciones descriptas anteriormente se presentan gráficos que muestran la evolución temporal de las estelas que se desprenden desde el borde de fuga y de la puntera del ala, como así también, gráficos de la fuerza de sustentación, F_L , en función del tiempo. Los resultados graficados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

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.

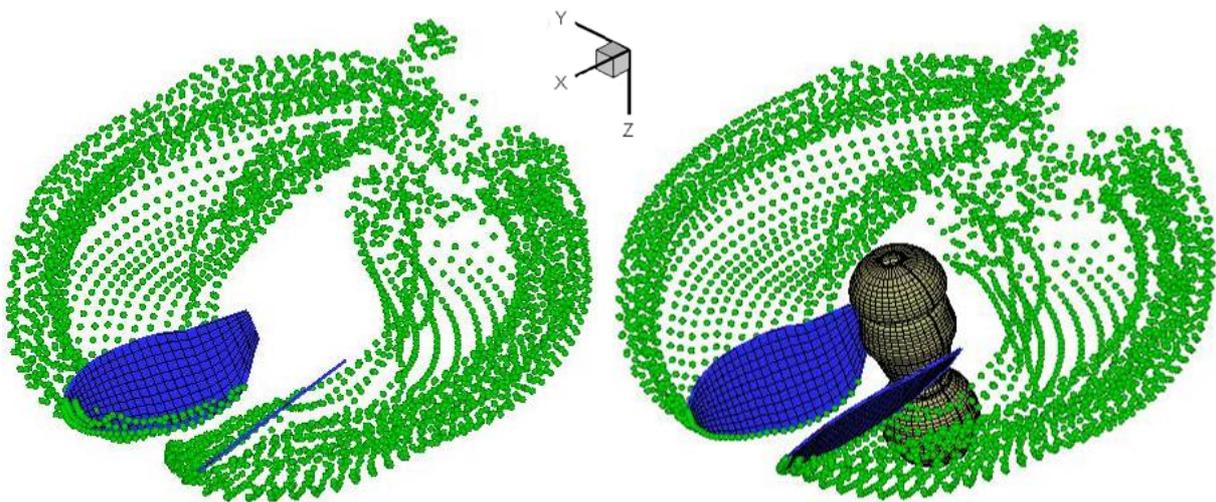
5.1.1 Evolución temporal de la estela

En la Figura 15 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).

a) Configuración de vuelo: hover (vuelo suspendido).



b) Configuración de vuelo: hover y corriente de aire a -45° .



c) Configuración de vuelo: hover y corriente de aire a -90° .

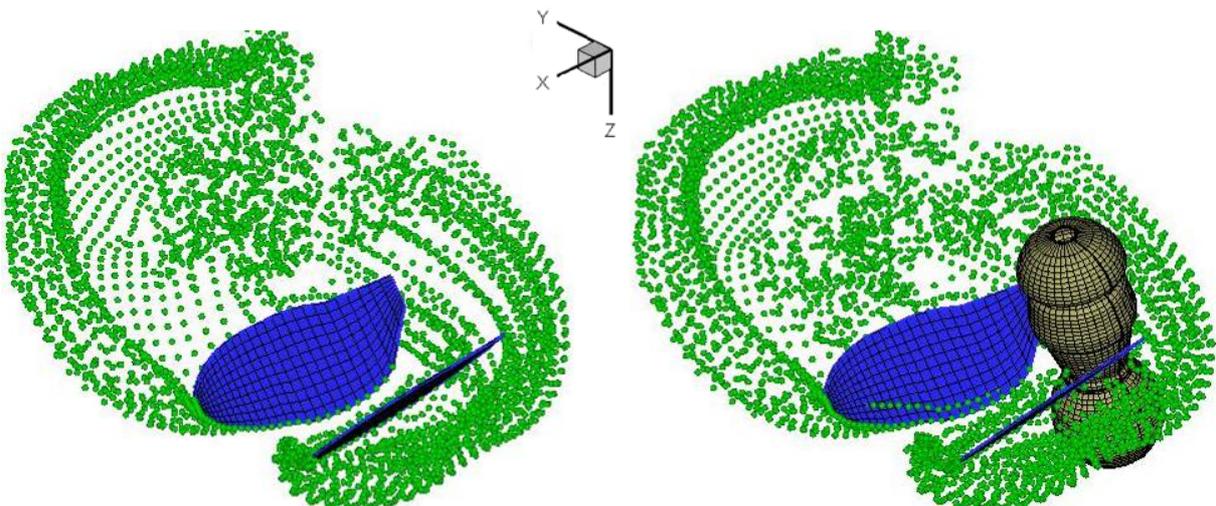


Figura 15: Forma de la estela para $t = 0.5 T_f$ y para las diferentes condiciones de vuelo.

5.1.2 Fuerza de sustentación

En la Figura 16 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).

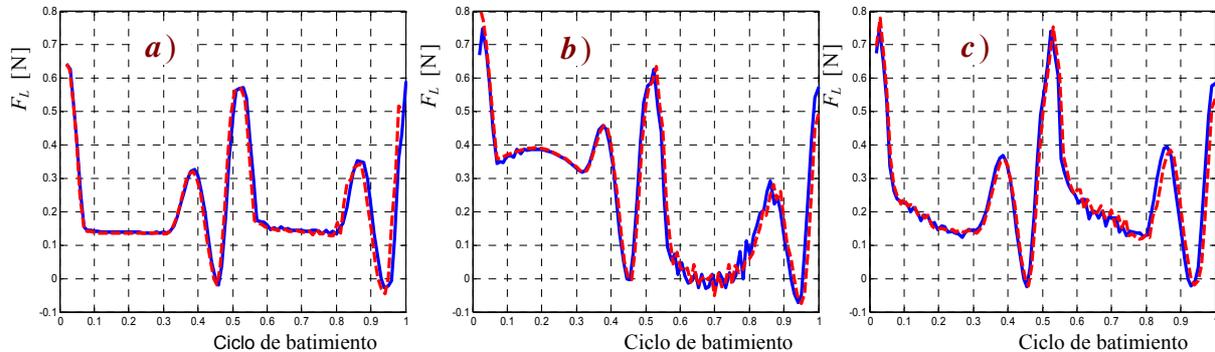


Figura 16: Fuerza de sustentación para diferentes configuraciones de vuelo. *a*) hover (vuelo suspendido); *b*) hover con una corriente de aire a -45° ; y *c*) hover con una corriente de aire a -90° .

En los tres gráficos de la Figura 16 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 prescripto.

En esta Sección se utilizó la ecuación de Bernoulli en su versión completa (Ecuación 14) para calcular la fuerza de sustentación sobre las alas del insecto debido a que no existe, en este caso, desprendimiento desde el borde de ataque. 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.

5.2 Desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque

En esta sección se consideraron dos casos:

Caso a) donde no se incluyó el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque.

Caso b) que incluye desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque.

Los dos casos considerados se ejecutaron para un ciclo de batimiento completo. El tiempo de ejecución en el caso a) fue de 4 horas mientras que en el caso b) fue de 10 horas. Ambos casos se ejecutaron 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.

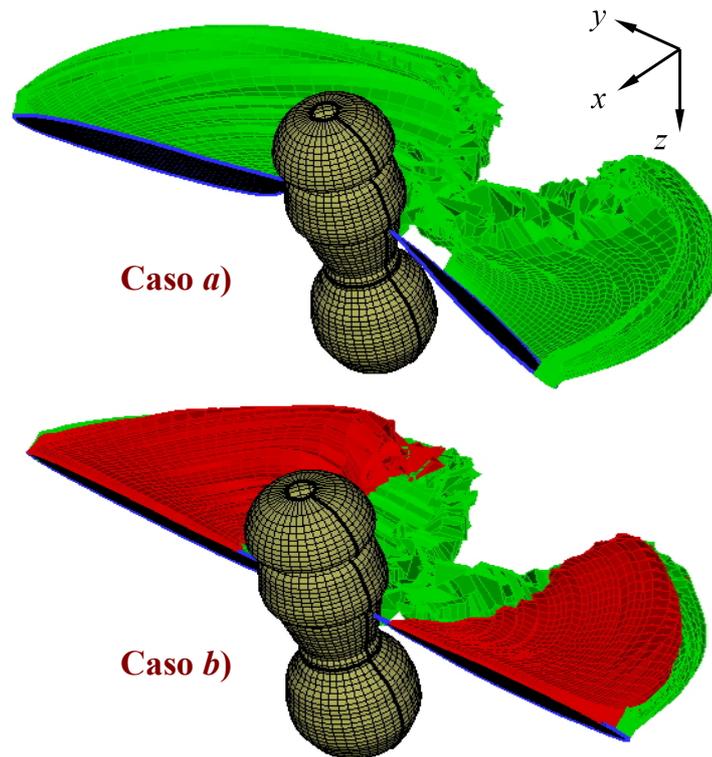


Figura 17: Evolución de la estela al 25% del ciclo de batimiento;
En el caso *a)* se ha ignorado el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque.

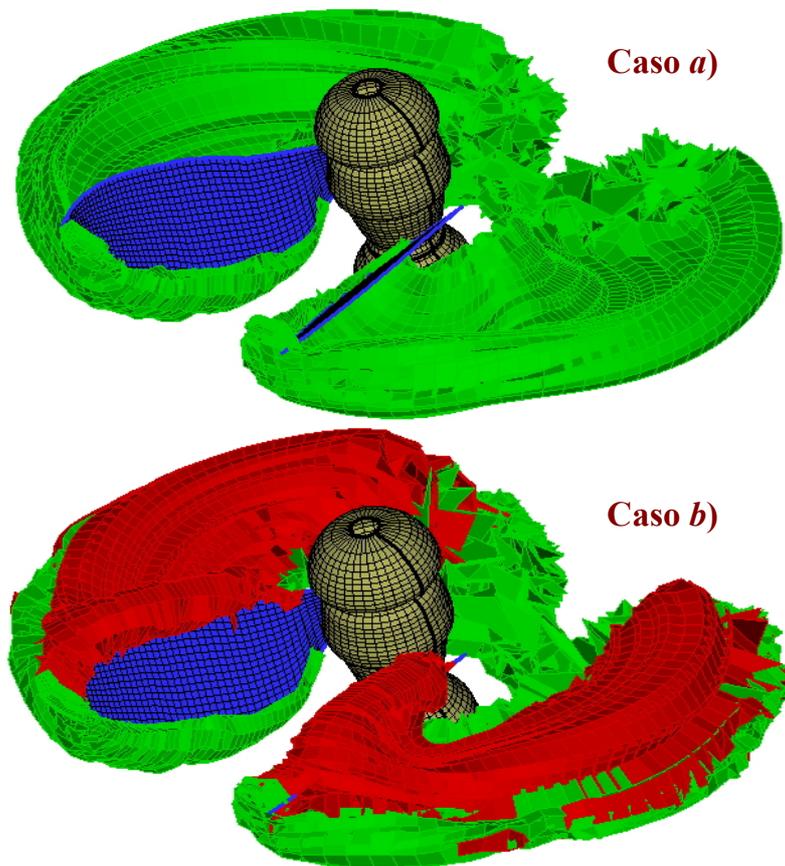


Figura 18: Evolución de la estela al 50% del ciclo de batimiento;
En el caso *a)* se ha ignorado el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque.

5.3 Visualización de partículas

Una alternativa interesante que presenta la herramienta computacional desarrollada es la de introducir en $t = 0$, una gran cantidad de partículas cuya densidad en las direcciones 'X', 'Y' y 'Z' es definida por el usuario. Luego, en cada instante, mediante el uso de la ley de Biot y Savart, se calcula la velocidad de cada partícula, la cual multiplicada por el intervalo de tiempo Δt genera un vector desplazamiento que permite actualizar la posición de las mismas. Debido a que las partículas bajo observación son siempre las mismas, se puede evidenciar con estas visualizaciones la deformación del volumen fluido producto del movimiento de las alas del insecto. Este tipo de visualizaciones puede observarse en la Figura 20. En esta Figura se grafica en forma separada el insecto y la deformación del volumen de fluido, esto debido al hecho de que las partículas de fluido opacan la visualización de la criatura inmersa en el fluido.

Las simulaciones numéricas presentadas en la Figura 20 son puramente cualitativas y se expusieron en este trabajo con el único propósito de poder visualizar el movimiento de las partículas de fluido alrededor del insecto. Se puede observar que las partículas de fluido son impulsadas hacia abajo a medida que el tiempo transcurre, lo cual implica que algo debe moverse hacia arriba (Ley de acción y reacción), en este caso el insecto.

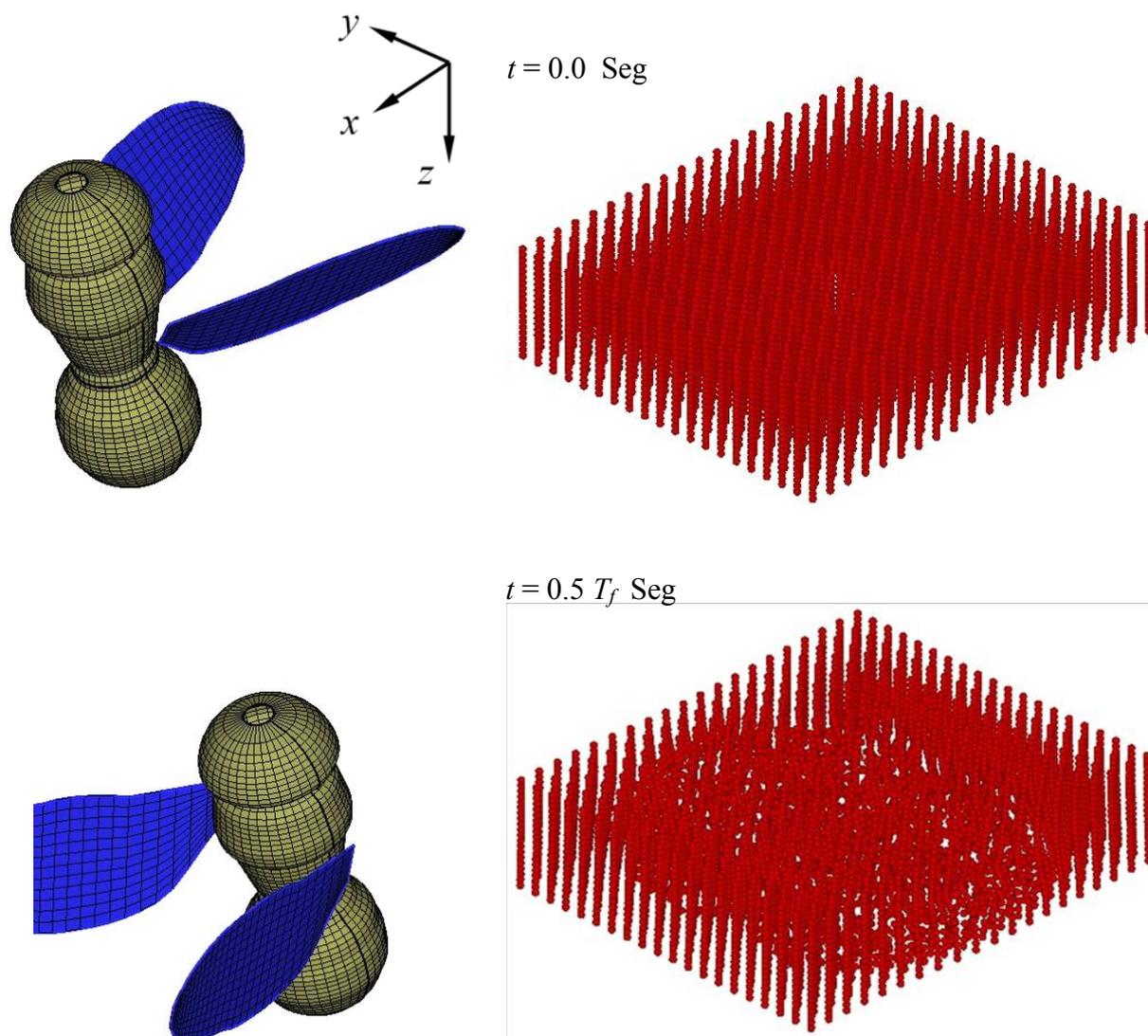


Figura 20: Visualización de partículas.

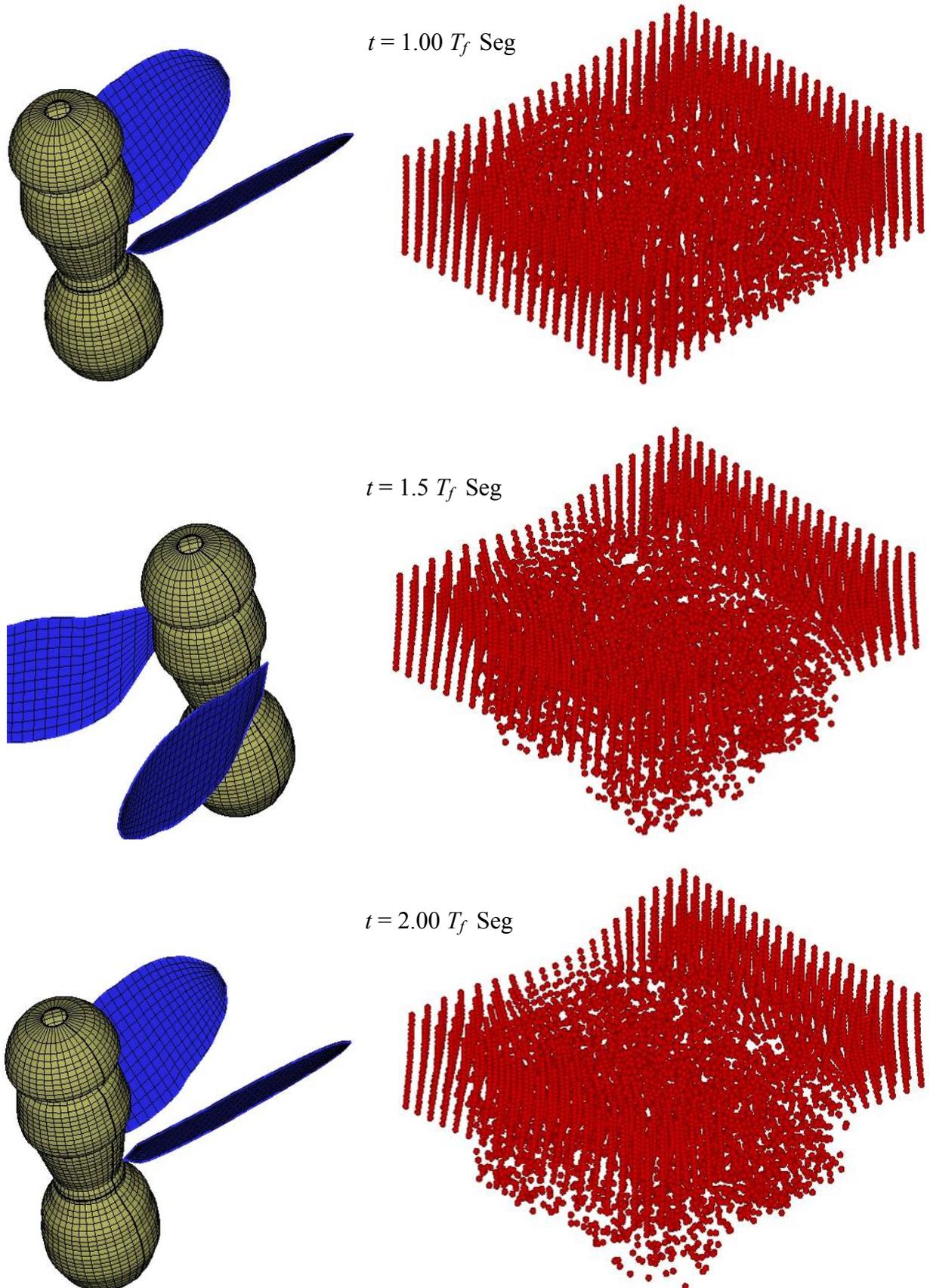


Figura 20: Visualización de partículas (continuación).

6 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 posibilitando, de esta manera, un estudio integral de la aerodinámica asociada a las alas batientes.

Se desarrolló un algoritmo numérico que permite adoptar diferentes geometrías para el cuerpo del insecto (cabeza, tórax y abdomen) e incluir el desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque y se lo combinó exitosamente con el UVLM. El modelo aerodinámico empleado permitió captar de manera satisfactoria la distribución de vorticidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al insecto (cuerpo y alas), la distribución de vorticidad y forma de las estelas, y la interacción aerodinámica entre las estelas que se desprenden de las alas y entre las estelas y las alas.

De los casos de estudios presentados en este trabajo se puede concluir que:

- 1) 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; y
- 2) la presencia del desprendimiento de vorticidad desde el borde de ataque tiene una incidencia significativa en el aumento de la fuerza de sustentación (máxima diferencia alrededor del 36 % hacia el final de cada fase traslacional). Este resultado es crucial porque permitiría explicar las grandes fuerzas de sustentación medidas experimentalmente sobre una gran variedad de insectos en vuelo libre.

Actualmente, los autores de este trabajo están desarrollando una técnica para computar el término correspondiente a la “derivada sustancial” del potencial de velocidades, algo que no fue tenido en cuenta en este esfuerzo.

Si bien el carácter de este trabajo es fundamentalmente cualitativo, permite demostrar que el modelo utilizado constituye un buen punto de partida para llegar a comprender de forma definitiva los mecanismos de vuelo utilizados por los insectos, como así también para combinar esta formulación con modelos de la dinámica estructural que permitan estudiar la aeroelasticidad del vuelo de insectos y aves pequeñas, y la aeroservoelasticidad de micro-vehículos aéreos de alas batientes inspirados en la biología.

REFERENCIAS

- Ansari, S.A., Żbikowski, R. and Knowles, K., Non-linear unsteady aerodynamics model for insect-like flapping wings in the hover. Part 2: implementation and validation. *Aerospace Engineering*, 220:169-186, 2006.
- Dickinson, M.H., Lehmann, F.O. and Sane, S.P., Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, 284:1954-1960, 1999.
- Dickinson, M.H., The effect of wing rotation on unsteady aerodynamic performance at low Reynolds numbers. *The Journal of Experimental Biology*, 192:179-206, 1994.
- Dickinson, M.H., Come to fly with me. *Engineering & Science*, No. 3, 2003.
- Ellington, C.P., The aerodynamics of hovering insect flight. IV. Aerodynamics Mechanisms. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences*, 305(1122):79-113, 1984.
- Ellington, C. P., The Novel Aerodynamics of Insect Flight: Applications to Micro-Air vehicles. *Journal of Experimental Biology*, 202(23):3439–3448, 1999.

- Galiński, C., and Żbikowski, R., Some problems of micro air vehicles development. *Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences* 55(1):91-98, 2007.
- Gordon, J., *The New Science of Strong Materials, or Why You Don't Fall Through the Floor*, 2nd Edition, Pelican-Penguin, London, 1976.
- Konstadinopoulos, P., Mook, D.T. and Nayfeh, A.H., A numerical method for general unsteady aerodynamics. AIAA-81-1877. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, August 19–21, Albuquerque, New Mexico, 1981.
- Lehmann, F.-O., The mechanisms of lift enhancement in insect flight. *Naturwissenschaften*, 91:101–122, 2004.
- Lehmann, F.-O., and Pick, S., The aerodynamic benefit of wing–wing interaction depends on stroke trajectory in flapping insect wings. *Journal of Experimental Biology*, 210:1362-1377, 2007.
- Markow, T., and O'Grady, P., *Drosophila: A Guide to Species Identification and Use*, Elsevier Inc., San Diego, California, 2006.
- Michelson, R.C. and Naqvi, M.A., Beyond biologically-inspired insect flight, *Low RE Aerodynamics on Aircraft Including applications in Emerging UAV Technology RTO-AVT von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture*, 2003.
- Mueller, T.J. and Delaurier, J.D., An overview of micro air vehicle aerodynamics. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 195:1-10, 2001.
- Preidikman, S., Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems. *Ph.D. Dissertation*, Dep. of Eng. Science and Mechanics, Virginia Tech, 1998.
- Ramamurti, R., and Sandberg, W.C., A Three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight. *Journal of Experimental Biology*, 205:1507– 1518, 2002.
- Roccia B., Preidikman S. y Massa J., Desarrollo de un Código Computacional para Simular y Analizar la Cinemática de Alas Batientes. *Revista Mecánica Computacional*, 26:3224-3245, 2007.
- Roccia, B., Preidikman, S., y Massa, J., De la biología a los insectos robots: Desarrollo de un código computacional interactivo para estudiar la cinemática de alas batientes. *Mecánica Computacional*, 27:3041-3058, 2008.
- Roccia, B., Preidikman, S., Ceballos, L., y Massa, J., Implementación del método de red de vórtices no-lineal e inestacionario para estudiar la aerodinámica de las alas batientes, *Mecánica Computacional*, 28:2955-2973, 2009.
- Sane, S.P. and Dickinson M., The control of flight fore by a flapping wing: Lift and drag production. *The Journal of Experimental Biology*, 204:2607-2626, 2001.
- Sane, S., The aerodynamics of insect flight. *The Journal of Experimental Biology*, 206:4191-4208, 2003.
- Singh, B., Ramasamy, M., Chopra, I. and Leishman, J.G., Experimental studies on insect-based flapping wings for micro hovering air vehicles. *Alfred Gessow Rotorcraft Center, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland at College Park, MD 20742*, 2004.
- Singh B. and Chopra I., Airloads prediction for flapping and rotary wing MAVs. *10th International workshop on aerolasticity of rotorcraft systems*, 2006.
- Tarvirdizadeh, B., A mathematical model for a flapping wing micro aerial vehicle. *Proceedings of the 17th IASTED International Conference, Modeling and Simulation*, Montreal, Canada, pp. 326-333, 2006.
- Usherwood, J. R., and Ellington, C. P., The Aerodynamics of Revolving Wings I. Model Hawkmoth Wings. *Journal of Experimental biology*, 205:1547–1564, 2002.
- Van den Berg, C., and Ellington, C., The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth. *Phil. Transaction Royal Society London B*, 352:329-340, 1997.
- Vest, M., and Katz, J., Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings. *AIAA Journal*, 34(7):1435–1440, 1996.
- Weis-Fogh, T., Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production. *Journal of Experimental Biology*, 59:169-230, 1973.