RAE

1. TIPO DE DOCUMENTO: Trabajo de grado para optar por el título de INGENIERO AERONÁUTICO.

2. TÍTULO: SIMULACIÓN DE UN FLAPPING-WING EN CFD-FLUENT CON CINEMATICA BASADA EN LA MOSCA DE FRUTA

3. AUTORES: Maryi Xiolesmy Alfonso Rodríguez, Karen Mayerlli Basto Mendoza, Brayant Nieto Gómez.

4. LUGAR: Bogotá, D.C

5. FECHA: Enero de 2015

6. PALABRAS CLAVE: Carrera de aleteo, Downstroke, Upstroke, Ciclo De Aleteo, Forward Flight, Hovering, M.A.V, Na, Pronación, Supinación, Water Treading, Udf.

7. DESCRIPCIÓN DEL TRABAJO: Este proyecto tuvo como objetivo principal analizar por medio de simulación en 2-D en CFD-FLUENT el flujo alrededor de las alas de la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster” y compararlos con datos experimentales. Para ello se definió el modelo matemático que describe el movimiento de las alas de la mosca. Se hace simulación en CFD en las configuraciones de vuelo “hovering” y “forward flight” y análisis y comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre obtenidos.

8. LÍNEAS DE INVESTIGACION: El presente proyecto se orienta a la línea de investigación de Aerodinámica aplicada.

9. METODOLOGÍA: El enfoque de investigación del presente proyecto es de tipo Empírico-Analítico, puesto que los efectos de trabajo están orientados a la investigación, experimentación y análisis de los resultados, con el objetivo de obtener un proceso de simulación computacional adecuada y así mismo comprobar los resultados con datos pre-obtenidos por procesos experimentales de otras entidades.

10. CONCLUSIONES: En la configuración hovering se tomaron dos ángulos más con el fin de analizar cómo este afecta los coeficientes aerodinámicos y generación de vórtices. Se analizó forward flight con un AoA de 34°, y ángulo de inclinación del plano de aleteo de 29°, equivalente a una velocidad media de la mosca. Aunque todos los autores recomiendan realizar el proceso computacional entre 2 y 10 ciclos, se simularon 12 ciclos para ratificar un comportamiento fijo y estable.

Para el análisis de forward flight fue fundamental que el plano de aleteo se inclina 29° con respecto a la velocidad de entrada y el cuerpo de la mosca tiene un grado diferente de inclinación a diferencia de la configuración de hovering; de esta manera se observó la presencia de otro fenómeno, vórtices karman, el cual es consecuencia del flujo de entrada, efecto característico en esta configuración.

Se evidenció que el fenómeno preponderante durante el ciclo en las dos configuraciones es el efecto Wagner el cual produce el LEV que permanece unido al perfil durante instantes de tiempo determinados e interactúa con las estelas de vórtices dejadas a lo largo del movimiento en ciclos anteriores. Esta condición es notoria en el caso 3 a 45º de AoA, ya que con un incremento del ángulo de ataque, la magnitud e interacción de vórtices aumenta.

Es de aclarar que el efecto Magnus no se desarrolla en la fase rotacional debido a que es muy pequeña y no alcanza la velocidad angular suficiente para lograr que el flujo cambie de dirección. Se observa un efecto espejo en el comportamiento del flujo durante el downstroke y upstroke en las capturas fotográficas analizadas.

A pesar de ser una simulación bidimensional y simplificada de la cinemática de la mosca, arroja valores muy próximos a la realidad y a estudios computacionales realizados en 2D, siendo completamente válidos para aplicativos en la industria. El comportamiento del flujo es similar para hovering y forward flight debido a las magnitudes de las fuerzas aerodinámicas, muestran un aumento y disminución de sustentación en el downstroke y upstroke respectivamente, debido a la dirección de traslación del ala con respecto a la velocidad de entrada en el momento en que el insecto se impulsa hacia adelante.

SIMULACIÓN DE UN FLAPPING-WING EN CFD-FLUENT CON CINEMATICA BASADA EN LA MOSCA DE FRUTA

MARYI XIOLESMY ALFONSO RODRÍGUEZ
KAREN MAYERLLI BASTO MENDOZA
BRAYANT NIETO GÓMEZ

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
PROYECTO DE GRADO

BOGOTÁ, D.C. 2014-2015

SIMULACIÓN DE UN FLAPPING-WING EN CFD-FLUENT CON CINEMATICA BASADA EN LA MOSCA DE FRUTA

MARYI XIOLESMY ALFONSO RODRÍGUEZ

KAREN MAYERLLI BASTO MENDOZA

BRAYANT NIETO GÓMEZ

Trabajo presentado como requisito parcial para optar por el título de profesional en Ingeniería Aeronáutica

Asesor:
M.Eng. JAIME ALBERTO ESCOBAR

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
PROYECTO DE GRADO

BOGOTÁ, D.C. 2014- 2015

NOTA DE ACEPTACIÓN

_____

_____

_____

_____

_____

Firma presidente del jurado

_____

Firma del jurado

_____

Firma del jurado

BOGOTÁ 2014-2015

DEDICATORIA

A nuestros padres quienes siempre nos han apoyado e incitado el espíritu de la dedicación y la perseverancia. Por quienes, mediante su voto de confianza, consejos y apoyo, no hubiese sido posible la culminación de esta investigación. A todos ellos dedicamos este proyecto.

AGRADECIMIENTOS

Queremos expresar nuestros más sinceros agradecimientos al Ing. Jaime Escobar quien aceptó ser el director de esta tesis. Por confiar en nuestras capacidades para llevar a cabo esta investigación y ser un pilar de fortaleza cuando el camino se tornó complicado, de igual forma queremos agradecer su orientación y consejos a lo largo de nuestro proceso como estudiantes, gracias a su influencia y estimulación despertó el espíritu investigativo en nosotros; por sus consejos, críticas y los retos planteados no solo nos hizo mejores estudiantes sino mejores personas y futuros profesionales. Muchas gracias ingeniero, esperamos siga siendo una fuente de motivación para sus estudiantes.

Debemos destacar al Ing. Omar López, quien a pesar de su poca disponibilidad de tiempo, compartió sus conocimientos los cuales aportaron de manera significativa en el desarrollo de esta tesis.

A Dios, por bendecirnos con buena educación y permitirnos conformar este grupo de trabajo que sin importar las dificultades siempre mantuvo la esperanza y el deseo de dar por finalizado felizmente este proyecto.

TABLA DE CONTENIDO

DEDICATORIA **6**

AGRADECIMIENTOS **7**

LISTA DE FIGURAS **10**

LISTA DE TABLAS **12**

NOMENCLATURA **13**

GLOSARIO **13**

1 INTRODUCCIÓN **16**

1.2 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN **17**
1.2.1 OBJETIVO GENERAL 17
1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS 17
1.3 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO **17**
1.3.1 ALCANCES 17
1.3.2 LIMITACIONES **¡ERROR! MARCADOR NO DEFINIDO.**
1.4 PLANTEAMIENTO – LINEAMIENTOS DE INVESTIGACIÓN **18**
1.4.1 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA 18
1.4.2 JUSTIFICACIÓN 18
1.4.3 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN 19
1.4.4 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA 19
1.4.5 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN 19
1.4.6 HIPÓTESIS 19
1.4.7 VARIABLES 19

2 MARCO TEÓRICO **20**

2.1 DEFINICIONES BÁSICA **20**
2.1.1 NÚMERO DE REYNOLDS 20
2.1.2 NÚMERO MACH 20
2.1.3 NÚMERO STROUHAL 20
2.2 MECANISMOS DE SOBRE-SUSTENTACIÓN **21**
2.2.1 EFECTO MAGNUS 21
2.2.2 VÓRTICE DEL BORDE DE ATAQUE - RETRASO DE LA ENTRADA EN PÉRDIDA 22
2.2.3 EFECTO KRAMER 22
2.2.4 EFECTO WAGNER 23
2.2.5 CAPTURA DE LA ESTELA 24
2.2.6 CLAP Y FLING 25
2.3 ANTECEDENTES **26**
2.3.1 INTERNACIONAL 26
2.3.2 NACIONAL 28

3 METODOLOGÍA 29

3.1 ASPECTOS GENERALES 29
3.2 MODELO MATEMÁTICO 30
3.2.1 ECUACIÓN DE CONTINUIDAD 30
3.3.2 ECUACIONES DE NAVIER-STOKES 31
3.3 MÉTODO DE SIMULACIÓN Y TEORÍA DE MALLA 31
3.4 DEFINICIÓN Y MODELAMIENTO DE LA DINÁMICA DE LAS ALAS (ROTACIÓN Y TRASLACIÓN) 32
DINÁMICA DE ALAS BATIENTES 32
3.5 VALIDACIÓN 2D = 3D 34
3.6 METODOLOGÍA DE LA UDF 36
3.7 DIAGRAMA DE FLUJO ANÁLISIS CFD 37
3.8. PARÁMETROS DE LA MALLA 37
3.9 ESTUDIO DE CONVERGENCIA DE DENSIDAD DE MALLA 38
3.10 CASO DE ESTUDIO 39

4 DESARROLLO DE INGENIERÍA 40

4.1 SOLUCIÓN DEL PROBLEMA 40
4.1.1 PARÁMETROS DE REFERENCIA 40
4.1.2 PROGRAMACIÓN DE LA CINEMÁTICA 41
4.1.3 MALLA DINÁMICA 43
4.1.4 CONFIGURACIÓN DEL CASO 44
4.2 MÉTODOS DE SIMULACIÓN 45
4.3 ESTUDIO DEL PASO DEL TIEMPO 45
4.4 CRITERIO DE CONVERGENCIA 46
ESTUDIO DE CONVERGENCIA DE FUERZAS DE SUSTENTACIÓN Y ARRASTRE EN HOVERING 47
ESTUDIO DE CONVERGENCIA COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y ARRASTRE EN FORWARD FLIGHT 49
4.5 RECURSOS COMPUTACIONALES 50

5 RESULTADOS 51

5.1 PROCESAMIENTO Y ANÁLISIS DE LOS RESULTADOS 51
CASO HOVERING O VUELO SOSTENIDO 52
ANÁLISIS CONTORNOS DE CIRCULACIÓN DE VORTICIDAD 53
COEFICIENTES PROMEDIO Y EFICIENCIA PROMEDIO SEGÚN EL AOA EN HOVERING 54
CASO FORWARD FLIGHT O VUELO HACIA ADELANTE 55
5.2 COMPARACIÓN DE RESULTADOS 58
COMPARACIÓN MODO HOVERING 58
ANÁLISIS CONTORNOS CIRCULACIÓN DE VORTICIDAD 60
COMPARACIÓN MODO HOVERING Y FORWARD FLIGHT 64

6 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES 66

CONCLUSIONES 66
RECOMENDACIONES 68

7 BIBLIOGRAFÍA 69

ANEXO A 73

CODIGO UDF 73

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Trayectoria de aleteo de la mosca de fruta 21

Figura 2. Representación esquemática del retraso de entrada en pérdida y de la sustentación rotacional 23

Figura 3. Efecto Wagner y captura de estela 24

Figura 4. Interacciones entre el ala y las estelas. 25

Figura 5. Esquema de secciones de ala acercándose entre sí durante el clap y separándose durante el fling 26

Figura 6. Diagramas esquemáticos de sistemas de coordenadas, cinemática de aleteo y movimiento del cuerpo 32

Figura 7. Representación de los tres ángulos asociados con el movimiento de vuelo flotante para un modelo mosca de fruta 33

Figura 8. Medio aleteo durante el ciclo batiente. 33

Figura 9. Características básicas de la superficie de sustentación 34

Figura 10. Comparación región simulación 2D y 3D 35

Figura 11. Representación coeficiente de sustentación 36

Figura 12. Diagrama de flujo del Proyecto. 37

Figura 13. Representación gráfica cinemática de movimiento. 42

Figura 15. Vistas de malla 43

Figura 16. Comparación coeficiente de sustentación y arrastre entre Time Steps de 1e-5 y 1e-6 para un ángulo de ataque de 25°. 46

Figura 17. Estudio de convergencia coeficiente de sustentación en Hovering. 48

Figura 18.Estudio de convergencia coeficiente de arrastre en Hovering. 49

Figura 19.Estudio de convergencia coeficiente de sustentación y arrastre en Forward Flight. 50
Figura 20. Representación de las etapas del ciclo y la fase traslacional durante la carrera de aleteo. 51

Figura 21. Comparación coeficientes de sustentación y arrastre para diferentes ángulos de ataque 52

Figura 22. Contornos circulación de vorticidad para los ángulos de ataque 25°, 35° y 45°. 53

Figura 23. Comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre promedio respecto al ángulo de ataque (AoA) 52

Figura 24. Eficiencia promedio comprado según AoA. 55

Figura 25. Representación coeficientes de sustentación y arrastre para modo Forward Flight. 56

Figura 26. Contornos de circulación de vórtice. Visualización de la formación e interacción de los vortices Karman. 54

Figura 27.Contornos de circulación de vórtice durante el upstroke. 57

Figura 28. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 25° con datos experimentales y CFD. 59

Figura 29. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 35° con datos experimentales y CFD. 59

Figura 30. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 45° con datos experimentales y CFD. 60

Figura 31. Comparación de los contornos de circulación de vorticidad con AOA de 45° durante el dowmstroke con resultados experimentales y computacionales preliminares. 62

Figura 32. Comparación de los contornos de circulación de vorticidad con AOA de 45° durante el upstroke con resultados experimentales y computacionales preliminares. 63

Figura 33. Comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre en modo hovering y forward flight. 64

Figura 34. Comparación contornos de vorticidad en modo Hovering y Forward flight a A0A 35° y 34° respectivamente. 65

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Parámetros físicos diferentes insectos 26
Tabla 2. Parámetros físicos 37
Tabla 3. Definición ángulos utilizados para modo hovering. 38

Nomenclatura

AoA	ángulo de ataque	
z	altura de la celda más cercana al perfil	Eq.(11)
α_a	amplitud de movimiento	Eq.(13)
h_a	amplitud del movimiento en media carrera de aleteo	Eq.(12)
β	ángulo de inclinación del plano de aleteo	
μ	coeficiente absoluto de viscosidad	Eq.(1)
v	coeficiente cinemático de viscosidad	Eq.(1)
C_d	coeficiente de arrastre	
C_f	coeficiente de fricción	Eq.(8)
C_l	coeficiente de sustentación	
y	coordenada eje vertical	Eq.(4)
x	coordenada eje horizontal	Eq.(4)
R	constante de los gases	Eq.(16)
ρ	densidad	Eq.(1)
α_0	desfase de la ecuación de movimiento y velocidad	Eq.(12)
$\emptyset$	desfase de la ecuación de movimiento y velocidad	Eq.(13)
l	distancia al borde de viscosidad	Eq.(1)
ε	escala disipación de la energía	Eq.(17)
εta	escala Kolmogorov	Eq.(18)
T_w	esfuerzo cortante	Eq.(8)
f	frecuencia del aleteo	Eq.(12)
Δt	incremento del tiempo	Eq.(6)
L	longitud característica / de la placa	Eq.(3)
m	masa	Eq.(5)
M_m	masa molar	Eq.(16)
h	movimiento traslacional	Eq.(12)
α	movimiento rotacional	Eq.(13)
M	número Mach	Eq.(2)
Re	número Reynolds	Eq.(1)
S	sección de área	Eq.(6)
y^+	parámetro adimensional de altura de celda	Eq.(11)
S_t	número strouhal	Eq.(3)
u_{i*}	sumatoria de las velocidades	Eq.(7)
x_{i*}	sumatoria del desplazamiento	Eq.(7)
t	tiempo	Eq.(12)
T	temperatura	Eq.(16)
$u`$	valor cuadrático medio de la velocidad de un gas	Eq.(16)
U	velocidad del flujo	Eq.(3)
U_t	velocidad de fricción en la pared más cercana	Eq.(10)
C	velocidad del sonido	Eq.(2)
V	velocidad máxima promedio	Eq.(1)
V_∞	velocidad 'forward flight'	
$omega[z]$	velocidad rotacional	Eq.(15)
$vel[x]$	velocidad traslacional	Eq.(14)

ω frecuencia Eq.(3)

GLOSARIO

AoA: ángulo de ataque (Angle of Attack por sus siglas en inglés).

CICLO DE ALETEO: describe todo el patrón de batimiento simétrico del insecto respecto al eje de referencia iniciado por el downstroke.

CARRERA DE ALETEO: se refiere a medio ciclo de aleteo (downstroke o upstroke).

DOWNSTROKE: movimiento del ala desde la parte dorsal hasta el vientre de la mosca de fruta. En este estudio, corresponde a la primera mitad (carrera) del ciclo.

DNS: simulación numérica directa (Direct Numeral Simulation por sus siglas en inglés). En esta se resuelven todas las ecuaciones de Navier-Stokes.

FORWARD FLIGHT: movimiento hacia delante que es descrito por la tasa de avance instantánea respecto al tiempo.

HOVERING: se refiere al vuelo sostenido del insecto donde la velocidad de avance es cero. Para ello, los insectos deben llevar aire limpio del flujo ambiente, deshaciéndose de los vórtices desordenados que se han creado para obtener una elevación sostenida.

M.A.V: micro aerial vehicle.

M.V.S: microsoft visual studio.

NA: modo normal de aleteo sostenido donde se mantiene el mismo borde de ataque durante todo el ciclo de aleteo.

PITCH UP: Cabeceo que realiza el perfil antes de terminar cada carrera.

PRONACIÓN: se refiere a una fase de rotación antes del inicio del downstroke.

SKWENESS: se define como la diferencia entre la forma de la celda y la forma de una celda equilátera de mismo volumen.

SUPINACIÓN: se refiere a una fase de rotación antes del inicio del upstroke.

RANS: Reynolds Averaged Navier-Stokes.

WATER TREADING: modo de batimiento sostenido donde a medio ciclo varia el borde de ataque.

UDF: User Defined Function por sus siglas en inglés. Como su nombre lo dice, es una función definida por el usuario en lenguaje de programación C que se puede cargar de forma dinámica con el solucionador de ANSYS® FLUENT para mejorar sus características estándar.

UPSTROKE: movimiento del ala desde la parte del vientre hasta el dorso de la mosca de fruta. En este estudio, corresponde a la segunda mitad (carrera de regreso) del ciclo.

1 INTRODUCCIÓN

Son múltiples las ocasiones en que llegar a un punto de gran altura o acceder a cierto terreno con el fin de inspeccionar, reconocer o explorar, se convierte en una tarea difícil y peligrosa. Por esta y muchas otras dificultades, surgió la supervisión aérea autónoma.

Un ejemplo cotidiano de supervisión aérea es la búsqueda de víctimas después de un desastre natural o accidentes provocados por el ser humano. Estas situaciones ponen en riesgo, incuestionablemente, la vida de las personas que realizan este tipo de actividades. Por esta razón, los vehículos aéreos que laboran en este campo, en su mayoría son no tripulados (U.A.V's y M.A.V's) y de un tamaño muy pequeño comparado con las aeronaves tradicionales. Para estos vehículos se han desarrollado complejas técnicas de control, empleando sistemas avanzados de comunicación.

Hasta el momento, los prototipos aéreos que se han desarrollado, han sido ingeniosos, con un alto grado de estabilidad y maniobrabilidad. Estos diseños están basados, en su mayoría, en el modelo convencional de una aeronave. Pero, la aerodinámica y principio de vuelo de estos vehículos se acerca muy poco a la realidad del vuelo en el mundo natural, el cual es resultado de miles de años de evolución; decenas de años han trascurrido desde que el ser humano inició a incursionar y avanzar en este campo. Por eso, explorar e investigar el vuelo de los animales, le brinda la oportunidad al ser humano de dar un paso hacia el futuro en la tecnología aeronáutica.

El complejo aleteo, la rugosidad y diseño de las alas, entre otros factores, son la causa de que los insectos tengan un vuelo eficiente, estable y de gran maniobrabilidad en comparación con otros animales voladores, por lo que, biólogos alrededor del mundo, han estado investigando en la últimas décadas acerca de la aerodinámica de los insectos y qué los hace unos excelentes voladores.

El gran aporte tecnológico y social que implica la implementación de un prototipo M.A.V basado en el vuelo de los insectos, llevó a la idea de realizar un proyecto que ayude a la investigación de la cinemática de las alas batientes en la mosca de fruta "Drosophila Melanogaster".

Con la tendencia en la actualidad de las simulaciones numéricas de dinámica de fluidos (CFD), que permiten reproducir condiciones muy cercanas a la realidad de los fluidos, la propuesta de este proyecto es simular en ANSYS® FLUENT la cinemática de las alas batientes de la mosca de fruta, cuyo objetivo es predecir las características aerodinámicas de este insecto, que proporcionarán información adoptable para futuros diseños de prototipos M.A.V que quieran aplicar estos

modelos de la naturaleza. A lo largo del desarrollo de este documento se referencian investigaciones similares, parámetros fundamentales para lograr la simulación en CFD y las condiciones que fueron necesarias para obtener los resultados presentados; adicionalmente, de forma simplificada se explican las características básicas del movimiento de las alas de la mosca y las teorías físicas que implican dicho movimiento.

1.2 Objetivos de la investigación

1.2.1 Objetivo General

Analizar el flujo de aire en dos dimensiones alrededor de las alas de la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster” por medio de la simulación CFD-FLUENT en 2-D y compararlos con datos numéricos y experimentales disponibles.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Definir el modelo matemático que describe el movimiento del ala de la mosca de fruta a partir de la información disponible en publicaciones técnicas.
- Simular en CFD-FLUENT 2-D las configuraciones de “hovering” y “forward flight” para la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster”.
- Analizar los coeficientes de sustentacion y arrastre obtenidos y compararlos con datos experimentales.
- Realizar un artículo publicable.

1.3 Alcances y limitaciones del proyecto

1.3.1 Alcances

- El estudio se basa en la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster”.
- La sección de ala, los parámetros de la simulación y las propiedades aerodinámicas se basan en las investigaciones hechas anteriormente por otras entidades.
- La malla y simulación se realizarán en el software ANSYS® FLUENT Academic Resource.
- La simulación se realizará en 2-D.
- Se estudiarán las configuraciones de vuelo “hovering” y “forward flight” a una velocidad específica para la mosca de fruta.
- Los resultados obtenidos en la simulación se compararán con datos experimentales y numéricos disponibles.

1.3.2 Limitaciones

- No se realizará el análisis en un insecto diferente a la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster”.
- No se realizará práctica experimental para la comparación de resultados.

- No se harán prácticas en otras herramientas computacionales además de ANSYS® FLUENT Academic Resource.
- La simulación no se realizará en 3-D.
- No se estudiará otra configuración de vuelo diferente a las de “hovering” y “forward flight” con la velocidad y ángulo definido.
- No se definirá ningún tipo de ecuación que modele el movimiento y aerodinámica de los insectos.
- El número de elementos, la calidad de la malla y el modelo de turbulencia estarán restringidos por la capacidad computacional disponible en la universidad.
- No se realizará análisis de modelos de turbulencia y sensibilidad de malla.

1.4 Planteamiento – Lineamientos de investigación

1.4.1 Planteamiento del Problema

Actualmente, un tema de interés por parte de universidades y entidades de investigación es el estudio teórico-práctico del flujo presente alrededor de los insectos en fase de vuelo. Esto, debido a que los insectos operan a bajo número de Reynolds; además, la sustentación y el empuje se generan con el aleteo, el cual crea un gran número de vórtices y turbulencias alrededor del insecto. Este flujo de aire no es estable, como en las aeronaves convencionales, por lo que es necesario realizar una simulación en ANSYS® FLUENT para analizar y conocer, dentro de las posibilidades de esta técnica, la aerodinámica de los insectos.

¿SE PUEDE REPRODUCIR EL COMPORTAMIENTO DEL FLUJO ALREDEDOR DE LAS ALAS DE LA MOSCA DE FRUTA EMPLEANDO LAS HERRAMIENTAS COMPUTACIONALES DISPONIBLES EN LA UNIVERSIDAD?

1.4.2 Justificación

La creación de un diseño de aeronave basada en el vuelo y anatomía de los insectos, es una solución para los requerimientos de Micro vehículos aéreos, ya que estos son de un tamaño muy reducido y su vuelo tiene un alto grado de libertad, control y estabilidad. Para generar dicho vehículo aéreo, es necesario realizar la simulación computacional CFD examinando minuciosamente el comportamiento del flujo en el vuelo de un insecto.

El desarrollo del proyecto aporta al conocimiento teórico-práctico en cuanto al tema de simulación en CFD y la aerodinámica de los insectos, un tema a la fecha poco estudiado en nuestro país; además, con los conocimientos y experiencia que se adquieren en el presente proyecto se contribuye a futuros estudios y diseños de “Flapping-Wing”. La práctica permitirá a futuros investigadores partir de condiciones de simulación ya establecidas, evitando el proceso de ensayo y error de diferentes modelos y parámetros de simulación.

1.4.3 Enfoque de la investigación

El enfoque de investigación del presente proyecto es de tipo Empírico-Analítico, puesto que los efectos de trabajo están orientados a la investigación, experimentación y análisis de los resultados, con el objetivo de obtener un proceso de simulación computacional adecuada y así mismo comprobar los resultados con datos pre-obtenidos por procesos experimentales de otras entidades.

Proceso que dará lugar al uso de criterios y cálculos físicos y matemáticos desde el punto de vista de ingeniería, observando y recopilando información científica que proporcione apoyo teórico a la investigación.

1.4.4 Línea de investigación de usb / sub-línea de facultad / campo temático del programa

El presente proyecto se orienta a la línea de investigación de Aerodinámica aplicada.

1.4.5 Técnicas de recolección de información

La técnica de recolección de información a utilizar será la Técnica Documental dirigida específicamente a la Revisión de documentos y reportes, revistas, libros y artículos de índole científico relacionados al tema de investigación. Para lo cual se tendrá en cuenta información cualitativa y cuantitativa que permita soportar el proceso investigativo y comprobación de resultados.

1.4.6 Hipótesis

Por medio de la simulación en ANSYS® FLUENT 2-D se puede observar el comportamiento de flujo alrededor del flapping-wing de la mosca de fruta “Drosophila Melanogaster” y obtener coeficientes de fuerzas aerodinámicas confiables.

1.4.7 Variables

Variables Independientes

Tipo de insecto, geometría del ala, Número Reynolds, Número Mach, Frecuencia de aleteo, Velocidad de Aleteo, malla, condiciones de entrada.

Variables Dependientes

Distribución de Fuerzas, Coeficientes de Sustentación y Arrastre.

2 MARCO TEÓRICO

2.1 Definiciones Básica

2.1.1 Número de Reynolds

El número de Reynolds (*Re*) es un número adimensional utilizado para caracterizar el movimiento de un fluido, combinando los efectos del flujo a diferentes velocidades. El número Reynolds se expresa por:

$$Re = \frac{V * l}{v} = Re = \frac{\rho * V * l}{\mu} \quad (1)$$

El Número de Reynolds presente en el vuelo de un insecto o un ave es menor a 10^5 (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

2.1.2 Número Mach

El número Mach permite evaluar si los fenómenos de densidad del aire y compresibilidad tienen o no mucha importancia en el efecto producido sobre el perfil, específicamente en el factor de velocidad. En los fenómenos del vuelo se puede considerar que el aire es incomprensible para Mach inferiores a 0,3.

Se define Mach como:

$$M = \frac{V}{C} \quad (2)$$

El número Mach promedio generalmente utilizado en este tipo de estudio es de M=0.03, (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008), por ende el fluido será incompresible, laminar e inestable con densidad constante, lo cual no afectará el modelo de simulación en absoluto.

2.1.3 Número Strouhal

Este número adimensional describe mecanismos de flujo oscilante que caracteriza la dinámica de vórtices y su comportamiento de desprendimiento. Se puede considerar como la relación entre la frecuencia de desprendimiento de vórtices y la longitud característica con respecto a la velocidad del flujo (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008) (Seifert, 2012).

$$S_t = \frac{\omega L}{U} \quad (3)$$

2.1.4 Trayectoria de aleteo

La mosca de fruta depende de varias trayectorias de aleteo para producir las fuerzas aerodinámicas necesarias, y para así mantener su posición ya sea en caso de “hovering” o “forward flight”. En la figura 1 se muestran las diferentes trayectorias para las dos clasificaciones de aleteo consideradas en este estudio paramétrico.

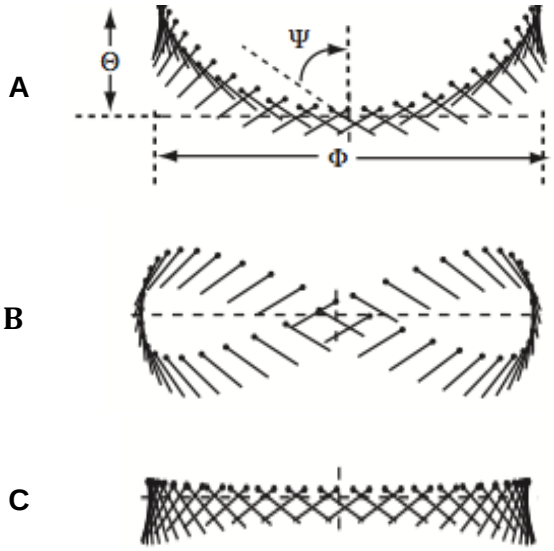


Figura 1. Trayectoria de aleteo de la mosca de fruta. (A) Trayectoria en forma de U. Muestra la trayectoria de la Drosophila en aleteo libre. (B) Trayectoria en forma de 8 sin corrección al final de la carrera. (C) Amplitud del aleteo sin desviación. (B.Cheng, 2009)

La trayectoria de aleteo en forma de U representa una versión simplificada que se obtiene al tomar medidas de una mosca en modo de vuelo libre, es decir sin ningún tipo de instrumento que sostenga o fije la mosca, como se realiza en la mayor parte de los experimentos. En la figura 1A se representa esquemáticamente la amplitud de aleteo (Φ), desviación máxima (Θ) y el ángulo de rotación (Ψ). Los movimientos descritos en la figura 1A, 1B y 1C son válidos para simular el modo de vuelo hovering; sin embargo, para forward flight la geometría de la cinemática que mejor describe este caso es en forma de óvalo o con un plano de aleteo lineal (figura 1C).

2.2 Mecanismos de Sobre-Sustentación

2.2.1 Efecto Magnus

El efecto Magnus es bien conocido por producir una fuerza de sustentación en un cuerpo que rota. La fuerza en este efecto surge de la circulación generada por un cuerpo de superficie suavizada, como la de un cilindro o una esfera, puesto en movimiento de rotación y traslación con respecto al fluido circundante. El efecto se explica por la generación de un vórtice que en la parte inferior del objeto fluye en contra de la trayectoria de la corriente en el infinito y otro vórtice en el lado superior que fluye a favor. Debido a esto, se producen diferencias de velocidad inducida y de presión entre las superficies superior e inferior del objeto, de acuerdo al principio de Bernoulli, que resultan en una fuerza de sustentación perpendicular a la corriente del fluido (Seifert, 2012).

En el caso de los insectos, si un aleteo genera sustentación a través de un mecanismo similar al efecto Magnus, la orientación de la fuerza resultante debe también depender de manera crítica de la dirección de rotación del ala. El aprovechamiento tanto de estructuras de flujo con vórtices como del efecto Magnus genera un pico máximo de sustentación durante el "pitch-up" del ala. Este pico máximo puede ser el resultado de la captura de estelas (wake-capture) y/o procesos de aceleración rápida después de que el ala invierte su dirección (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

2.2.2 Vórtice del Borde de Ataque - Retraso de la entrada en Pérdida

Uno de los mecanismos de aumento de sustentación con mayor contribución es el vórtice de borde de ataque o Leading Edge Vortex (LEV), el cual retrasa la entrada en pérdida (delayed stall), como se muestra en la figura 2. Esto es causado por la aceleración rápida del perfil alar partiendo del reposo obteniendo una sustentación mayor por un corto periodo de tiempo (Sane S. P., 2003).

Este vórtice en el borde de ataque (LEV) permanece en cada medio aleteo y es responsable por el aumento de la sustentación, es producido y alimentado por la separación del fluido en el borde de ataque y se traslada a lo largo de la envergadura. Se genera cerca a la raíz del ala y gira hacia la punta donde se une con el vórtice de punta (Tip vortex, TiV) y se convierte en la estela de fuga. El LEV permanece unido al ala durante la mayoría del medio aleteo y es despojado al final cuando se genera la rotación (H.Dickinson., ., & Sane., 1999) (Fry., Sayaman., & H.Dickinson, 2005).

2.2.3 Efecto Kramer

Para realizar maniobras en vuelo, al final de cada upstroke y downstroke, las alas de los insectos realizan pronación y supinación respectivamente tomando como eje de rotación su envergadura, lo cual les permite mantener el ángulo de ataque positivo y generar sustentación al trasladarse, como se aprecia en el downstroke descrito por el perfil de la Figura 2. Al efectuar una rotación antes de terminar cada medio ciclo, es decir una rotación adelantada (advanced rotation), se genera un

pico máximo de sustentación con dirección positiva. Por otro lado, un retraso en la rotación del ala (delayed rotation) en la supinación o pronación genera un pico minimo de sustentación. Estos picos, generados por el control en el tiempo de rotación del ala, son esenciales para la rápida maniobrabilidad de la mosca (Sane S. P., 2003).

A causa de la circulación rotacional, las fuerzas netas en un ala actúan normal a su cuerda, no perpendicular a la dirección de movimiento; además, las fuerzas viscosas del aire hacen que el flujo salga suave y tangencialmente por el borde de fuga. Este efecto, denominado la condición de Kutta, fija un punto de estancamiento para el fluido en el borde de fuga del ala y como consecuencia la cantidad de circulación y la fuerza producida dependen críticamente de la posición del eje de rotación (Busra Akay., 2007) . Durante la rotación del ala se genera circulación adicional, la cual provoca fuerzas de rotación que aumentan o disminuyen la fuerza neta de traslación, efecto conocido como el efecto Kramer (Sane. & H.Dickinson, 2002).

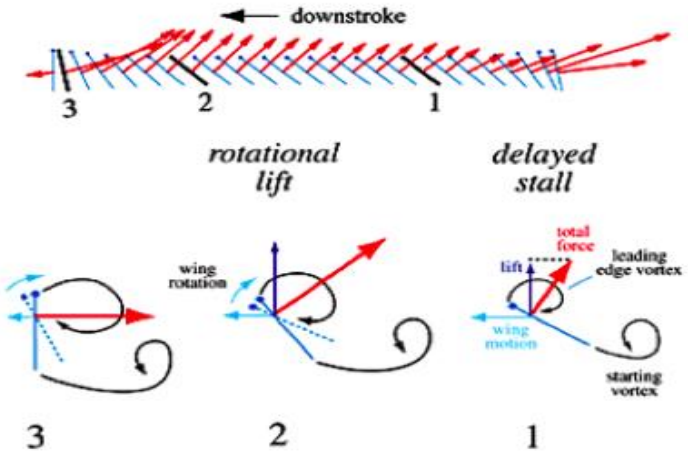


Figura 2. Representación esquemática del retraso de entrada en pérdida (2-1) y de la sustentación rotacional (2-2). (Busra Akay., 2007)

En la Figura 2, el ala se mueve de derecha a izquierda durante una carrera descendente de aleteo (downstroke), las flechas de color azul claro indican la dirección y rotación del movimiento del ala y las flechas rojas indican la dirección y magnitud de la fuerza neta que se genera en el plano de la carrera (Busra Akay., 2007).

2.2.4 Efecto Wagner

El vuelo de los insectos depende de ciclos repetitivos compuestos por etapas de traslación y rotación, simplificadas como inicio, fin y regreso equivalentes a un ciclo. Cada rotación al iniciar y/o terminar un medio ciclo está compuesto por tres fases: desaceleración, reverso y aceleración como muestran las partes a, b y c de la figura 3. Este comportamiento “inicio-fin-reverso” es fundamental para la

aerodinámica que hace posible el vuelo de los insectos; al iniciar el movimiento, el ala desprende un vórtice de inicio (starting vortex) que circula en sentido opuesto al flujo presente alrededor del ala, aumentando de esta forma la sustentación producida tal como se evidencia en la figura 3, lo que se conoce como efecto Wagner. Cuando el ala desacelera, se desprende un vórtice de parada (stopping vortex) al final del medio aleteo, el cual no permite que la sustentación producida se reduzca. Cuando se efectúa la rotación del ala e inicia la trayectoria de regreso, se producen nuevos vórtices de inicio que se mezclan con los vórtices desprendidos al final del medio ciclo anterior, aumentando el efecto Wagner (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006).

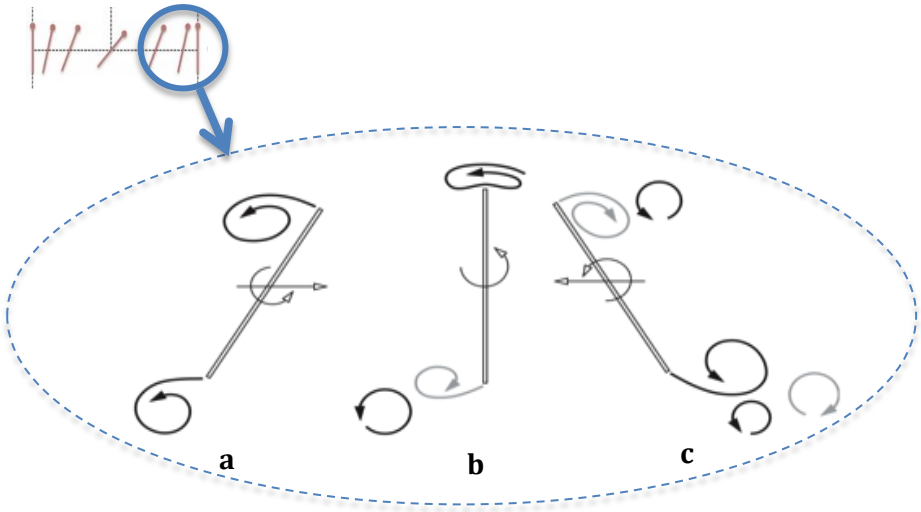


Figura 3. Efecto Wagner y captura de estela (vórtices en sentido de las manecillas del reloj en gris) (a) Mientras el ala desacelera al final del medio ciclo, un vórtice de parada se desprende. (b) Durante la rotación, se desprende un vórtice de circulación opuesto que surge de la rotación de cabeceo efectuada. (c) Al inicio de la segunda fase del aleteo, un vórtice de inicio es desprendido con la misma circulación del vórtice de parada desprendido anteriormente *(Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006).*

2.2.5 Captura de la Estela

La energía en forma de momentum y calor, liberada del aleteo se recupera y aprovecha por medio de la interacción entre el ala y las estelas generadas, proceso llamado captura de estelas (wake capture), el cual es empleado para aumentar el rendimiento aerodinámico. Este efecto se evidencia principalmente en la etapa de *hovering*, haciendo necesario simular varios ciclos para alcanzar un estado periódico (Sane S. P., 2003).

Este fenómeno se produce inmediatamente con el cambio de dirección del ala durante la pronación y supinación evidentes al final y principio de cada medio ciclo (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006) (Lehmann. F. O., 2008).

En la figura 4 se observa la desaceleración del ala (A, B) para cambiar de dirección y efectuar la rotación, en el cual se desprende el vórtice del borde de ataque y se genera un vórtice de borde de fuga. Estos vórtices de circulación opuesta inducen una corriente entre ellos (C, D) que aumenta la velocidad relativa que entra al perfil alar (E, F) por lo tanto se presentan picos máximos en los coeficientes aerodinámicos (Anderson. & Major, 2011) (Leguizamón, 2012) (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006) (Lentink & Dickinson , 2009).

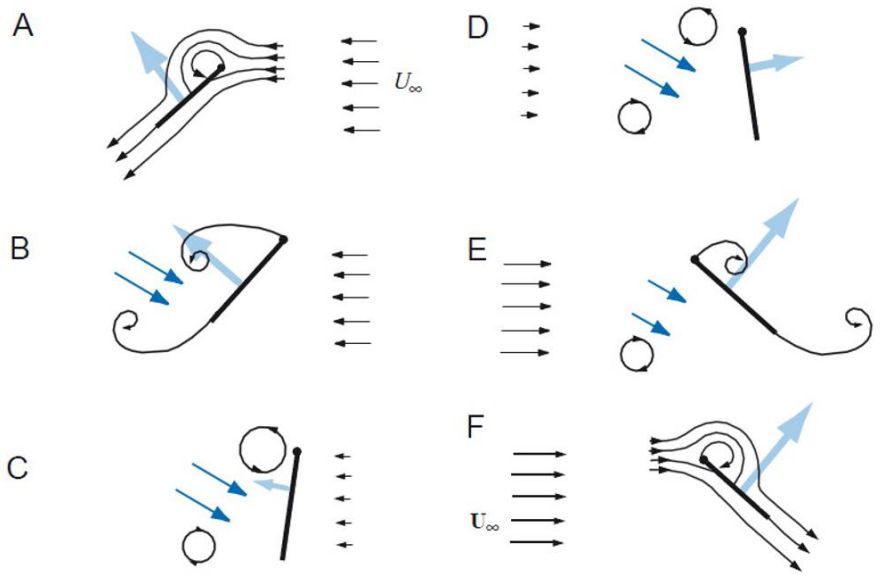


Figura 4. Interacciones entre el ala y las estelas. Partes A-F muestran una sección del ala en el transcurso de un ciclo. (Sane S. P., 2003)

2.2.6 Clap y Fling

Los insectos pueden incrementar la producción de fuerzas aerodinámicas por medio de la interacción entre las alas, al encontrarse y separarse, encima del cuerpo del insecto durante la etapa de pronación. Este mecanismo de aumento de sustentación se conoce como Weis-Fogh´s "clap and fling" (Sane S. P., 2003).

En la primera parte de este mecanismo, "clap", los bordes de ataque de ambas alas se tocan antes de los bordes de fuga, cerrando progresivamente el espacio entre las alas como se muestra en la figura 5 (A, B, C). Después de estar totalmente paralelas, se inicia la segunda fase del mecanismo, "fling". Esta parte comienza cuando los bordes de ataque se separan, generando un vacío entre las alas que da paso a una corriente de aire en dirección al borde de fuga, abriendo progresivamente hasta que las alas se separan completamente (D, E, F). Gracias a este movimiento, se genera aproximadamente un 25% más de sustentación aerodinámica por unidad de músculo de vuelo. El vacío generado por el mecanismo de "clap and fling" incrementa la fuerza del aleteo y aumenta la sustentación producida por ambas alas (Bennett, 1977) (Lehmann & Pick, 2007).

Este efecto se evidencia únicamente en estudios que tienen en cuenta la interacción entre dos alas o dos perfiles en casos 3D y 2D respectivamente. Este proyecto no analiza el efecto “Clap and fling” debido a que se estudia únicamente la interacción de un perfil alar con el fluido.

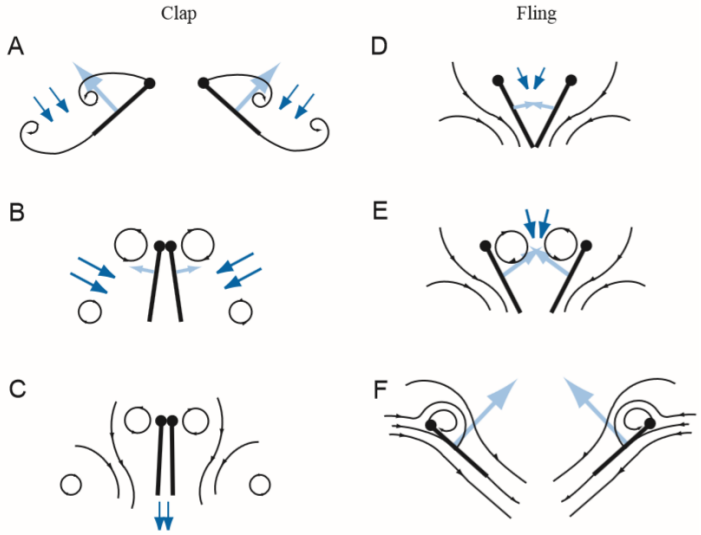


Figura 5. Esquema de secciones de ala acercándose entre sí durante el clap (A-C) y separándose durante el fling (D-F). Las flechas negras muestran la corriente de flujo y las flechas de color azul oscuro muestran la velocidad inducida. Las flechas de color azul claro muestran las fuerzas netas que actúan sobre la superficie del perfil. *(Sane S. P., 2003)*

2.3 Antecedentes

2.3.1 Internacional

Entidades a nivel internacional han desarrollado importantes proyectos empleando la aerodinámica de los insectos, recreándola experimentalmente y en CFD utilizando varios códigos y métodos de turbulencia.

La mayoría de estas entidades son a nivel universitario; entre ellas se encuentra la Universidad de Harvard (Whitney, 2012), en la cual se está desarrollando “the robotic fly” en el laboratorio de Ciencias aplicadas y micro-robótica. Este proyecto está basado en la mosca de fruta, aplicando las características para el vuelo sostenido y vuelo hacia adelante. Posteriormente se unen con entidades estatales como la Fuerza Aérea de los Estados Unidos (USAF) para optimizar la manufactura del modelo y producirlo en masa (Anderson. & Major, 2011). El movimiento generado en este prototipo se basa en los resultados de experimentos y modelos de movimientos realizados por investigadores como Michael H. Dickinson, Sanjay P. Sane, Fritz-Olaf Lehmann entre otros, bajo instituciones como el Instituto de Tecnología de California, en conjunto con las universidades de California, Michigan, Cornell, Zúrich, Ulm y Cranfield (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006) (Lentink & Dickinson , 2009).

Otro estudio destacado es el modelo robótico a escala equipado con sensores y sumergido en un tanque lleno de aceite mineral fabricado con la colaboración de las universidades previamente mencionadas, basándose en la *Drosophila Melanogaster* (Dickinson., Polidoro, Tanner, & Dickinson, 2010) (Sane. & H.Dickinson, 2002) (H.Dickinson., ., & Sane., 1999). En este experimento, se utilizan videos 3D con imágenesinfrarrojas de alta velocidad para observar la cinemática del cuerpo y las alas de la mosca de fruta durante los 2 modos de vuelo mencionados (Fry., Sayaman., & H.Dickinson, 2005) (Ennos, 1989). Posteriormente, los datos obtenidos de estas observaciones se replicaron en el modelo robótico para medir las fuerzas aerodinámicas (Sane & Dickinson, 2001) y evaluar los efectos de los mecanismos de aumento de sustentación como el clap and fling (Bennett, 1977) (Lehmann & Pick, 2007) (Lehmann., P.Sane., & Dickinson, 2005), los vórtices del borde de ataque (LEV) (Birch, Dickinson, & Dickinson, 2004) (Lentink & Dickinson , 2009) y la captura de estelas (Lehmann. F. O., 2008), con los cuales el rendimiento aerodinámico se incrementa generando una cinemática óptima para las condiciones de vuelo de la mosca de fruta (S.C.Licht, Wibawa, F.S.Hover, & Triantafyllou, 2010).

Simultáneo a los experimentos de las universidades, se evaluaron los parámetros del aleteo de la mosca de fruta presentes en hovering y forward flight, haciendo uso de simulaciones computacionales CFD 2D y 3D, con la cinemática descrita en la teoría o en los experimentos mencionados (Ramamurti & Sandberg, 2007) (Ishihara, Horie, & Denda, 2009). En estos modelos se emplean mallas dinámicas que cambian y ajustan su estructura en respuesta a cualquier cambio de la geometría (A.Johnson, 2009), para medir los requerimientos de potencia y generación de fuerza aerodinámica necesaria para levantar el peso del insecto, empleando los mecanismos de aumento de sustentación (Sun & Tang, 2002), en especial la estabilidad de los vórtices del borde de ataque (LEV) (Sun & Jiang, 2003). De esta forma se estableció una simulación computacional estipulando el modelo de turbulencia utilizado y otros parámetros tales como los perfiles de velocidades, el número Reynolds, la frecuencia de aleteo empleada y el momento en que se invierte el ala en el ciclo del aleteo, usados por los investigadores de la Universidad Aeronáutica y Aeroespacial de Beijing (Yang & Kyung, 2011) (Viieru & Shyy, 2007) (Wang & Sun, 2007) (Tang & Sun, 2002) (Wang Z. , 2004).

La mayor diferencia entre un análisis en 3D y 2D es la ausencia del desprendimiento del LEV a mayor longitud de distancia, por esta razón varían los coeficientes de fuerza cuando se comparan estos tipos de análisis, aun así los coeficientes obtenidos previo al desprendimiento del LEV son muy similares. En los casos estudiados, el ala se invierte antes de que el LEV tenga tiempo de separarse tanto en 2D como en 3D. Las fuerzas inestables en 2D son buenas aproximaciones de experimentos en 3D, ya que se emplean métodos cuasi estables (Wu & Sun, 2004) (Dickinson, Birch, & Wang, 2004) (Viiery, Tang, Lian, Liu, & Shyy, 2006) (Knowles, Wilkins, Ansari, & Zbikowski, 2007), evaluando modelos analíticos y empíricos con los cuales se pueden calcular las fuerzas instantáneas. Estos avances prometen colaboraciones entre físicos que buscan explicar el fenómeno, biólogos que buscan entender su relevancia a la evolución del insecto e ingenieros que buscan crear MAVs inspirados en estos principios (Sane S. P., 2003).

2.3.2 Nacional

A nivel nacional, un grupo de estudiantes en la Universidad de San Buenaventura ha implementado previamente un proyecto de M.A.V´s en el año 2004, quienes desarrollaron un prototipo de ala fija de sección transversal de 852.64 cm cuadrados y un largo de 45 cm (Barragán, Dominguez, García, & Niampira, 2004). Por otro lado, en la universidad de los andes se ha incursionado en la simulación CFD de este fenómeno, efectuando un complemento entre el análisis experimental y computacional para el desarrollo de aeronaves inspiradas en el vuelo de los insectos (Leguizamón, 2012)**.**

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

3 METODOLOGÍA

3.1 Aspectos Generales

Para la solución del problema se seleccionó la Drosophila Melanogaster. El argumento de tal selección se dió por la disponibilidad de información experimental y numérica de este insecto para comparación y validación de los resultados caracterizados por presentar valores elevados de sustentación a razón de bajo número Reynolds.

PARAMETROS	**MOSCA DE FRUTA (Drosophila)**	**ABEJA (Bumblebee)**	**HAWKMOTH (Manduca Sexta)**
MORFOLOGICAS: MASA TOTAL CUERPO	2.00 mg	175 mg	1579 mg
MASA DE LAS ALAS (Ambas alas)	$9.6 * 10^{-3}$ mg	0.9 mg	94mg
LONGITUD DEL ALA (R)	3 mm	13 mm	49 mm
CUERDA MEDIA (mm)	0.78mm	3.0 mm	18.3 mm
AREA ALAR (Ambas Alas) (S)	2.9 mm^2	106 mm^2	1782 mm^2
CARGA ALAR	7 N/m^2	16 N/m^2	9 N/m^2
WING ASPECT RATIO (Relación/Razón entre la longitud del ala a la cuerda chrod) (AR)	2.4	6.6	5.3
CINEMATICAS: FRECUENCIA DE ALETEO	240Hz	150 Hz	25 Hz
STROKE AMPLITUDE (Amplitud de aleteo/ brazada)(Φ)	2.6 Rad	2.1 Rad	2.0 Rad
VELOCIDAD NOMINAL DE VUELO HACIA ADELANTE(U)	2 m/s	4.5 m/s	5 m/s
VELOCIDAD MEDIA DE PUNTA (m/s)	2.5 m/s	7.4 m/s	5.0 m/s
VELOCIDAD MEDIA DE SECCION (m/s)	1.8 m/s	5.2 m/s	3.5 m/s
NÚMERO DE REYNOLDS (Basado en la cuerda del ala)(Re)	130-210	1200-3000	4200-5300
RAZÓN DE AVANCE (J)	-	0.66	0.91

Tabla 1. Parámetros físicos diferentes insectos

Geometría

Con base en el estudio efectuado por AKAY (Busra Akay., 2007), quien indica que los mejores resultados son los de un perfil elíptico con espesor de 1%, comparados con espesores de 9% y 12%, usando Digital Particle Image Velocimetry (DPIV), el presente estudio considera una geometría de perfil elíptico con un espesor de 3% y una cuerda equivalente a 1 mm, tomando en cuenta el análisis realizado por Sebastian Leguizamon (Leguizamón, 2012), teniendo en cuenta que 1% de espesor es muy delgado para aplicaciones prácticas y afectaría el comportamiento del LEV junto con la estructura del flujo. Para la generación del contorno del perfil elíptico se emplea la ecuación 7, obteniendo las coordenadas cartesianas para la generación de la geometría en ANSYS®-ICEM, Academic Research.

$$y = \sqrt{\left(1 - \frac{x^2}{0{,}25}\right) * 2{,}25e10^{-4}} \tag{4}$$

3.2 Modelo Matemático

3.2.1 Ecuación de Continuidad

La ecuación de continuidad describe fluidos en movimiento: para dos secciones cualquiera definidas S_1 y S_2, la ecuación establece que la masa de flujo m_1 que pasa por segundo a través de la superficie S_1 es igual a la masa m_2 que pasa por segundo a través de la superficie S_2.

$$m_1 = m_2 \tag{5}$$

Si se desea analizar la ecuación 8 a razón del tiempo se obtiene

$$\rho_1 S_1 v_1 \Delta t = \rho_2 S_2 v_2 \Delta t \tag{6}$$

Al aplicar el teorema de Reynolds sobre un modelo de volumen de control infinitamente pequeño y un flujo incompresible se llega a la forma diferencial de la ecuación de continuidad. La expresión obtenida es utilizada para la divergencia de la velocidad usando la notación de Einstein y las variables adimensionales (Ferziger & Peric, 2002).

$$\frac{\partial \mathrm{u_{i*}}}{\partial \mathrm{x_{i*}}} = 0 \tag{7}$$

3.3.2 Ecuaciones de Navier-Stokes

Estrictamente, las ecuaciones de Navier-Stokes describen el fenómeno físico de conservación de cantidad de movimiento (momentum) en un fluido movimiento; sin embargo, con el desarrollo de la dinámica computacional de fluidos, se ha venido adoptando el término “Full Navier-Stokes” para los códigos que resuelven de manera numérica las ecuaciones de continuidad, cantidad de movimiento y energía.

Para analizar la aerodinámica asociada al movimiento de las alas se utiliza el modelo matemático que describe el movimiento de los fluidos mediante las ecuaciones de Navier-Sokes, las cuales se entienden como el sistema de ecuaciones diferenciales no lineales y dependientes del tiempo (A.N., y otros, 2010).

Una vez que las ecuaciones de Navier-Stokes se resuelven numéricamente, las componentes de la velocidad del fluido y la presión quedan disponibles en los puntos discretizados de la malla para cada paso de tiempo (Wu & Sun, 2004).

3.3 Método de simulación y Teoría de malla

Debido a que la simulación se realiza a bajo número Reynolds, condición de la naturaleza de la mosca de fruta, se empleó un método de simulación numérica directa DNS; este método desarrolla todas las ecuaciones de Navier–Stokes al ser empleado por el software. Una desventaja de este método de simulación es que por su complejidad requiere altos recursos computacionales y tiempo de computo (Ansys, 2012), factor relevante para el desarrollo de trabajos en la industria a diferencia de los casos de investigación académica. Para el caso de estudio, caracterizado por un número de Reynolds extremadamente bajo, se empleó el modelo de viscosidad laminar, combinado con una simulación de flujo no permanente y una malla con la resolución adecuada para que pueda considerarse como DNS en ANSYS® FLUENT. Depende de la calidad de malla garantizar una buena obtención de resultados homólogos a DNS; igualmente, la escala debe ser lo suficientemente pequeña y comparable con la escala Kolgomorov. Debido a que la diferencia entre escalas longitudinales grandes respecto a las más pequeñas es directamente proporcional al número Reynolds, se analizan los vórtices más pequeños (Jiyuan Tu, 2012).

Existen otros métodos tales como el modelo RANS, en donde se utiliza una versión promediada en el tiempo de las ecuaciones de movimiento; sin embargo, esto introduce un nuevo término denominado esfuerzos de Reynolds, por lo cual el sistema de ecuaciones no queda cerrado y se requiere la introducción de modelos de turbulencia que necesariamente realizan aproximaciones que pueden llegar al error en simulaciones de bajo número Reynolds (Ferziger & Peric, 2002), razón por la cual no se aplicó en este proyecto. Adicionalmente, los modelos de turbulencia asumen que el flujo es completamente turbulento, salvo aquellos que incorporan modelos de transición.

Como el objetivo de esta investigación se enfoca en estudiar las características aerodinámicas de un insecto en movimiento, se requiere realizar una simulación dinámica, que permita la variación del dominio de la malla con el paso del tiempo para hacer la representación del aleteo de la mosca de fruta y de esta manera simular de forma confiable las condiciones reales del batimiento de las alas. El diseñar una malla dinámica permite el cambio de la forma, refinamiento y conectividad nodal para dicha simulación (A.Johnson, 2009).

Adicionalmente, se usó un modelo de malla híbrida compuesta por cuadriláteros y triángulos; la región que rodea el perfil se elaboró con cuadriláteros que permiten mejor control sobre el tamaño de los elementos cerca de las superficies y su crecimiento hacia fuera de la pared, en la región donde se espera se desarrolle la capa límite. Se seleccionó una malla compuesta por triángulos alrededor de la malla compuesta por cuadriláteros debido a que no usa un patrón geométrico discernible y los triángulos de la malla pueden acomodarse más fácilmente al desplazamiento del perfil durante el movimiento de aleteo (Ansys, 2012).

3.4 Definición y modelamiento de la Dinámica de las alas (rotación y traslación)

Dinámica de Alas Batientes

Los insectos usan un movimiento recíproco para el vuelo, que consiste en un movimiento con 3 componentes: un barrido (hacia adelante y hacia atrás), una caída y alzada hacia arriba y hacia abajo respectivamente, y un cabeceo el cual es la variación en la incidencia del ala (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006).

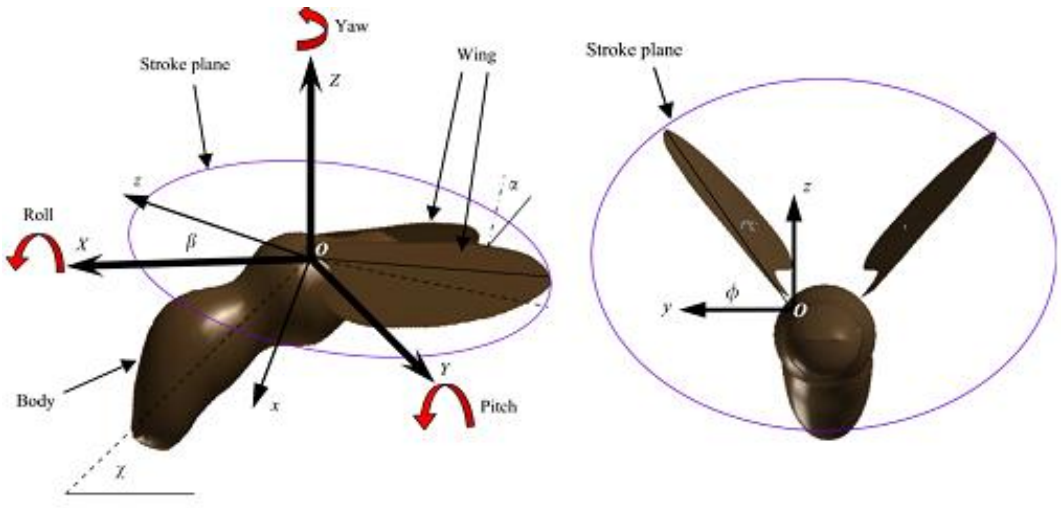


Figura 6. Diagramas esquemáticos de sistemas de coordenadas, cinemática de aleteo y movimiento del cuerpo. Se define el ángulo de aleteo como f, el ángulo de ataque (α), la elevación o ángulo de desviaciones (y), el ángulo del cuerpo (w), y el ángulo plano de aleteo (stroke plane angle) como se muestra en la figura. *(A.N., y otros, 2010)*

El sistema de referencia consiste en las coordenadas (X,Y,Z) para el cuerpo del insecto y (x, y, z) fijada en el centro del plano de aleteo con origen (O) en la raíz del ala. La dirección 'X' se establece normal al plano de aleteo, la dirección 'Y' vertical al eje del cuerpo, y la dirección 'Z' paralela al plano de aleteo. En estos marcos de referencia, se evidencia el ángulo del cuerpo (χ) o inclinación del cuerpo relativo al plano horizontal.

El movimiento de las alas batientes se puede describir por tres ángulos de posicionamiento con respecto al plano de aleteo (β): el ángulo de aleteo o posicionamiento (φ) con respecto al eje x en el sistema coordenado, el ángulo de elevación (Θ) que describe la rotación del ala con respecto al eje z en el sistema de coordenadas en la raíz fija del ala, y el ángulo de ataque (α) que describe la rotación del ala con respecto al eje 'y' (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

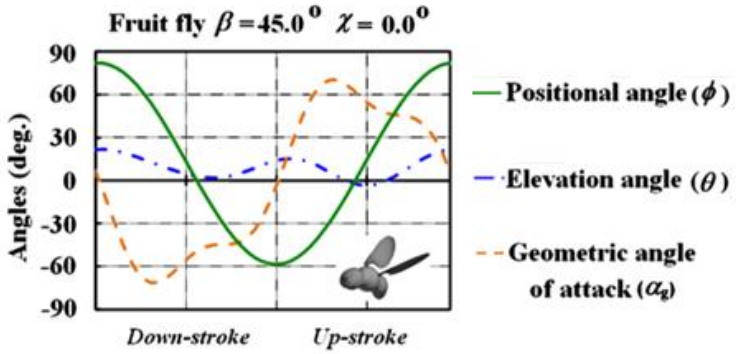


Figura 7. Representación de los tres ángulos asociados con el movimiento de hovering para un modelo mosca de fruta. (A.N., y otros, 2010)

La figura 7 muestra la historia periódica de los tres ángulos a lo largo del ciclo del aleteo. El ángulo de posicionamiento describe el aleteo y el ángulo de elevación muestra la amplitud o desviación del ala con respecto al plano de aleteo. Los modelos simplificados remueven los aspectos rotacionales (centrípetos y de coriolis) mientras que se mantiene la dinámica de vórtices importante en este tipo de vuelo (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008) (Leguizamón, 2012).

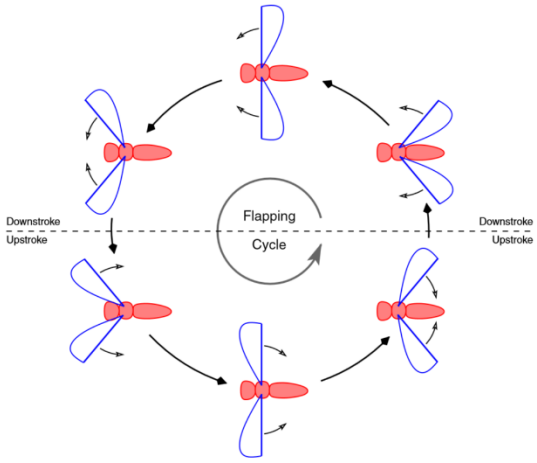


Figura 8. Medio aleteo durante el ciclo batiente. Note que el borde de ataque (línea gruesa) siempre lidera el movimiento. (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006)

En la figura 8, el aleteo en el vuelo hacia adelante se describe como una inmersión combinada con un cabeceo alrededor de un punto pivote.

El ciclo de aleteo se puede dividir en una fase de traslación y otra de rotación. La fase traslacional consiste de dos momentos o medio aleteo: *down-stroke* o *forward-stroke* cuando el ala se mueve hacia adelante; *up-stroke* o *back-stroke* cuando el ala se devuelve hacia atrás hasta la posición final del ciclo. Al final de cada movimiento entra la fase de rotación que puede ser dividida en pronación y supinación; el ala rota para asumir un ángulo de ataque que genere sustentación en la nueva dirección, donde las superficies superiores e inferiores del ala cambian de posición, manteniendo siempre el mismo borde de ataque (figura 9).

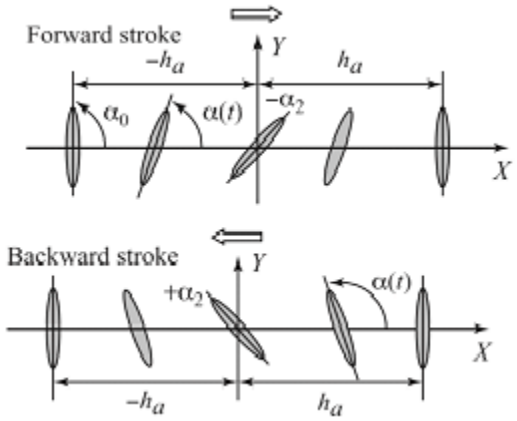


Figura 9. Características básicas de la superficie del perfil en movimiento,.. (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008)

3.5 Validación 2D = 3D

A pesar de que los efectos 3D son importantes para predecir el bajo número de Reynolds en la dinámica del aleteo, los experimentos en 2D y los cálculos dan una aproximación significativa de la física de los fluidos inestables relacionados con el movimiento (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

Las simulaciones 3D requieren costos computacionales elevados, al simular en métodos bidimensionales pueden reproducirse los principios aerodinámicos del aleteo en 3D simplificado, naturalmente los datos se pueden generar mucho más económicamente (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008). Para esto, se debe analizar en las regiones donde los resultados (sustentación y empuje promediados en el tiempo) 2D y 3D son comparables, identificando la importancia de los LEV y TiVs (Tip Vortices).

Los tres parámetros cinemáticos (o los valores de diseño en modelos sustitutos) son h_a (stroke amplitude), α_a (pitch amplitude), and φ (phase lag between pitching y plunging motion) los cuales pueden ser variados independientemente. Con estos parámetros en mente, se enfoca en resultados como el coeficiente de sustentacion

promedio y una aproximación de la potencia requerida a lo largo del ciclo de aleteo sin ser afectados por la dimensión (Dickinson, Birch, & Wang, 2004).

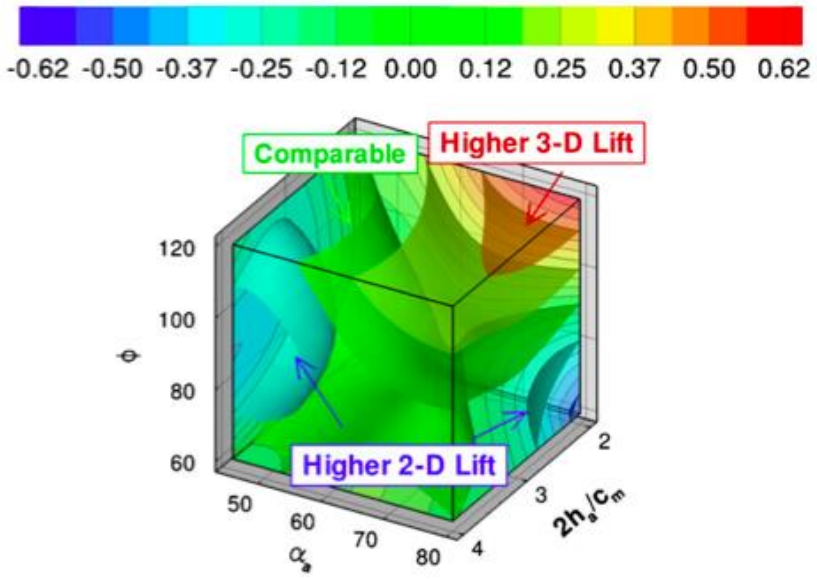


Figura 10. Comparación región simulación 2D y 3D. La región azul denota la cinemática en que la sustentación 2-D es mayor a su equivalente en 3-D. Asimismo, la zona amarilla / roja denota una mayor medida de sustentación en 3-D. *(A.N., y otros, 2010)*

Como se muestra en la figura 10, es evidente que las combinaciones cinemáticas con bajo α_a (significando un alto ángulo de ataque) y una rotación avanzada (un alto φ) corresponden a los valores más altos de sustentación promediada tanto en 2D como en 3D. Este apartado es corroborado por los resultados obtenidos por Wang, Sane y Dickinson (Dickinson, Birch, & Wang, 2004) (Sane. & H.Dickinson, 2002). A medida que las variables obtenidas se comparan son más evidentes las similitudes entre bidimensional y tridimensional. Por ejemplo, haciendo que el retraso de la fase se anticipe es benéfico en 2D excepto en los altos α_a, mientras que en 3D no hay tal excepción.

Debido a que la diferencia entre sustentación 2D y 3D pone en duda las áreas del diseño para que los modelamientos 2D aproximen adecuadamente sus homólogos en 3D donde existan efectos tridimensionales que impidan tal comparación, se debe elegir un punto de diseño de la región en la cual se muestre una sustentación similar como resultado de las simulaciones. En la figura 11 se muestran los resultados obtenidos por Shyy y otros, cuando trabajan en la zona verde de la figura 10.

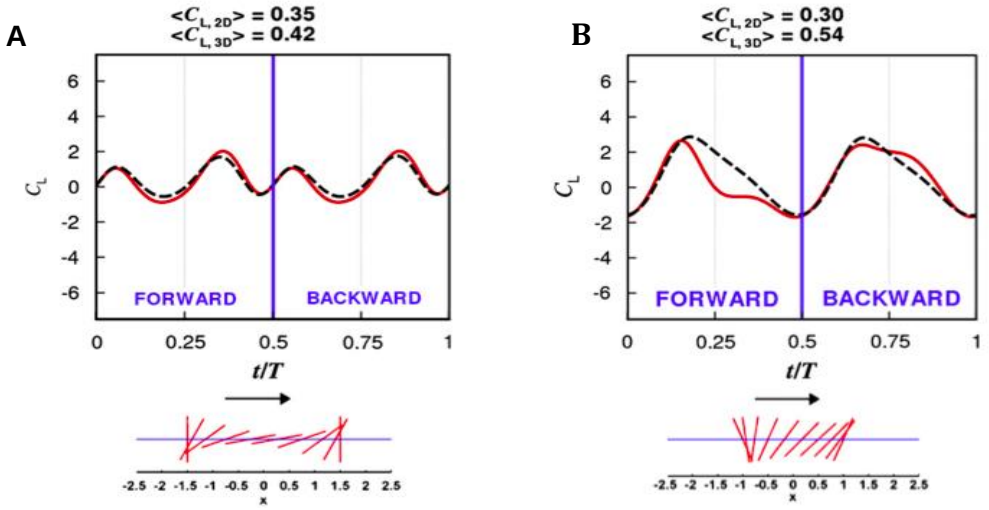


Figura 11. (A) Representación coeficiente de sustentación., parámetros cinemáticos 2-D (línea roja) y 3-D (línea punteada), AoA=10°. Este caso es una rotación sincronizada que muestra similitud entre 2-D y 3-D. (B) Los coeficientes de sustentación 2-D (línea roja) y 3-D (línea punteada) para el caso de rotación retrasada y alto ángulo de ataque gobernado por AoA=45°. Aquí el desfase entre 2-D y 3-D es significativo durante la fase traslacional del movimiento. *(Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008)*

En la figura 11(A) se observa superposición de las líneas del coeficiente de sustentación promedio a lo largo del tiempo para una rotación sincronizada entre 2D y 3D, ratificando que existe un rango de comparación de resultados obtenidos entre ambas dimensiones. Sin embargo la figura 11(B) representa la diferencia de la sustentación instantánea, debido a que la existencia del vórtice de la punta de ala ancla el LEV por un periodo más prolongado de tiempo a comparación del caso anterior, teniendo un mayor efecto en la sustentación promediada a lo largo del tiempo, por lo tanto a altos ángulos de ataque no es viable la comparación entre resultados 2D y 3D.

3.6 Metodología de la UDF

Fue necesario utilizar una función definida por el usuario (UDF-User Defined Function) debido a que se requirió definir el movimiento del perfil de la mosca. Para generar la UDF en la simulación se tuvo en cuenta:

- La UDF se escribió en lenguaje de programación C e incluye las ecuaciones de movimiento del perfil.
- Se utilizó DEFINE_CG_MOTION como “DEFINE macro” en ANSYS® FLUENT.
- Se agregó la sentencia “include” para el archivo “udf.h” donde se guarda y ejecuta el UDF. Esto se incluyó al principio del programa (ver Anexo A).
- Se ejecutaron como funciones interpretadas o compiladas. Para los casos evaluados en este proyecto el UDF se compiló en ANSYS® FLUENT desde el entorno de desarrollo integrado – IDE Microsoft Visual Studio.

El análisis realizado para definir lo que se incluye en la programación del UDF se encuentra en la sección desarrollo de ingeniería.

3.7 Diagrama de flujo Análisis CFD

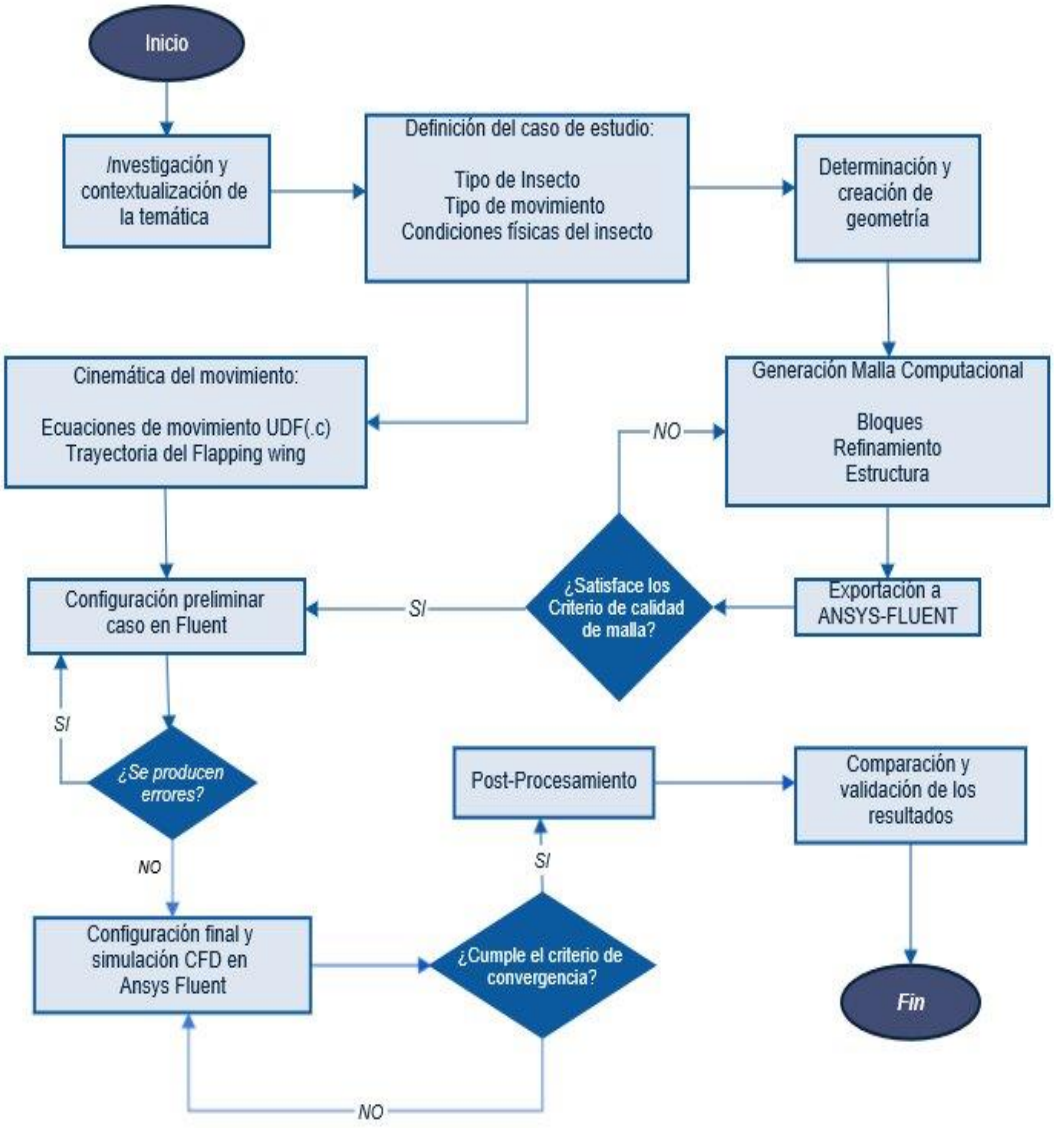


Figura 12. Diagrama de flujo del Proyecto.

3.8. Parámetros de la malla

Para el movimiento que se desea simular existen múltiples estrategias o modelos de enmallado, en este proceso investigativo se decidió realizar un enmallado O-type (M.R.Amiralaei., 2011); (Gunaydinoglu, 2010); (Busra Akay., 2007); (Leguizamón, 2012). En algunos casos se divide el dominio de la malla en dos sub secciones o mallas (malla interna y malla externa), donde la sección externa de la malla es la que se

deforma y la sección interna es la que permanece rígida y siguiendo el movimiento del cuerpo (perfil alar) (Gunaydinoglu, 2010).

Se decidió realizar una malla interna y externa con radios de 4 y 20 veces la cuerda respectivamente, ya que en trabajos similares se emplearon dominios computacionales con dimensiones de entre 15 y 30 veces la cuerda de la geometría, considerando que se procuró utilizar un tamaño especifico y asegurar el grado de libertad del movimiento sin ser afectado por las fronteras de la malla y el suavizado de la misma. No se estableció un dominio inferior a 20 veces la cuerda para garantizar que los campos de las celdas permanezcan estables, ni se realizó un dominio superior puesto que en los lugares lejanos de la malla son elementos muy grandes y no afectaría el área de enmallado (Leguizamón, 2012).

3.9 Estudio de convergencia de densidad de malla

Para este proyecto no se realizó un estudio de densidad de malla porque se encuentra fuera de los alcances del mismo y porque se ha demostrado en otros trabajos de investigación que se obtienen resultados independientes de la densidad de la malla, siempre y cuando la topología esté definida de acuerdo a las necesidades que requiera el método de simulación; así como para este estudio el método DNS requiere de la aplicación de la escala Kolgomorov.

Dado que la malla es híbrida y dinámica, la sección de tetraedros se deforma a lo largo de la simulación y las celdas no guardan las proporciones de tamaño; adicional a esto no se conocen antecedentes metodológicos para hacerse el estudio de sensibilidad en este tipo de dominios.

En el proyecto desarrollado en la universidad de los Andes, tras realizar un arduo proceso de análisis de sensibilidad de mallas se obtuvo una variación de 4.3% entre la malla Extra Gruesa y la malla Gruesa, 1.3% entre la Gruesa y la Media, 0.03% entre la Media y la Fina y 1.4% entre la Fina y la Extra Fina. A partir de estos resultados se concluyó que el realizar la simulación de la malla más fina requiere altos recursos computacionales y un considerable incremento en el tiempo de cómputo de la misma, que no justifica la poca diferencia entre resultados de las mallas menos densas. Por lo tanto y teniendo en cuenta estos factores se recomienda realizar la simulación de la malla Media con un número aproximado nodal de 82.000 (Leguizamón, 2012).

Tras un estudio de los coeficientes de sustentación y arrastre, se ha encontrado que con un número cercano a 85.000 celdas la solución no se muestra significativamente alterada por la densidad de la malla y puede considerarse que la solución es independiente de la misma para casos de vuelo foward-flight (Gunaydinoglu, 2010).

De acuerdo a los resultados del estudio de densidad de malla, 229x340 celdas (medición radial–tangencial alrededor del perfil) es el dominio promedio de las

mallas utilizadas en este tipo de simulación numérica, para un total de 77.292 celdas (Busra Akay., 2007). Finalmente, se decidió diseñar una malla mediana en el intervalo de 70 mil a 85 mil celdas, llevándose a acabo la simulación de tal geometría de malla para dos casos: hovering y foward flight.

3.10 Caso de Estudio

- **Modo de batimiento**

Se analizaron los dos movimientos característicos de la mosca, Hovering y Foward Flight, en modo NA (modo de vuelo Normal), ubicando el perfil en sentido vertical al inicio del movimiento; esto implica que en el código UDF el ángulo este especificado a 90°.

- **Desfase de rotación**

El desfase de rotación corresponde al ángulo formado al final de la carrera donde se inicia de nuevo el siguiente medio ciclo de aleteo. Para el modo NA el desfase durante la pronación y supinación genera un incremento en el coeficiente de sustentación. Existen estudios que se dedican a analizar el ángulo de desfase que puede oscilar entre los 25° y 45° grados regularmente (Busra Akay., 2007).

Para efectos de este estudio no se tuvo en cuenta el desfase de rotación, por lo tanto al final e inicio de la carrera el perfil permanecerá en posición vertical (90°), es decir no existe desfase y el movimiento es simétrico.

- **Ángulo de ataque**

Para esta investigación se emplearon ángulos de ataque promedio de 25°,35° y 45° grados, característicos de la mosca de fruta y de esta manera poder garantizar la similitud del caso 2D con el caso en 3D (datos experimentales).

En promedio, el ángulo de ataque durante una media de carrera es de 35° y longitud típica de aleteo 3 a 5 veces la cuerda (Ansari., Bikowski., & Knowles., 2006). Sin embargo en su investigación, Busra Akay concluye que es pertinente simular una longitud de carrera de 4 veces la cuerda y a 45° grados de AoA (Angle of Attack), puesto que el ángulo convencional de aleteo de la mosca vista desde el suelo es de 45° (Busra Akay., 2007); adicionalmente al variar la amplitud del movimiento traslacional en el rango de 2 a 5 veces la cuerda los resultados obtenidos difieren de manera poco significativa (Dickinson, Birch, & Wang, 2004).

4 DESARROLLO DE INGENIERÍA

4.1 Solución del Problema

4.1.1 Parámetros de referencia

Se eligieron valores propios con base en los parámetros expuestos en la tabla 1, suponiendo que las condiciones de simulación son las estándar. Para hallar los valores realizaron los cálculos que se muestran a continuación:

$$T_w = {}^1/_2 * C_f * \rho * V^2 \tag{8}$$

$$C_f = 0.058 * Re^{-0.2} \tag{9}$$

$$U_t = \sqrt{\frac{T_W}{\rho}} \tag{10}$$

$$y^+ = \frac{\rho * U_t * z}{\mu} \tag{11}$$

El número Reynolds se calculó con la velocidad de referencia promedio del ala tanto como para hovering y forward flight (Tang & Sun, 2002). Se establecieron los parámetros iniciales como se muestra en la tabla 2:

Número Reynolds (Re)	151,86
Número Mach (M)	0,0072
Esfuerzo Cortante (T_w)	0,0024 (N/m^2)
Coeficiente de Fricción (C_f)	0,0221
Altura de la celda más cercana (z)	1 μm
Viscosidad cinemática (v)	1.44 x 10-5 m/s
Viscosidad dinámica (μ)	1,781 x 10-5 kg/ms
Velocidad de referencia promedio (V)	2,187 m/s
Longitud perfil (l)	1 mm

Tabla 2. Parámetros físicos

4.1.2 Programación de la cinemática

La trayectoria de movimiento seleccionada para la programación de la cinemática fue con amplitud del movimiento sin desviación (figura 1, C) debido a que simplifica el movimiento real de la mosca sin afectar los resultados, lo cual ha sido comprobado en procesos investigativos previos. Se utilizaron las ecuaciones 11 y 12 de movimiento, las cuales se basaron en las que expone Wang y Freymuth (Busra Akay., 2007). Este movimiento se caracteriza por ser sinusoidal, tener la misma frecuencia traslacional y rotacional, ser descrito a lo largo de una línea horizontal y tener una rotación simétrica, es decir, el perfil inicia y termina el ciclo en vertical debido a que el centro de rotación se encuentra al 50% de la cuerda (figura 13).

$$h\,[x] = (h_a)sen(2\pi ft + \alpha_0) \quad (12)$$
$$\alpha[z] = \alpha_a sen(2\pi ft + \emptyset) \quad (13)$$

En la tabla 1 se pueden observar los valores tomados para los casos que se evalúan en este proyecto. El valor de la frecuencia se seleccionó de acuerdo a lo descrito en la tabla 1, el movimiento traslacional utilizado fue de 5 veces la cuerda definido por h_a y los ángulos se fijaron de acuerdo a cada caso como se muestra en la tabla 3.

h_a		0.0025 m
f		240 Hz
α_0		90°
$\emptyset$		180°
α_a	Caso 1	25°
	Caso 2	35°
	Caso 3	45°

Tabla 3. Definición ángulos utilizados para modo hovering

La figura 13 muestra el comportamiento tanto del perfil a lo largo de todo el ciclo como del movimiento traslacional durante el "upstroke" y el "downstroke", teniendo en cuenta que al inicio y al final del ciclo, t=0 y t=1 respectivamente, el perfil es vertical y está ubicado en la parte "derecha" del ciclo cuando $x = h_a$.
Se necesita conocer la velocidad traslacional y la velocidad rotacional (ecuaciones 13-14) debido a que la UDF lo requiere para la definición que se utiliza (DEFINE_CG_MOTION).

$$vel\,[x] = (h_a)(2\pi f)cos(2\pi ft + \alpha_0) \quad (14)$$
$$omega[z] = \alpha_a(2\pi f)cos(2\pi ft + \emptyset) \quad (15)$$

Fue necesario fijar α_0 y $\emptyset$ de tal manera que estén sincronizadas las ecuaciones para generar el movimiento de la figura 13.

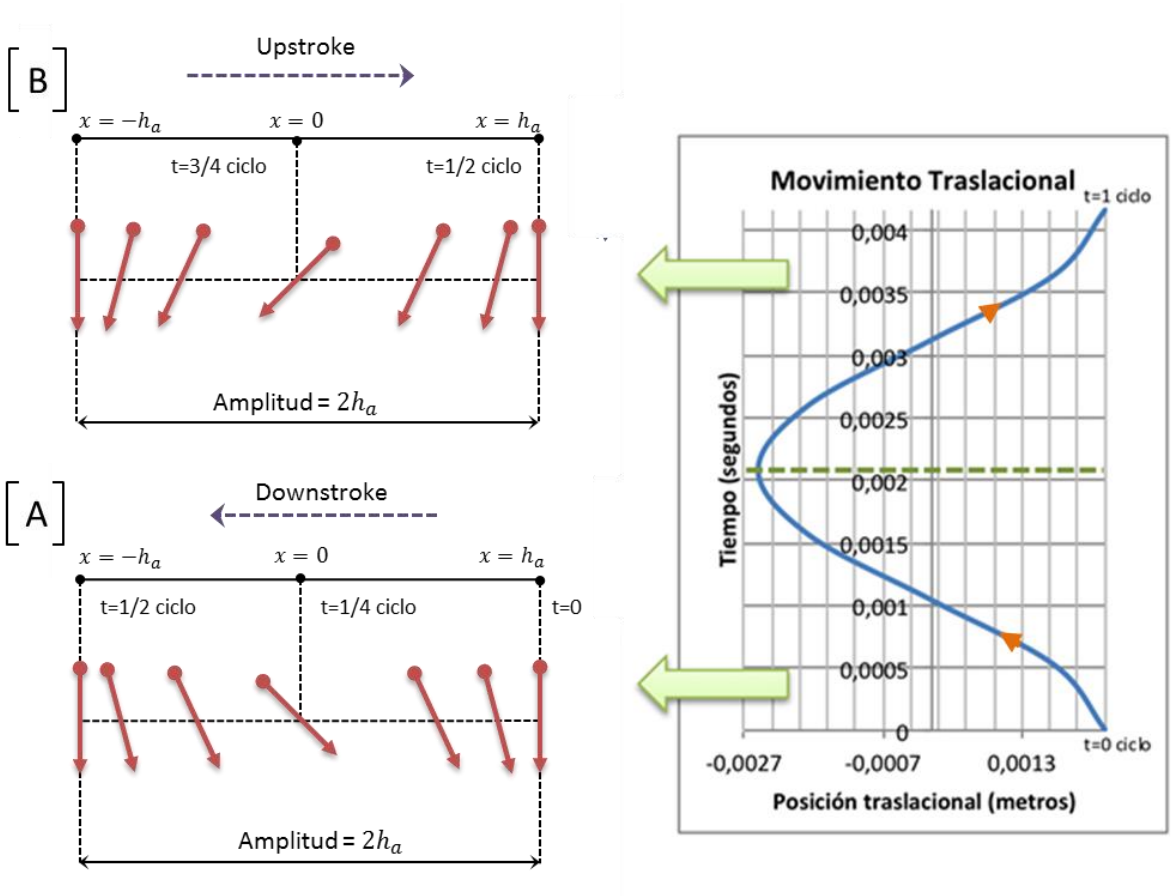


Figura 13. Representación gráfica cinemática de movimiento. (A) Downstroke: El movimiento del ala inicia en la derecha y se desplaza hacia la izquierda según la sección 1 de las gráficas de movimiento traslacional y rotacional (figura 14). (B) Upstroke: En la segunda mitad del ciclo el movimiento inicia a la izquierda (donde finaliza el downstroke) y se desplaza hacia la derecha de acuerdo a la sección 2 de las gráficas de movimiento traslacional y rotacional (figura 14).

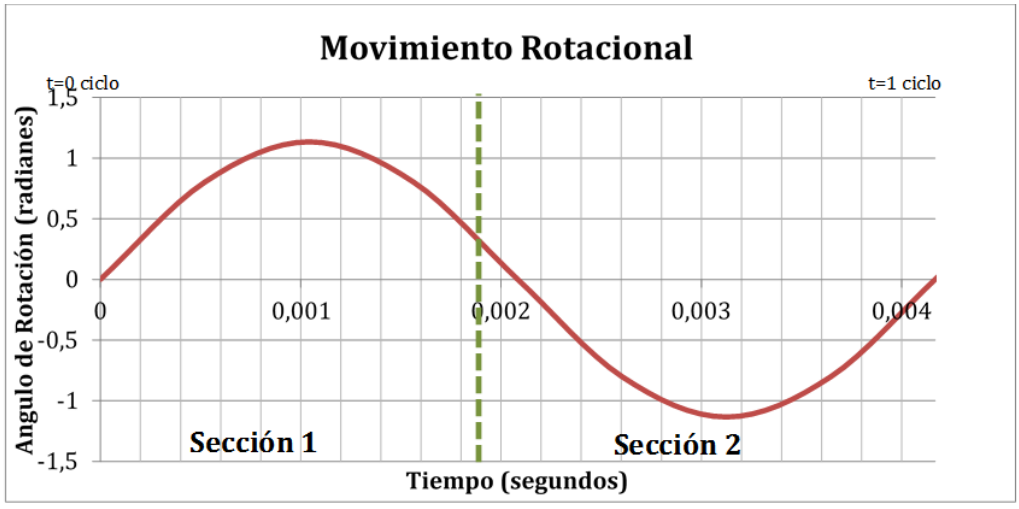


Figura 14.Gráfica de la ecuación de movimiento rotacional (α[z]).

4.1.3 Malla dinámica

Se utilizó una malla dinámica para la cual se requirió un re-enmallado y suavizado, proceso que permite efectuar una malla más fina en las zonas más críticas, particularmente sobre la superficie del perfil alar. Para este refinamiento fue necesario establecer el valor de Y+ y de altura de la celda más próxima al perfil 'y', los cuales permiten identificar el número de celdas cerca a la pared necesarias para capturar adecuadamente los fenómenos físicos en la capa límite (Ansys, 2012).

Adicionalmente se calculó la escala Kolmogorov de la teoría DNS, método matemático que permite conocer el Y+ ideal para el tamaño de la malla, como se muestra en las ecuaciones 15,16 y17.

$$u` = \sqrt{\frac{RT}{M_m}} \tag{16}$$

$$\varepsilon = \frac{u^3}{L} \tag{17}$$

$$\varepsilon ta = \left(\frac{mu^3}{\varepsilon}\right)^{1/4} \tag{18}$$

El cálculo se basó en las condiciones atmosféricas del aire a temperatura promedio estándar, obteniendo como resultado un 'y' de 1 μm basado en un Y+ de 0.01.

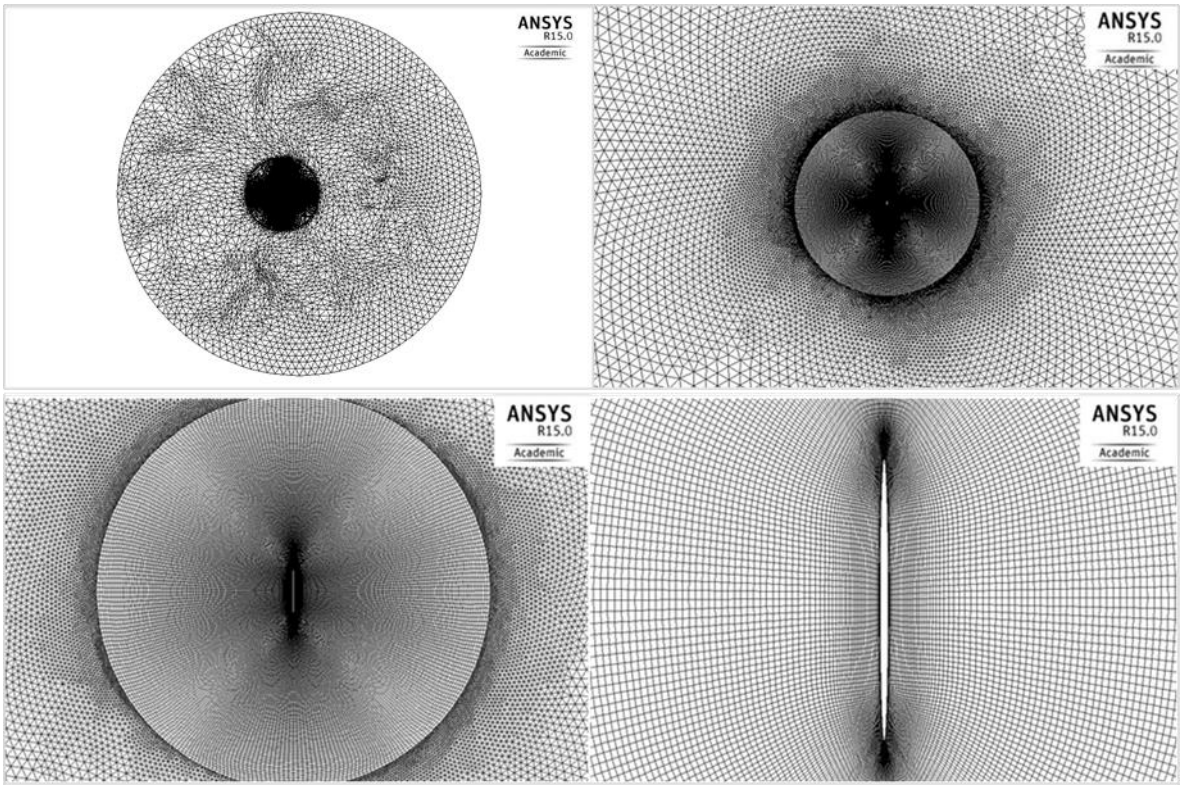


Figura 15. Vistas de malla.

Al finalizar el proceso se obtuvo una malla concéntrica, que inicia en movimiento downstroke y posee 72430 celdas.

4.1.4 Configuración del Caso

Para definir un problema de simulación se requiere especificar información sobre el flujo y las variables independientes del dominio, conocidas como Condiciones de Frontera, la cuales obedecen al modelo físico utilizado.

Definir las condiciones de fronteras adecuadas es de vital importancia para obtener resultados confiables. Debido a la geometría de malla y superficie del cuerpo alar, las condiciones de frontera utilizadas en este proyecto son las mencionadas a continuación (ver figura 16).

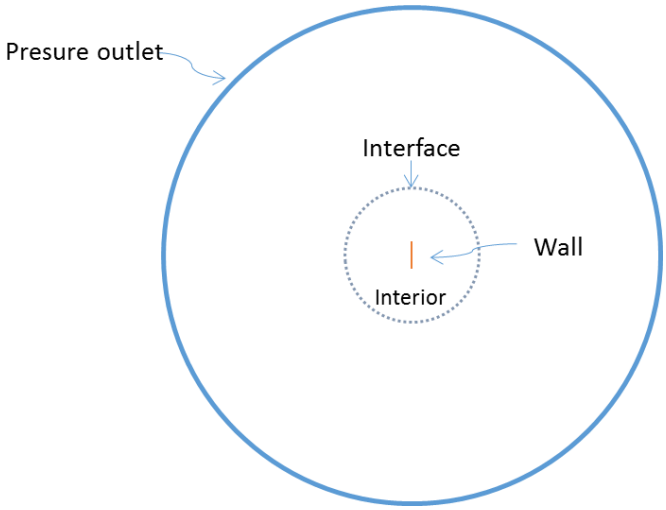


Figura 16. Condiciones de Frontera

- **Wall:** permite la caracterización de la superficie alar; para efectos de este estudio no se tiene en cuenta la aeroelasticidad y rugosidad, condiciones conocidas en la naturaleza de las alas de la mosca que aportan a la eficiencia aerodinámica. A esta condición se debe adicionar la opción 'no-slip' (Gunaydinoglu, 2010), (Leguizamón, 2012).
- **Pressure outlet:** es una interfaz general que permite simular la entrada y salida del flujo circundante alrededor del ala. Esta condición interpreta la presión estática del entorno en el flujo y posibilita su distribución radial, lo cual es pertinente para la forma del dominio. Puede ser utilizado como una frontera "libre" en un flujo externo o no confinado, siendo aplicable a fluidos compresibles e incompresibles.
- **Velocity Inlet**: es utilizada para definir la velocidad de entrada de un fluido, condición apropiada para el caso 'forward flight' ya que incorporando todas las propiedades escalares relevantes. Esta condición de frontera brinda la distribución de velocidad necesaria debido a que no fija un valor para la

presión total, permitiendo su aplicabilidad a fluidos compresibles e incompresibles.

- **Interior:** define el área donde el fluido (aire) se mueve.
- **Interface**: esta condición es utilizada para definir superficies coincidentes con diferentes características o topología de malla; se utilizó en la frontera entre la malla interna y externa para facilitar el movimiento y reconstrucción de malla no estructurada.

Además de las condiciones de frontera, es importante incluir parámetros de entrada y referencia (tabla 2) que condicionan los resultados de la simulación. Para garantizar la reconstrucción de la malla a lo largo de la simulación se configuró la malla dinámica tipo "Deforming" con un Skweness de 0.8, según lo recomendado por la ayuda de ANSYS® FLUENT, (Ansys, 2012).

Al efectuar la simulación, se empleó un time-step de 1e-05 analizado por 20 iteraciones, logrando un número total de 5004 time-steps por caso para generar 12 ciclos con resultados precisos. Para determinar el tamaño del Time-step se tuvo en cuenta la relación entre el tamaño de la celda más pequeña próxima al perfil y la velocidad máxima promedio. Los valores de referencia se establecieron de manera que las fuerzas fuesen iguales a los coeficientes de sustentación y arrastre, facilitando el post procesamiento y comparación de los resultados.

4.2 Métodos de simulación

ANSYS® FLUENT ofrece diferentes alternativas para el método de acoplamiento Presión-Velocidad: SIMPLE, SIMPLEC y PISO. A pesar que PISO se recomienda para casos transitorios, el proveedor del software recomienda el uso del algoritmo SIMPLE y SIMPLEC para cálculos de configuración laminar (Ansys, 2012).

En caso de problemas en el que la convergencia está limitada por el acoplamiento presión-velocidad, a menudo se puede obtener una solución convergente con mayor rapidez utilizando SIMPLEC, ajustando el factor de relajación generalmente a 1 (Ansys, 2012); debido a lo anteriormente especificado se utilizó SIMPLEC.

4.3 Estudio del paso del tiempo

Con el objetivo de verificar los resultados respecto al paso del tiempo se realizaron dos simulaciones con un time step de 1e-5 y 1e-6 respectivamente, obteniendo resultados muy similares, por lo que para las simulaciones finales se optó por usar un time step de 1e-5. Esto debido a que utilizar un rango de valores inferiores requiere de más tiempo y costo computacional de simulación. En la figura 17 se muestra la comparación de los resultados obtenidos para los time steps mencionados, donde se observa que a medida que se realizan más ciclos de simulación los datos se aproximan aún más entre ellos.

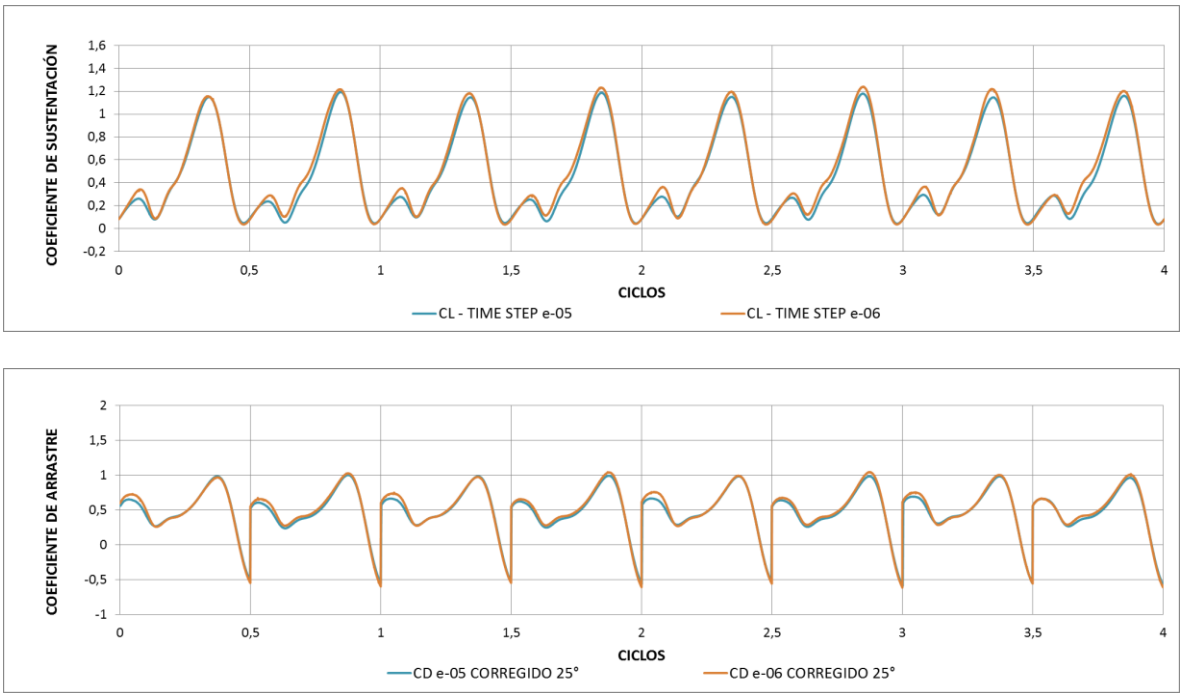


Figura 17. Comparación coeficiente de sustentación y arrastre entre Time Steps de 1e-5 y 1e-6 para un ángulo de ataque de 25°.

4.4 Criterio de convergencia

El análisis de convergencia se realizó por medio de la variación de las fuerzas de sustentación y arrastre obtenidas de las simulaciones para tres posiciones en el ciclo: para la fuerza de sustentación se evaluó el 30%, 60% y 80% del ciclo, mientras que para la fuerza de arrastre se examinó el 5%, 35% y 90% del ciclo en configuración hovering (figuras 18 y 19).

Las condiciones del flujo alrededor del ala cambian constantemente con la posición durante un ciclo; sin embargo, una vez se haya desarrollado completamente el flujo al cabo de varios ciclos, se espera que las variables del flujo, y por lo tanto los coeficientes de fuerzas aerodinámicas, se repitan entre ciclos para una misma posición en la trayectoria de movimiento del ala. Las gráficas de la figura 18 muestran la variación del coeficiente de sustentación para las diferentes posiciones en cada ciclo. En las tres curvas se aprecia que los coeficientes cambian significativamente mientras se desarrolla el flujo alrededor del perfil en los primeros ciclos pero tiende a converger a un valor permanente en los últimos ciclos donde el flujo se ha desarrollado completamente en el dominio computacional.

De la misma manera, para la configuración forward flight se tomaron los porcentajes de 30%, 50%, 80% y 25%, 40%, 70% del ciclo para las fuerzas de sustentación y arrastres respectivamente, por ser estos los puntos críticos de la gráficas de coeficientes aerodinámicos (figura 20).

Estudio de convergencia de fuerzas de sustentación y arrastre en Hovering

Estudios realizados anteriormente concluyen que después de dos ciclos de aleteo las fuerzas tienden a ser periódicas (Dickinson, Birch, & Wang, 2004); para este estudio 2 ciclos corresponden a 0,008 segundos, sin embargo, en la figura 18 se observa que la convergencia se obtiene a partir de los 0,03 a los 0,035 segundos correspondientes a aproximadamente 7 y 8 ciclos respectivamente, por lo que para este estudio se tomaron datos después del octavo ciclo.

En la figura 18 se observa que después del octavo ciclo, es decir, a partir de los 0,033 segundos según la frecuencia utilizada, las fuerzas resultantes de las simulaciones generan una condición de tendencia a un valor único en los puntos críticos seleccionados.

Para las líneas de convergencia de la fuerza de arrastre, figura 19, existe un desfase en la tendencia entre porcentajes de ciclo analizado, tal como se observa en la línea verde correspondiente al 'drag' de 35° al 5% de la cuerda. Este desfase de tendencia se presenta debido a que para cada AoA el comportamiento de las fuerzas varía a lo largo del tiempo ocasionando una diferencia entre los porcentajes establecidos y el punto crítico exacto en las gráficas de coeficientes de sustentación y arrastre (figura 22). Es de interés de esta investigación la obtención de una tendencia a la estabilidad por lo menos de uno de los puntos críticos analizados para el mismo ángulo de ataque.

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

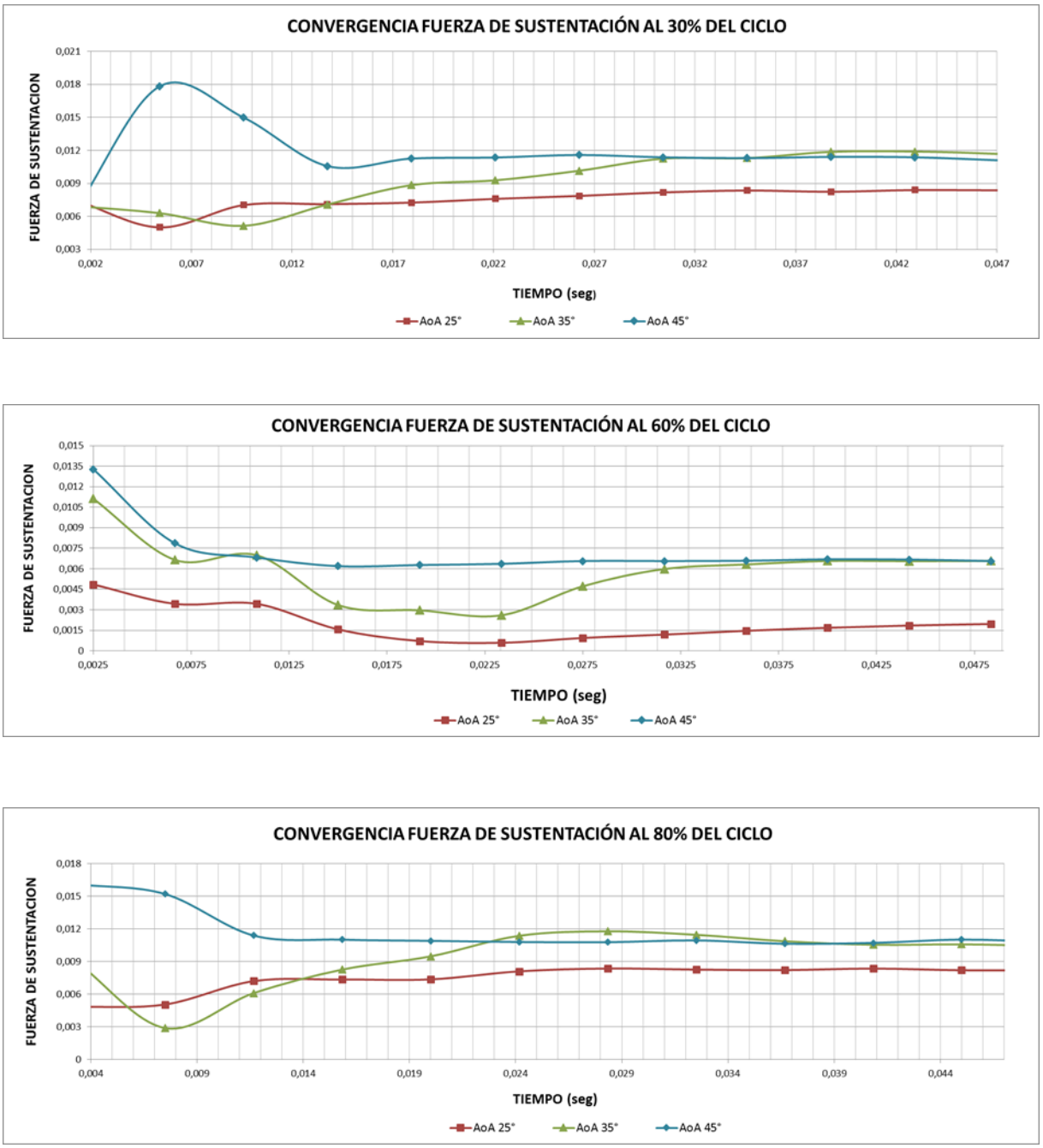


Figura 18. Estudio de convergencia coeficiente de sustentación en Hovering.

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

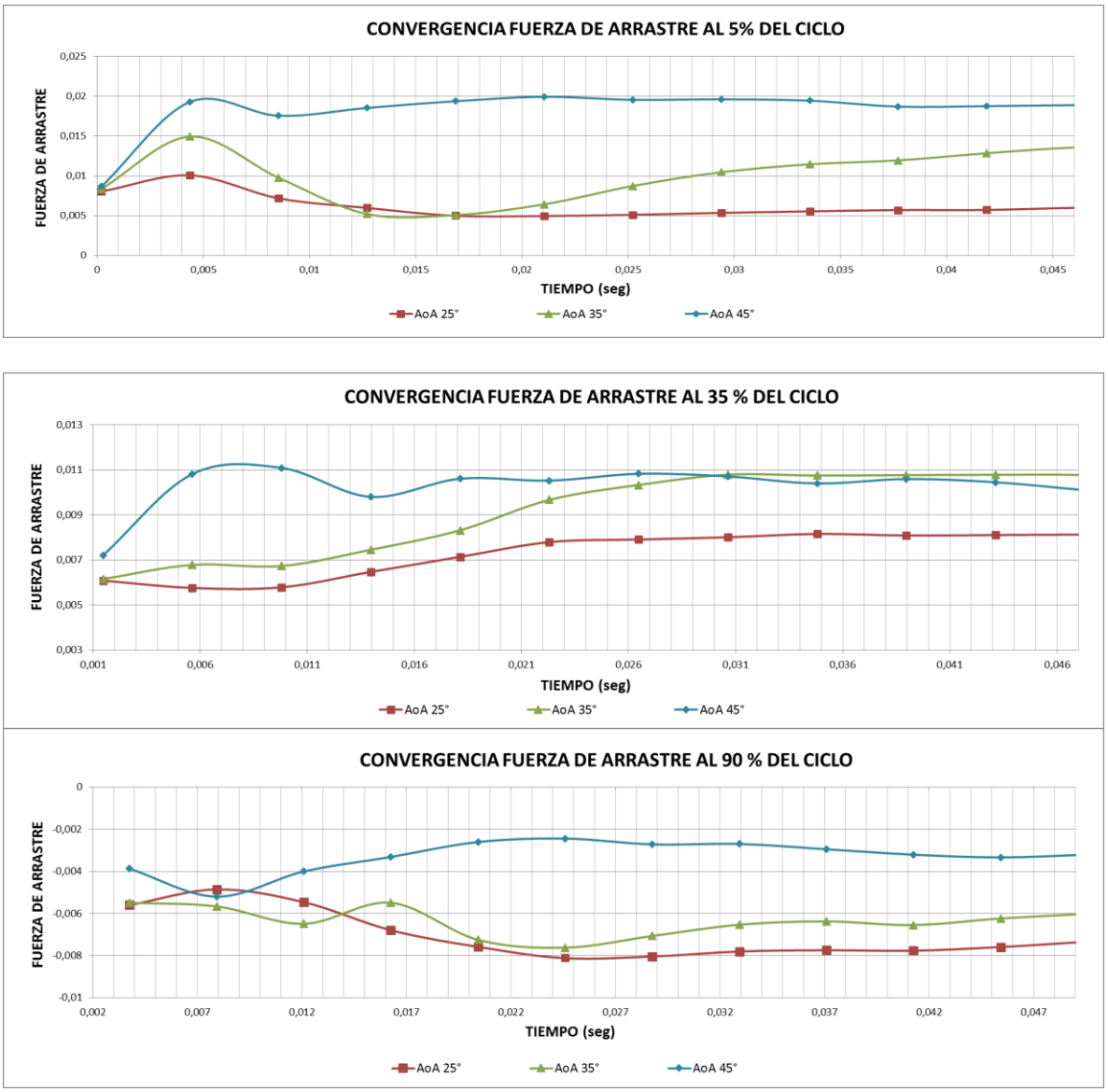
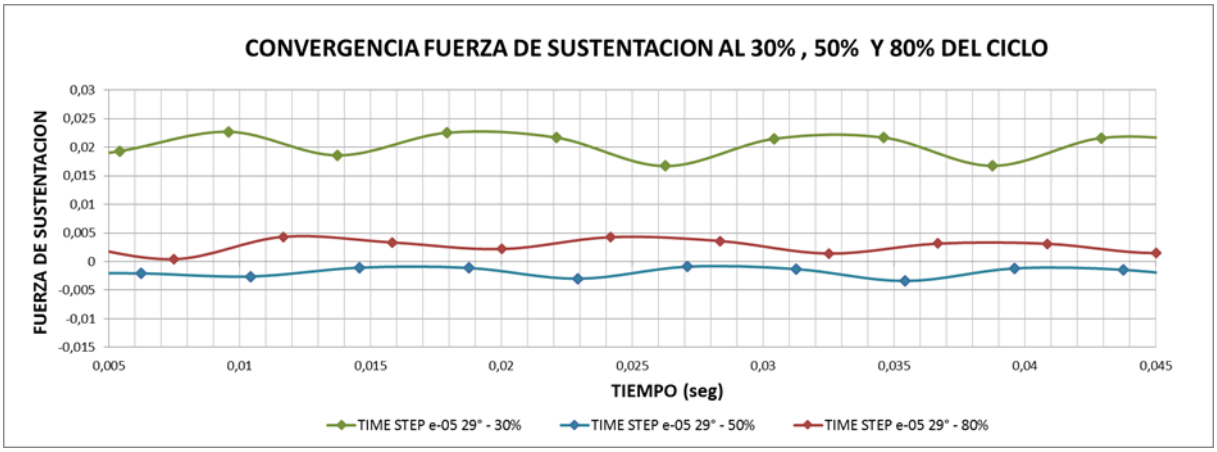


Figura 19. Estudio de convergencia coeficiente de arrastre en Hovering.

Estudio de convergencia coeficientes de sustentación y arrastre en Forward Flight

A diferencia de hovering, la tendencia para las gráficas de convergencia en forward flight se da de manera cíclica. Realizando un análisis estadístico de la variación de las líneas de tendencia a lo largo del tiempo, se evidencia que cada tres ciclos, correspondientes a 0,0125 segundos, los puntos tienden a estabilizarse en el mismo valor y se obtiene un porcentaje de diferencia mínimo; por ejemplo, las líneas de convergencia de las fuerzas aerodinámicas para el 30% y 25% del ciclo (figura 20, línea morada) se presenta una diferencia promedio, respecto al valor característico de estabilidad, de 3,58% y 2,02% respectivamente. Con estos

datos se demuestra que la variación cíclica es un tipo de convergencia para la cual se tienen valores satisfactorios en el caso evaluado.



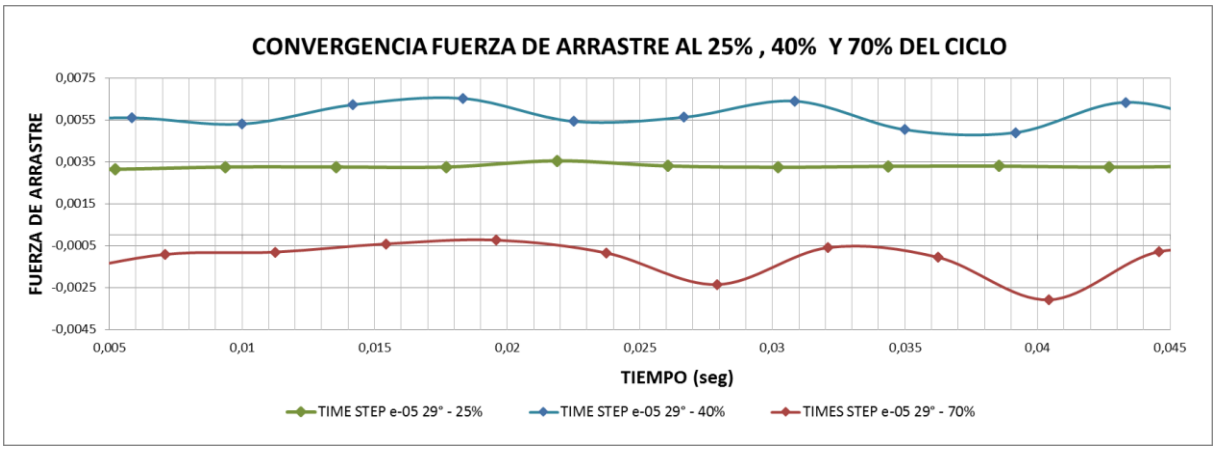


Figura 20.Estudio de convergencia coeficiente de sustentación y arrastre en Forward Flight.

4.5 Recursos Computacionales

Para el desarrollo de esta investigación se utilizó el software ANSYS® FLUENT; el equipo utilizado para las simulaciones dispone de Intel Core i7 tercera generación, CPU de 2,290 Ghz, 8 GB de RAM, 1 Tera de Disco Duro y 8 procesadores.

El tiempo total requerido para las simulaciones fue de aproximadamente 140 horas, utilizando la configuración en paralelo; sin embargo se realizaron pruebas iniciales, las cuales no fueron contabilizadas.

5 Resultados

En esta sección se muestran los resultados obtenidos una vez finalizada y aplicada la metodología de trabajo y el desarrollo de ingeniería. También se encuentran las comparaciones de los resultados con estudios experimentales y de CFD obtenidos por otros investigadores.

5.1 Procesamiento y análisis de los resultados

Al examinar el flujo de aire en 2-D alrededor de las alas de la "Drosophila Melanogaster" y compararlos con datos experimentales, se analizó por medio de gráficas el comportamiento de los coeficientes de sustentación y arrastre según el ángulo de ataque, conociendo la eficiencia con la relación $\overline{CL}/\overline{CD}$, la cual es de interés para este estudio.

Teniendo en cuenta que para la simulación se asume que el eje de posición a lo largo de la horizontal es positivo hacia la derecha y que un ciclo de aleteo se divide en upstroke y downstroke (figura 21), estos van con y en contra de la dirección del eje horizontal respectivamente. En el post procesamiento de los resultados del coeficiente de arrastre se hizo necesario cambiar el signo de los valores obtenidos en los instantes del regreso de la secuencia de aleteo o upstroke, puesto que el software analiza el arrastre con magnitud positiva en un único sentido y no asume el cambio de dirección del stroke.

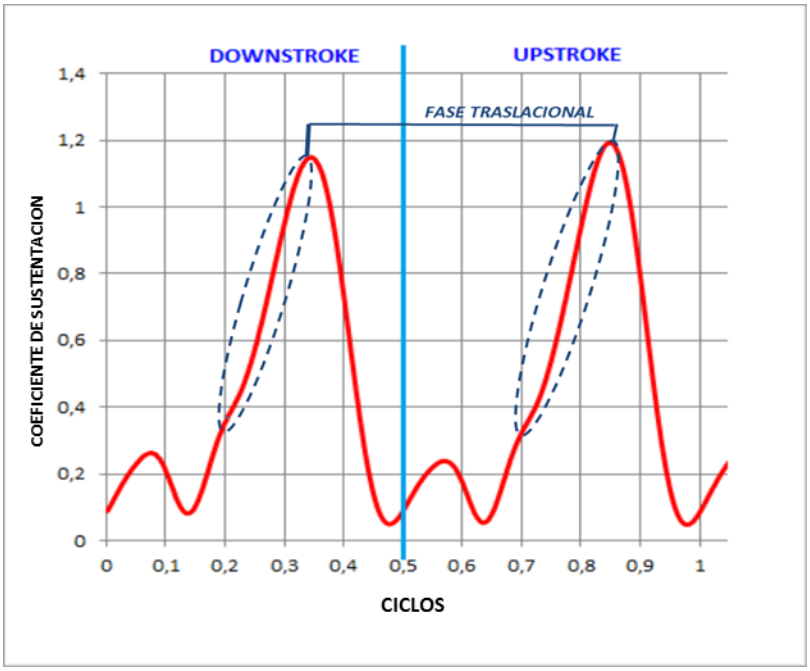


Figura 21. Representación de las etapas del ciclo y la fase traslacional durante la carrera de aleteo.

Caso Hovering o vuelo sostenido

En la figura 22 se muestran los tres casos evaluados, con ángulo de ataque de 25°, 35° y 45° denominados caso 1, 2 y 3 respectivamente, resultando en coeficientes aerodinámicos de diferente magnitud; siendo el caso 3 el de mayor rango de valores de coeficiente de sustentación. En las gráficas de coeficientes aerodinámicos, el punto 1 manifiesta el efecto Wagner y una rotación acelerada (pitch up rotation), ejecutada al final de cada pronación y supinación, como consecuencia de la restauración de la posición vertical del perfil para iniciar la carrera de regreso, llevando al primer pico de sustentación y al pico máximo de arrastre. El punto 2 es producto de que la aceleración del fluido hacia el borde de fuga genere la disminución del área de estancamiento de alta presión, y de esta forma se reduce la sustentación y el arrastre (Viieru & Shyy, 2007).

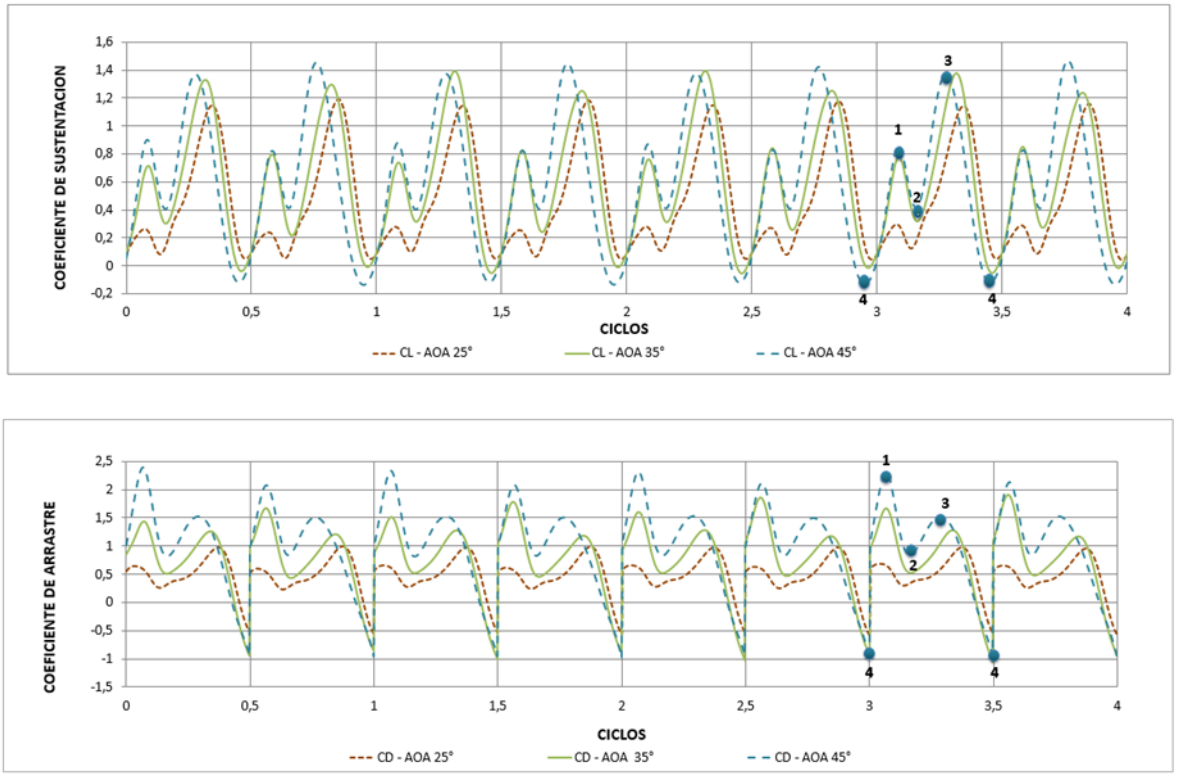


Figura 22. Comparación coeficientes de sustentación y arrastre para diferentes ángulos de ataque. La línea punteada representa los puntos críticos seleccionados para el análisis de convergencia.

En la gráfica de coeficientes de sustentación se puede notar que los tres casos presentan un desfase entre ellos, principalmente en el punto 3. En este punto existe un incremento de arrastre y un incremento máximo de sustentación debido a que durante el trascurso de la fase traslacional existe captura de estelas adyacentes producidas por la carrera anterior, puesto que se realiza una recuperación de energía la cual influye significativamente en las fuerzas aerodinámicas instantáneas; este fenómeno persiste aun cuando el perfil regresa al estado de reposo ya que la estela generada durante el movimiento traslacional

previo continua circundante. El punto 4 corresponde al valor mínimo de los coeficientes al principio y final de la carrera debido a la rápida desaceleración traslacional del perfil y al desprendimiento de los vórtices.

Análisis contornos de circulación de vorticidad

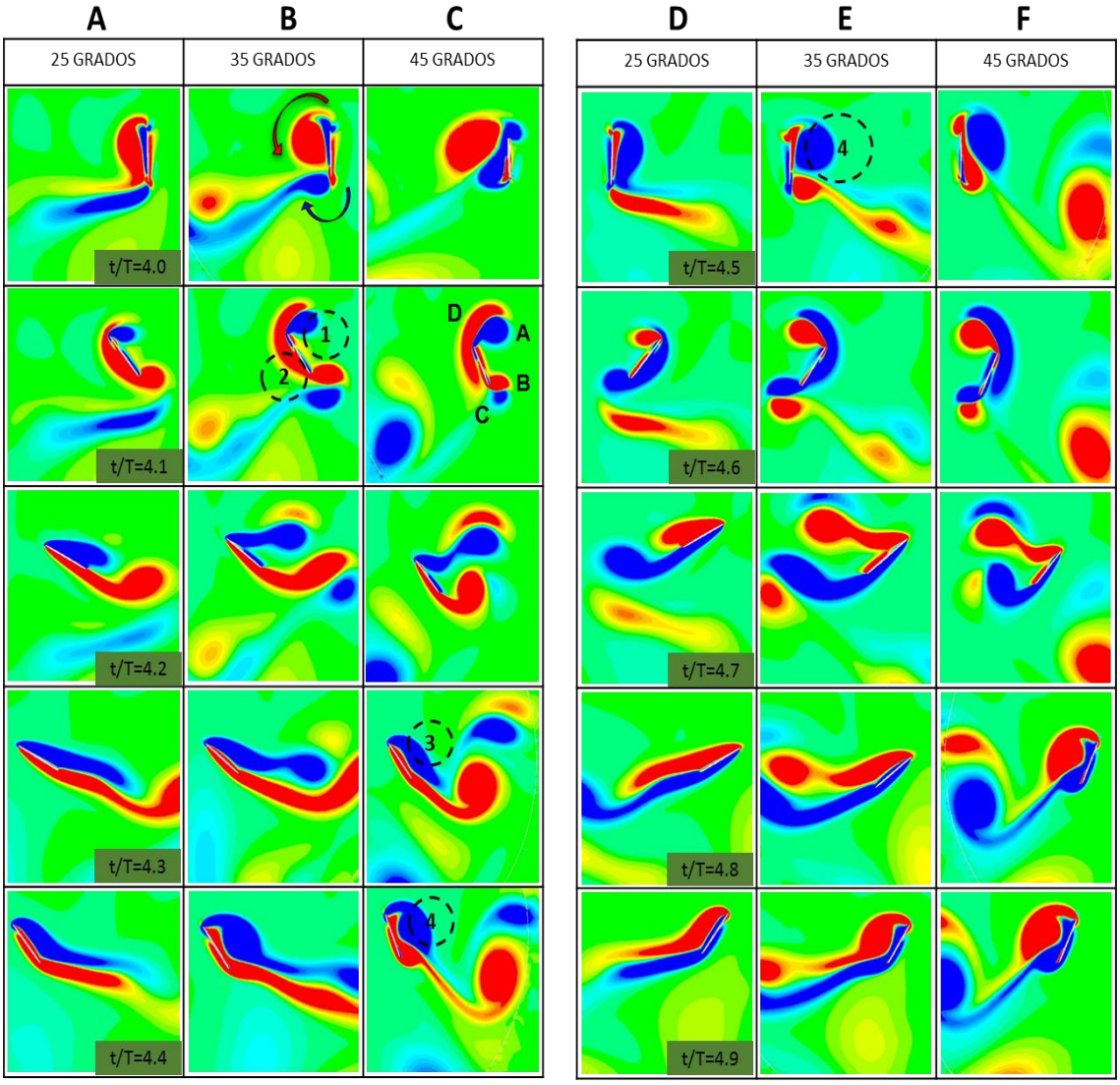


Figura 23. Contornos circulación de vorticidad para los ángulos de ataque 25°, 35° y 45°. Rojo representa los contornos girando en sentido opuesto a las manecillas del reloj. Azul contornos de vorticidad girando en sentido de las manecillas del reloj. De A-C se presenta el downstroke y de D-F el upstroke.

En la figura 23 se analiza el cuarto ciclo de la figura 22 por medio de instantes de tiempo con 4,2e-04 segundos de diferencia entre cada uno. Se observa que al comienzo del downstroke t/T=4.0, el perfil se acelera y disminuye el AoA durante la culminación de la pronación del perfil; esta rotación acelera el flujo alrededor de los bordes de ataque y de fuga, por medio de los vórtices A y B en t/T=4.1 para $\alpha = 45°$, creando una zona de succión (zona 1 en t/T=4.1 para $\alpha = 35°$) en la parte

superior del perfil. El área de estancamiento de alta presión en la parte inferior del perfil (zona 2 en t/T=4.1 para $\alpha = 35°$) se incrementa debido al fluido atraído por los vórtices formados anteriormente (t/T=4.1, vórtices C y D para $\alpha = 45°$). Esta combinación de áreas de alta y baja presión lleva a un aumento de sustentación antes de empezar la fase traslacional del downstroke como se evidencia en el punto 1 de la figura 22 (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

Mientras el perfil rota disminuyendo su AoA, el fluido es acelerado hacia el borde de fuga y el área de estancamiento de alta presión, parte inferior del perfil, disminuye (t/T 4.2) y de la misma forma disminuye la sustentación, llegando a un pico mínimo (punto 2 de la figura 22). Alrededor de la mitad de cada carrera, es decir un cuarto de ciclo, el perfil viaja a un AoA y velocidad constante donde se crea una "burbuja de recirculación" en la parte superior del perfil (zona 3 en t/T= 4.3 para $\alpha = 45°$), que junto con la ayuda de la captura de estelas logran aumentar la sustentación y arrastre a su máximo valor (punto 3 de la figura 22). Después de llegar al AoA estipulado para la velocidad traslacional constante (periodo de traslación denotado por los circulos punteados en la figura 21), el perfil desacelera e incrementa el AoA (pitch up), lo que lleva a la separación del flujo en la superficie superior del perfil (t/T 4.4 y 4.5 para $\alpha = 45°$, zona 4). Este desprendimiento de vórtices, combinado con la desaceleración traslacional rápida, disminuye la circulación y el coeficiente de sustentación a su valor mínimo al inicio y final de la carrera (punto 4 de la figura 22) (Shyy, Lian, Tang, Viieru, & Liu, 2008).

El análisis previamente descrito se efectúa únicamente de t/T 4.0 a 4.5 correspondiente al medio ciclo downstroke a razón de que en los instantes posteriores (t/T 4.6 a 4.9) se presentan los mismos efectos con circulación opuesta, como se demuestra en el efecto espejo formado al comparar las columnas A-C versus D-F de la figura 23.

Coeficientes promedio y eficiencia promedio según el AoA en Hovering

En las figura 24 y 25 se presenta la relación entre coeficientes aerodinámicos y los casos evaluados según el ángulo de ataque. Para calcular los valores promedios de los coeficientes se toma como referencia los resultados presentados en la figura 22.

Se observa que a medida que el ángulo de ataque aumenta hay una relación directamente proporcional con los resultados de los dos coeficientes en la figura 24; sin embargo, hay un mayor incremento del CD comparado con el CL a medida que crece el AoA, obteniendo un $\overline{CL}/\overline{CD}$ de 0.95, 0.75 y 0.6 para los ángulos de ataque de 25º, 35º y 45º respectivamente; esto indica que para altos ángulos de ataque los coeficientes divergen entre sí y la eficiencia disminuye.

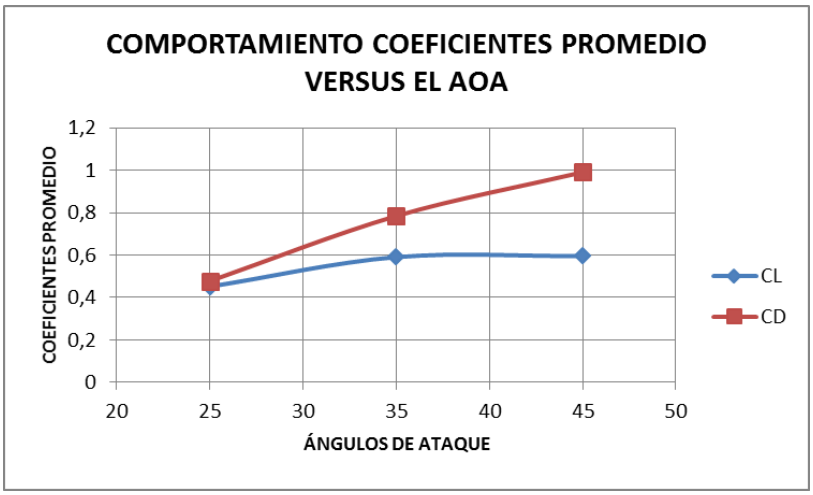


Figura 24. Comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre promedio respecto al ángulo de ataque (AoA).

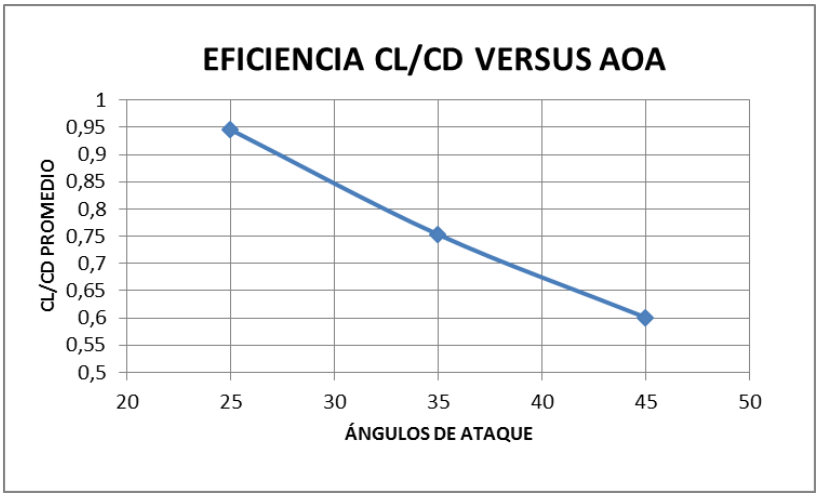


Figura 25. Eficiencia promedio comparada según AoA.

Debido a la relación directamente proporcional entre AoA y CL, no se debe evaluar altos ángulos de ataque puesto que se puede omitir el rango aceptable de comparación con resultados tridimensionales.

Caso Forward Flight o vuelo hacia adelante

En este caso el plano de aleteo gira 29° grados hacia adelante (β), con respecto a la dirección del vector velocidad en el fluido de entrada, para generar empuje a una velocidad media de 1 m/s.

El estudio se realizó con un ángulo de ataque de 34° grados, ya que de este ángulo se conocen valores de referencia iniciales y se aproxima a uno de los AoA trabajados en vuelo sostenido (35°), permitiendo la comparación entre los dos modos de vuelo, hovering y forward flight. Es necesario aclarar que los valores de

referencia son tomados de investigaciones previas (Sun & Jiang, 2003), con el fin de recrear las condiciones presentadas para la mosca de fruta en forward flight, a excepción del movimiento traslacional asimétrico el cual no es evaluado en este estudio.

A partir del 50% de cada ciclo en la figura 26 se muestra una disminución del coeficiente de sustentación, ya que en este intervalo el ala se encuentra retornando el movimiento en pro de la dirección del viento.

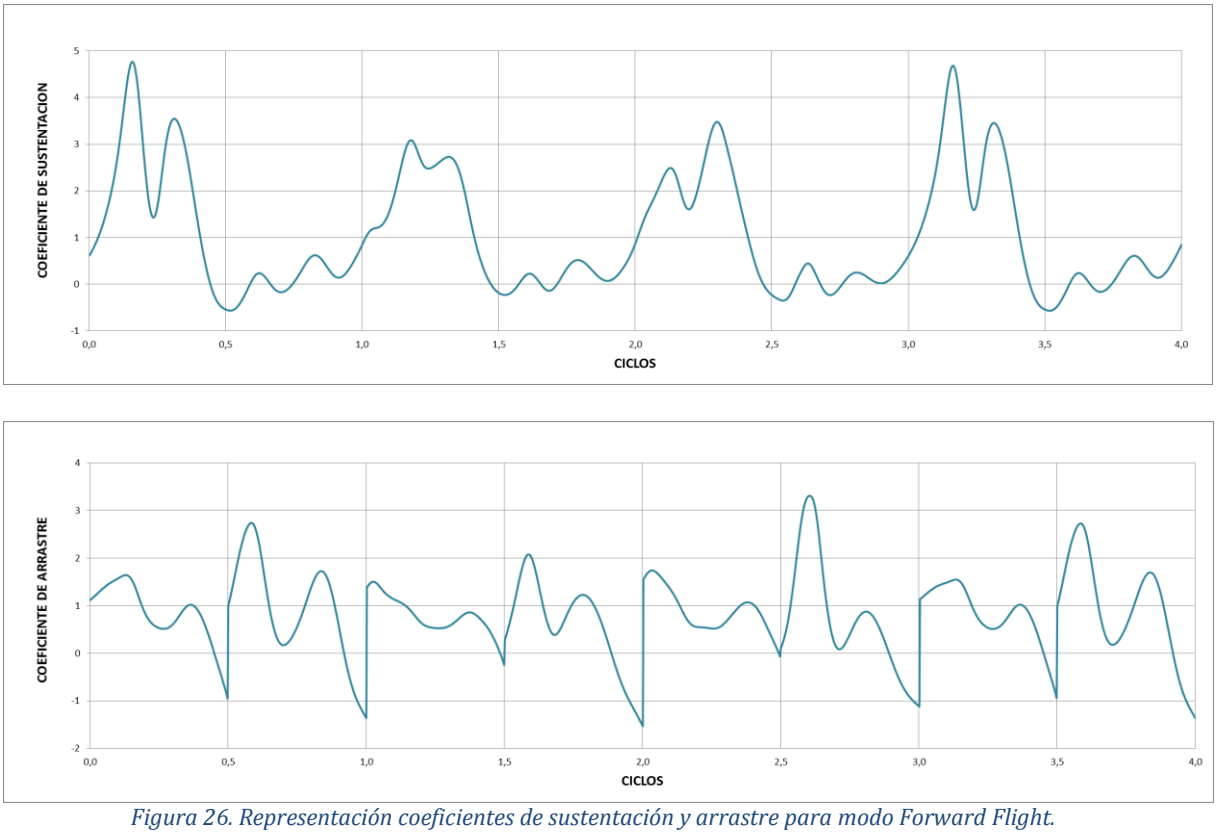


Figura 26. Representación coeficientes de sustentación y arrastre para modo Forward Flight.

De la figura 26, se puede notar que de forma general el coeficiente de sustentación tiende a ser sinusoidal, mientras que las fuerzas de arrastre tienden a generar curvas más suavizadas con fluctuación media durante el downstroke, lo cual es una característica conocida para el vuelo hacia a delante (Gunaydinoglu, 2010).

El coeficiente de sustentación en downstroke presenta un incremento de hasta el 85% mayor que el pico de upstroke, teniendo en cuenta que el flujo de entrada ingresa en dirección positiva del eje horizontal con la inclinación β del plano coordenado de referencia, el downstroke experimenta una componente opuesta a la velocidad de entrada convirtiéndose en la fase activa, efecto que aumenta las fuerzas aerodinámicas en esta sección del ciclo.

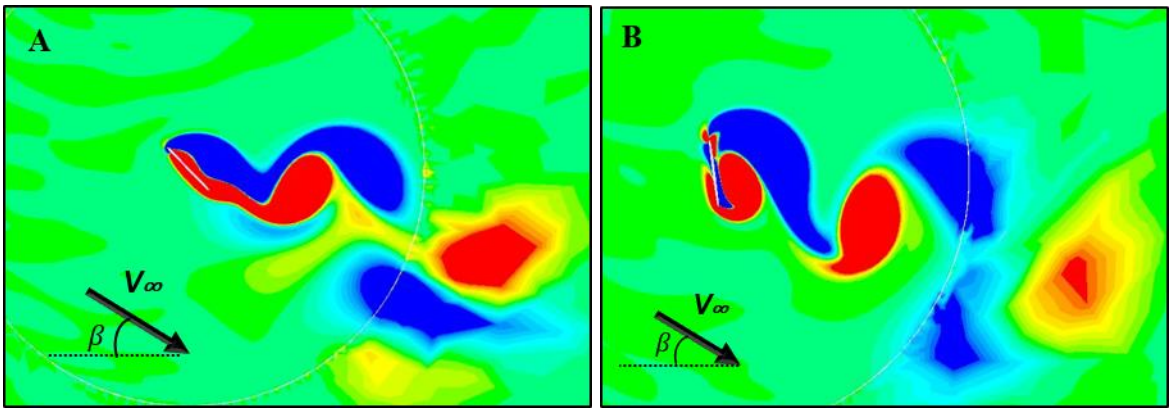


Figura 27. Contornos de circulación de vórtice. Visualización de la formación e interacción de los vórtices de Karman. (A) Fase traslacional. (B) Fase rotacional

Al finalizar la primera fase de la carrera de aleteo (downstroke), se evidencia interacción entre los vórtices dejados a lo largo de la fase traslacional (figura 27 A), este comportamiento recibe el nombre de vórtices de Karman. Para este estudio no es posible observar una mayor interacción entre las ondas en espiral a causa de la amplitud del movimiento el cual no permite el crecimiento de los vórtices, factor que afecta significativamente la teoría Karman. Es importante notar que la vorticidad en la superficie superior del perfil es mayor que en la parte inferior, consecuencia de la velocidad entrante.

El LEV se forma en la etapa rotacional y se mantiene durante un tiempo en la superficie del perfil durante la traslación, disminuyendo la velocidad y a su vez el número Reynolds instantáneo consecuencia del flujo reverso, como se ve claramente en la figura 27.

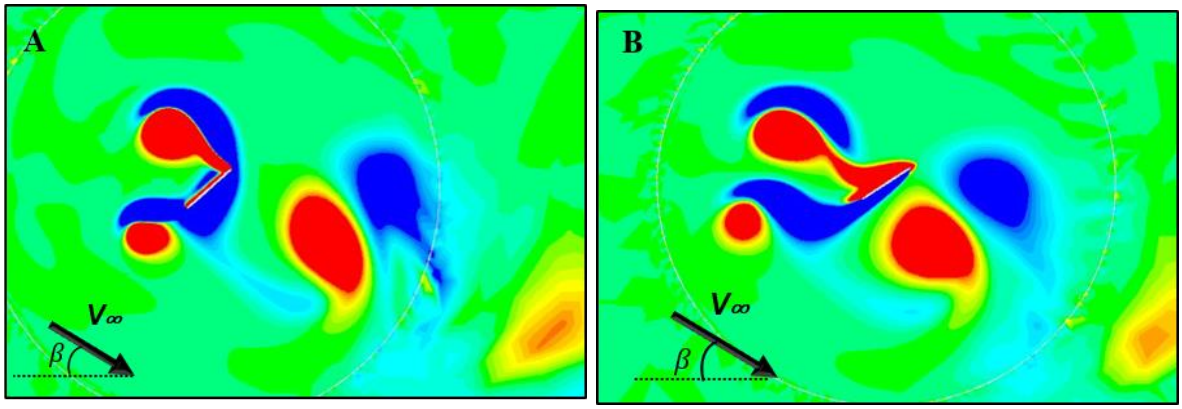


Figura 28.Contornos de circulación de vórtice durante el upstroke.

Como el upstroke es la fase pasiva del ciclo de aleto no se puede observar de manera significativa la interacción de los vórtices de Karman, como se puede visualizar en la dowstroke, pero si existe una mayor interacción entre el perfil y los vórtices dejados durante la primera carrera del ciclo (figura 28).

En la figura 28B se puede notar como el perfil en la fase de regreso interactúa con las ondas en espiral desarrolladas a lo largo de la fase de ida (downstroke), las cuales no alcanzan a disiparse correctamente como consecuencia del movimiento traslacional corto del ala.

5.2 Comparación de resultados

Uno de los objetivos planteados en este proyecto fue validar los resultados por medio de la comparación con resultados experimentales. Este proceso se realizó para el caso de vuelo sostenido puesto que para forward flight no se contó con una fuente bibliográfica que realizara un estudio experimental con los mismos valores de referencia utilizados este estudio. Adicionalmente, para efectos de esta investigación, se aplicó un modelo simétrico de la cinemática empleada para el vuelo hacia adelante donde el downstroke y upstroke tienen la misma duración de tiempo, a diferencia de estudios previos en los cuales se obtienen valores de coeficientes de sustentación y arrastre variando un medio ciclo respecto al otro debido a que el downstroke tiene mayor duración comparado con el upstroke (Dickinson, Birch, & Wang, 2004).

Comparación modo Hovering

En las figuras 29, 30 y 31 se realiza la comparación de los coeficientes aerodinámicos analizados, observándose un alto porcentaje de similitud en el rango de valores obtenidos y en la tendencia de los resultados, particularmente en los resultados de la simulación precedente (Dickinson, Birch, & Wang, 2004).

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

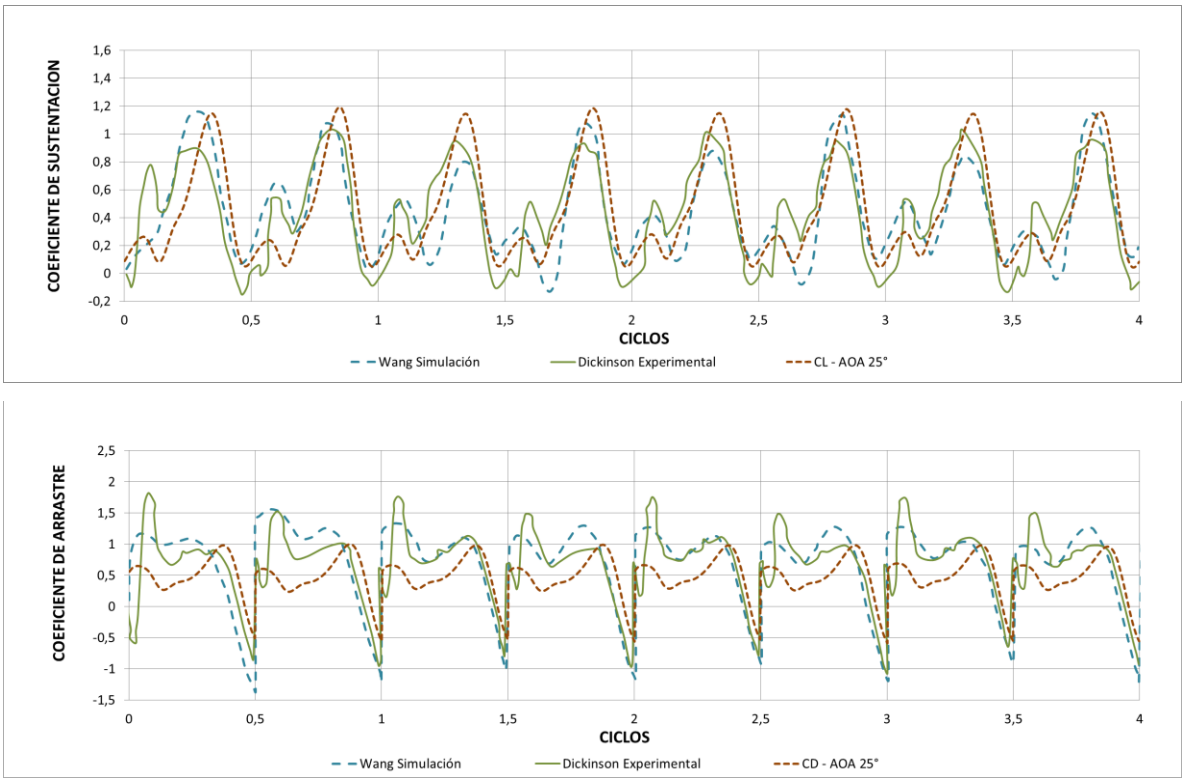


Figura 29. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 25° con datos experimentales y CFD.

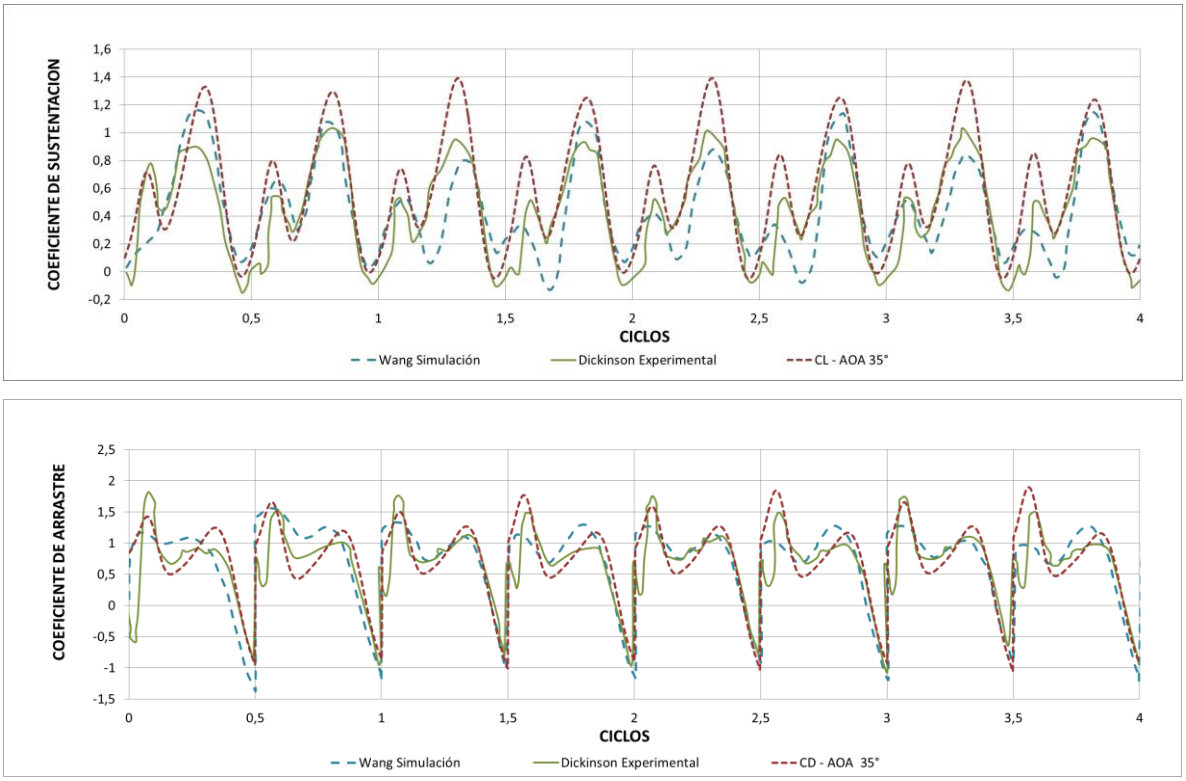


Figura 30. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 35° con datos experimentales y CFD

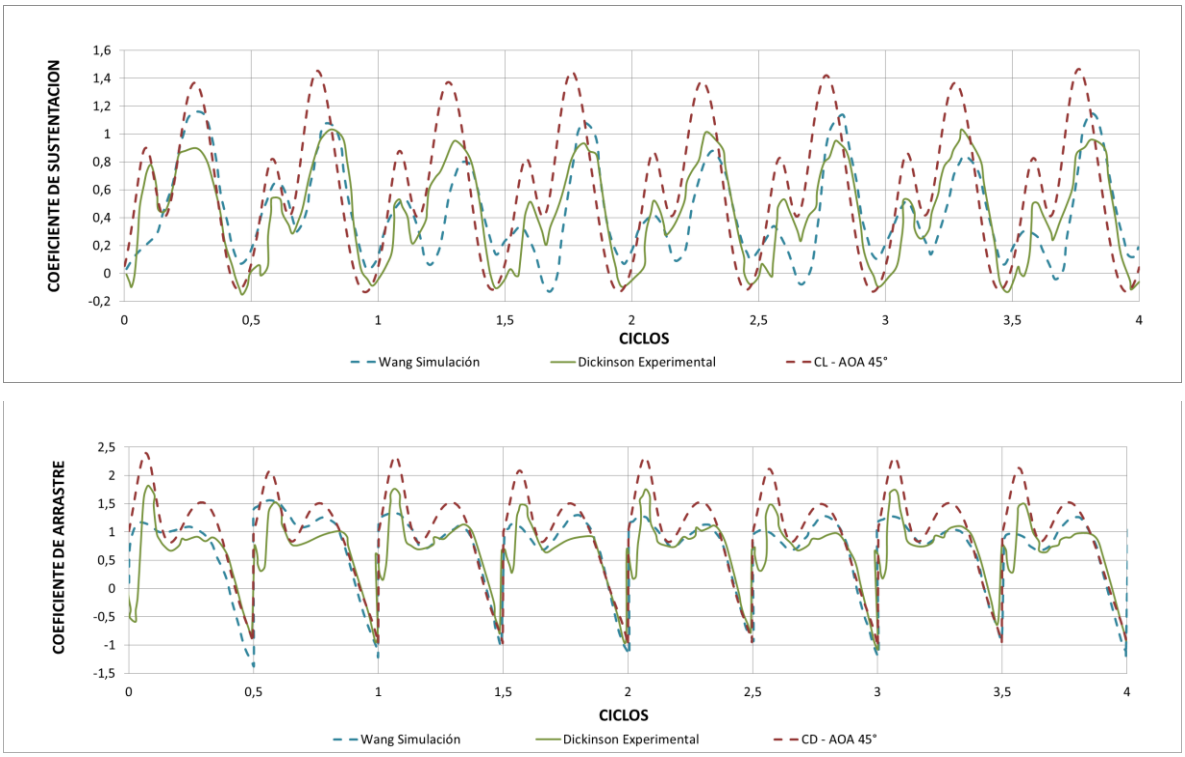


Figura 31. Comparación comportamiento coeficientes de sustentación y arrastre para un AoA de 45° con datos experimentales y CFD.

Se puede notar que existen fluctuaciones de los datos experimentales comparados con los datos computacionales, esto se debe a la naturaleza del ambiente experimental, ya que son resultados tridimensionales, emplea un fluido con propiedades diferentes y a la precisión de los sensores usados para medir el momento y fuerza en la fase experimental.

Al igual que las simulaciones de Wang se puede notar que los resultados de este proyecto capturan y representan las características principales de la dinámica de vórtice a través del ciclo. Existe un desfase con los resultados de la simulación de Wang, dado que parámetros como la frecuencia, la cuerda de la geometría y las condiciones del ambiente de simulación difieren de las usadas en el presente estudio, las cuales afectan los valores de los coeficientes aerodinámicos y la recuperación de energía provenientes de la interacción del perfil con la estructura de flujo.

Análisis contornos circulación de vorticidad

La comparación de contornos de circulación de vorticidad se efectúa en instantes capturados a lo largo del cuarto ciclo de la figura 22. Al compararlos con los mismos instantes de la simulación 2D de Wang en la primera columna, el experimento en 3D efectuado por Dickinson mostrando una sección a 65% de la envergadura con mediciones DPIV del ala en la segunda columna (Dickinson, Birch, & Wang, 2004) y la simulación computacional 2D de Akay en la tercera columna

(Busra Akay., 2007), se puede observar una gran similitud en la cantidad y sentido de las estructuras de vórtices.

Los colores de los vórtices no corresponden a los valores exactos en la escala de contornos para todas las columnas, resultando en diferentes definiciones o magnitudes de las estelas alrededor del perfil. Debido a esto, la comparación se debe efectuar más de modo cualitativo que cuantitativo (Busra Akay., 2007). Sin embargo, se tomaron las capturas de las imágenes en los mismos instantes de tiempo establecidos por los autores con los que se compara.

A diferencia de los resultados de Wang y Dickinson en donde se evidencia discrepancia entre el downstroke y upstroke para los vórtices formados, en los resultados de Busra Akay y los de este proyecto se presentan los mismos efectos con circulación opuesta, como se demuestra en el efecto espejo formado al comparar las figuras 32 y 33.

Se considera que las diferencias existentes en los ambientes de simulación de las imágenes experimentales y la simulación de Wang (Dickinson, Birch, & Wang, 2004), afectan considerablemente la visualización y comparación de las estelas de vórtices con las obtenidas en este proyecto. Dado que para la emulación experimental se usó un fluido diferente al aire y se implementó un mecanismo con sensores (sistema DPIV) que generan cierta incertidumbre durante las capturas de las estelas.
No se comparan los coeficientes de sustentación y arrastre con Busra Akay dado que este realiza el análisis de la simulación con diferentes condiciones de trayectoria y número Reynolds; parámetros que afectan considerablemente el comportamiento de las fuerzas aerodinámicas y se hacen notorias en las imágenes de contorno, aunque el comportamiento de las estelas es similar con la del presente estudio, la intensidad y tamaño de los vórtices es mayor.

ESPACIO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

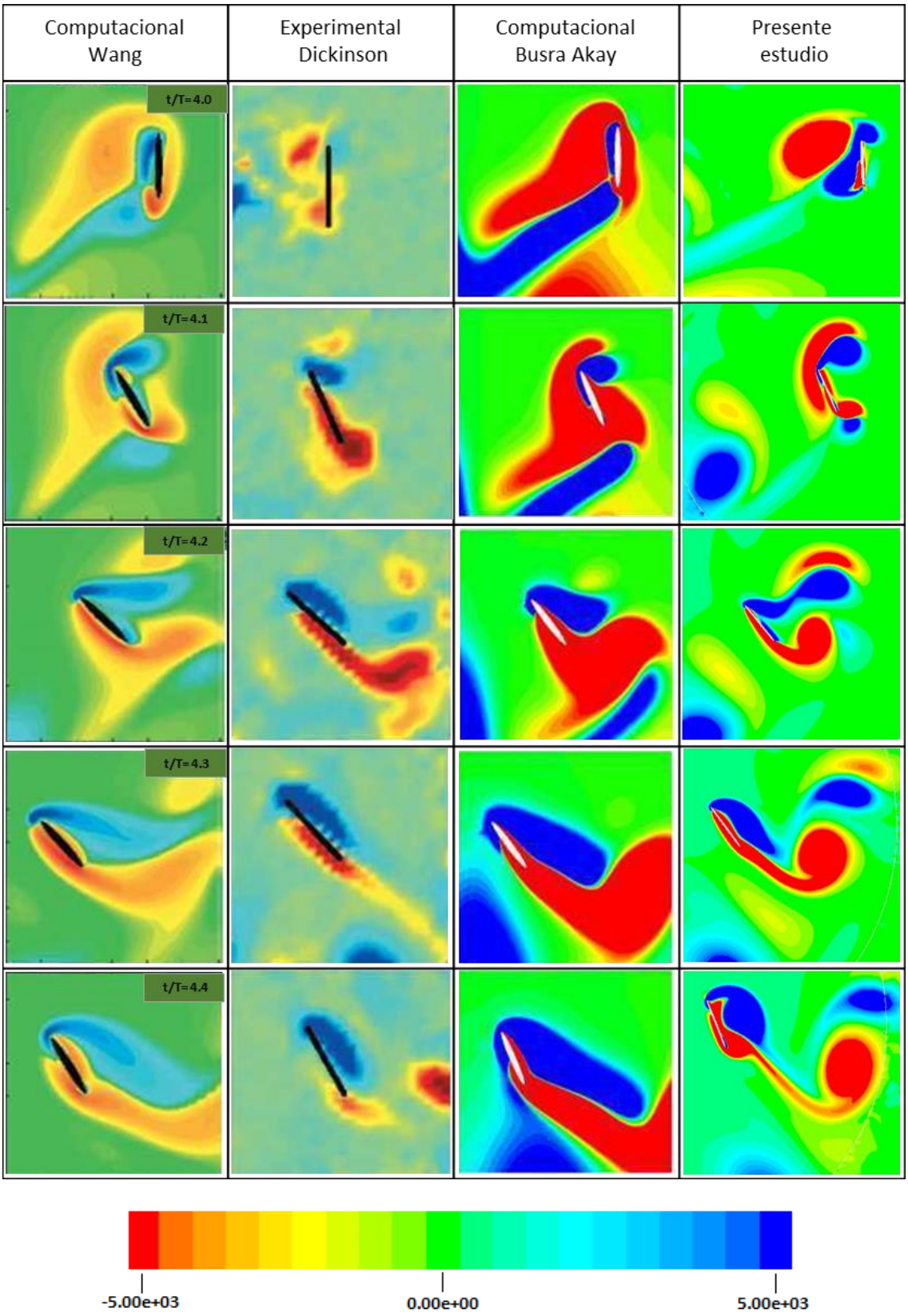


Figura 32. Comparación de los contornos de circulación de vorticidad con AOA de 45° durante el dowmstroke con resultados experimentales y computacionales preliminares. La escala de contorno presentada se aplica únicamente a este estudio.

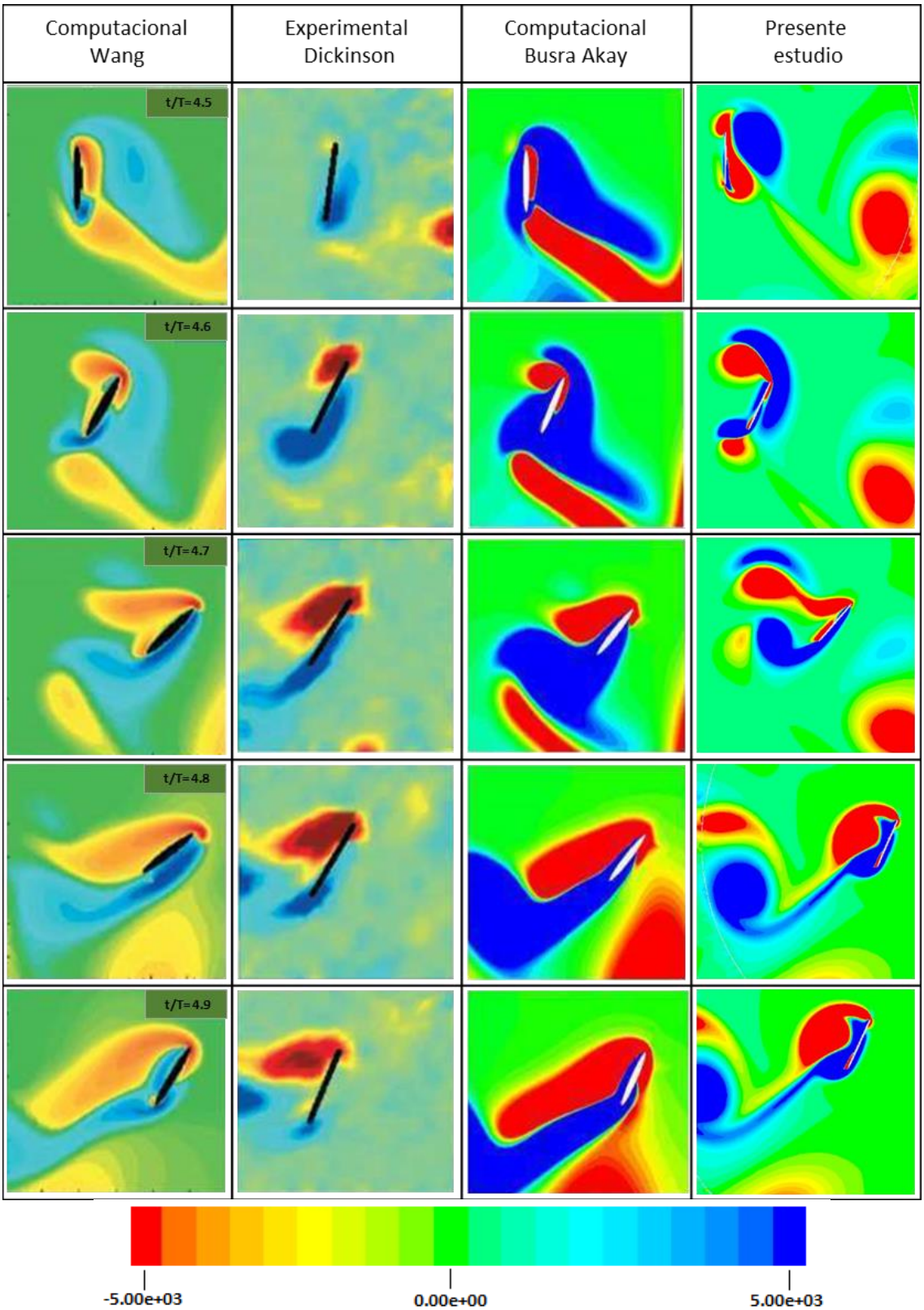


Figura 33. Comparación de los contornos de circulación de vorticidad con AOA de 45° durante el upstroke con resultados experimentales y computacionales preliminares. La escala de contorno presentada se aplica únicamente a este estudio.

Comparación modo Hovering y Forward Flight

En la figura 34 se puede observar como la variación entre la carrera downstroke del forward es significativamente diferente a la del modo hovering, mientras que para la fase de upstroke el comportamiento de los dos modos de vuelo es similar y con desfase mínimo; esto se debe a que en forward flight el downstroke es la fase del movimiento mayormente afectada por la incidencia del vector velocidad del flujo, siendo esta la etapa activa del ciclo de aleteo.

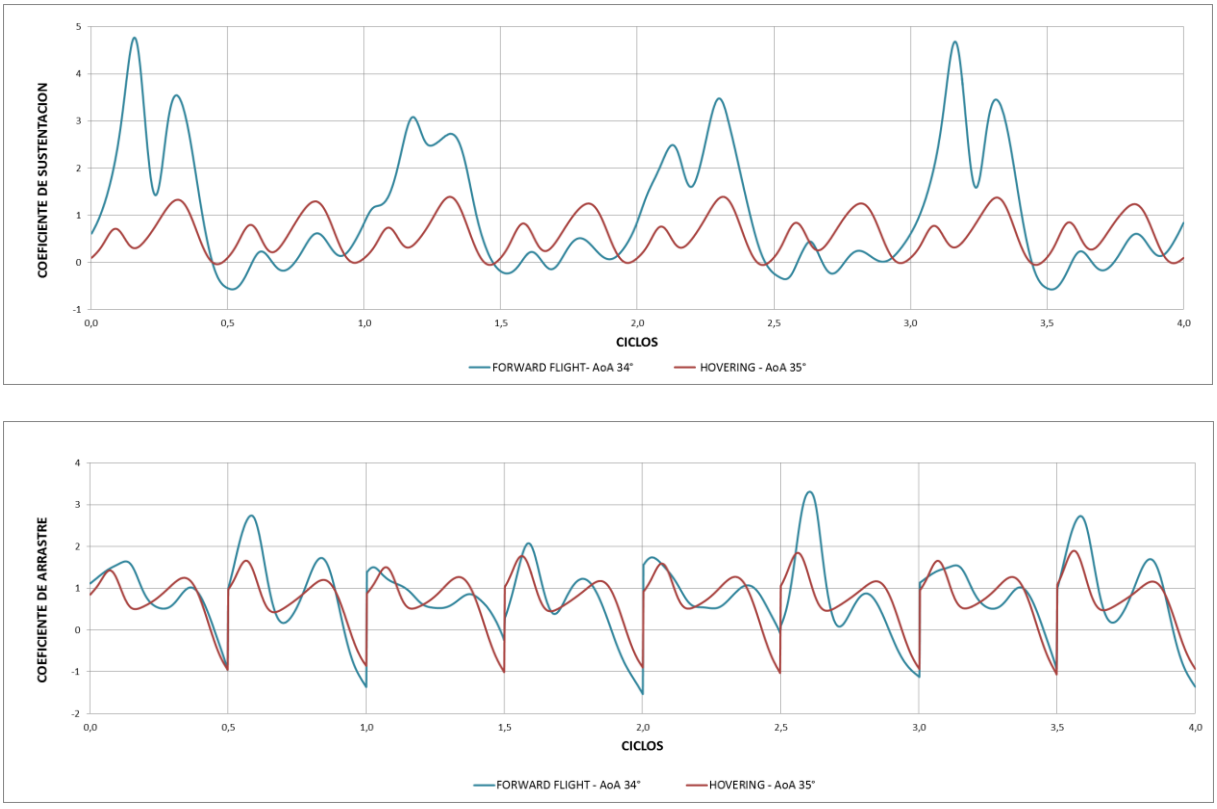


Figura 34. Comparación de los coeficientes de sustentación y arrastre en modo hovering y forward flight.

En los dos tipos de vuelo evaluados en este estudio se presentan picos en medio de cada carrera, producto de la interacción con las estelas tal como se demuestra en la Figura 22, punto 3.

De forma general los mecanismos de producción de las fuerzas al principio y al final del down-up stroke son los mismos para forward que para hovering, todo ocurre en la pronación y supinación donde se desprenden los vórtices del ala (figura 35).

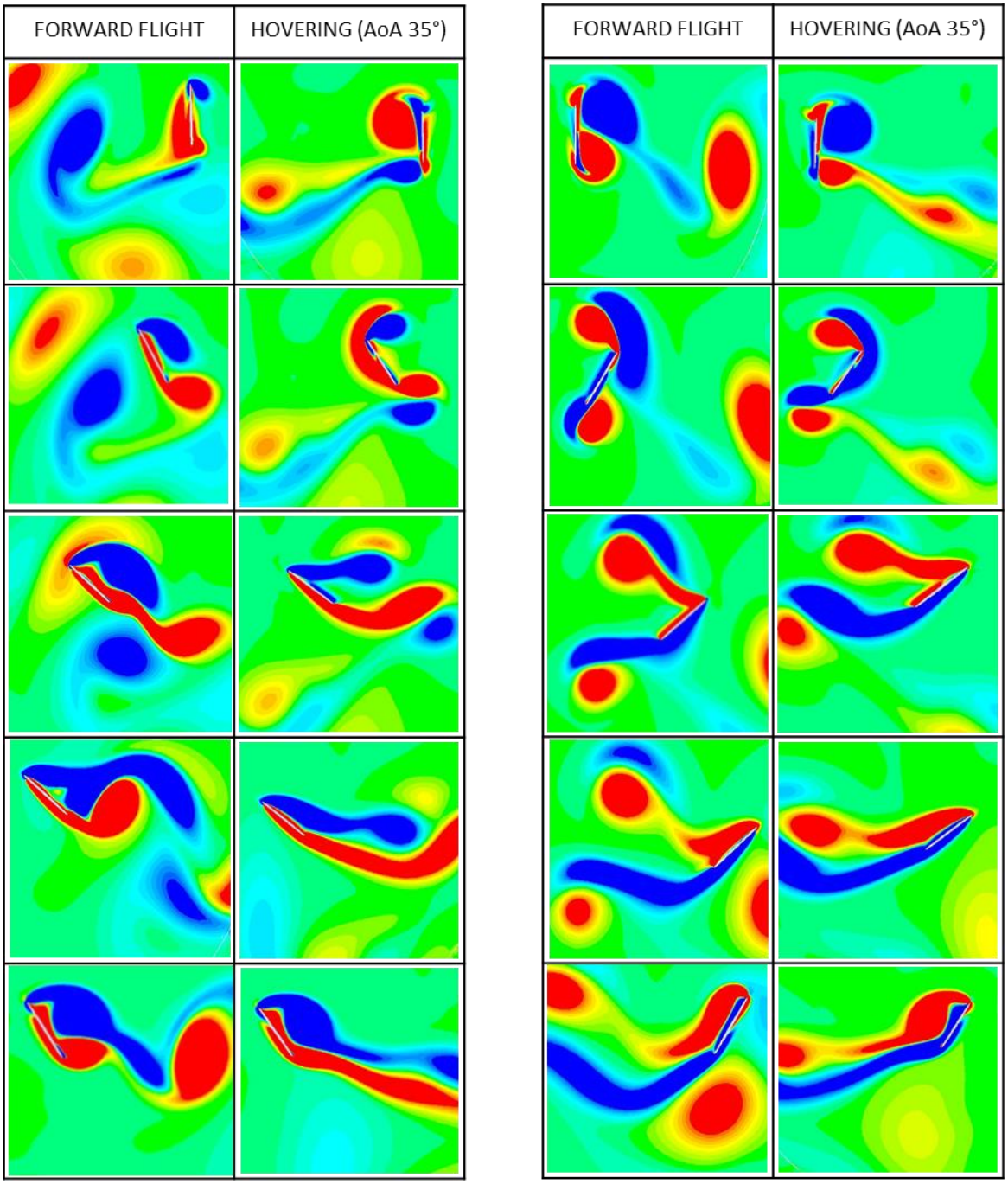


Figura 35. Comparación contornos de vorticidad en modo Hovering y Forward flight a A0A 35° y 34° respectivamente.

6 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

Conclusiones

- Se definió el modelo matemático que describe el movimiento del ala de la mosca de fruta con base a las investigaciones previas a este proyecto. Aunque las ecuaciones implementadas representan solo un tipo de cinemática (plano de aleteo lineal y simétrico) y no describen con exactitud el movimiento de las alas de la Drosophila, los resultados obtenidos en las estructuras de flujo, teniendo en cuenta parámetros de frecuencia, número Reynolds y condiciones del entorno, son válidos y comparables con estudios computacionales y experimentales efectuados.

- Por medio del estudio simplificado del time-step, en configuración hovering con un ángulo de ataque de 25 se corroboró que un valor de 1e-05 es suficiente para obtener valores precisos y comparables, y de esta forma se puede economizar el número de recursos y tiempo computacional requeridos para amplitudes de movimiento en el rango de 3 a 5 veces la cuerda; si la amplitud del movimiento es superior a 5 veces la cuerda los valores de time step afectan considerablemente los resultados, el paso de tiempo debe ser mínimo de 1e-07 en ese caso.

- Por medio del estudio de convergencia se corrobora la estabilidad y validez de los resultados de la simulación. Debido a que el aleteo de la mosca de fruta es cíclico, éste análisis de convergencia debe efectuarse por medio de la comparación de datos en puntos críticos de las fuerzas aerodinámicos obtenidas a lo largo de los ciclos efectuados, y no realizarse de la manera convencional, en la que los residuos de la simulación tienden a converger en un solo punto.

- A pesar de que el proyecto estaba limitado para la simulación de un solo ángulo en cada configuración se tomaron dos ángulos más en hovering con el fin de analizar cómo el ángulo de ataque afecta los coeficientes aerodinámicos y generación de vórtices, para esto se tomaron tres casos en 25°, 35° y 45° bajo la configuración de hovering y un caso de forward flight con un AoA de 34°, y ángulo de inclinación del plano de aleteo de 29°, equivalente a una velocidad media de la mosca. De la misma forma, aunque todos los autores recomiendan realizar el proceso computacional entre 2 y 10 ciclos, se simularon 12 ciclos para asegurar y ratificar que la

fase en que se analizaron los resultados había generado una tendencia mediante un comportamiento fijo y estable.

- Se desarrolló el post procesamiento de los resultados tanto de los coeficientes aerodinámicos por medio de gráficas como de los contornos de circulación por medio de la captura fotográfica en ANSYS® FLUENT. Durante el proceso de análisis de resultados se evidenció que el fenómeno preponderante durante el ciclo en las dos configuraciones, hovering y forward flight, es el efecto Wagner el cual produce el LEV que permanece unido al perfil durante instantes de tiempo determinados e interactúa con las estelas de vórtices dejadas a lo largo del movimiento en ciclos anteriores. Esta condición es notoria en el caso 3 a 45º de AoA, ya que con un incremento del ángulo de ataque, la magnitud e interacción de vórtices aumenta. Es de aclarar que el efecto Magnus no se desarrolla en la fase rotacional debido a que es muy pequeña y no alcanza la velocidad angular suficiente para lograr que el flujo cambie de dirección. De la misma forma se observa un efecto espejo en el comportamiento del flujo durante el downstroke y upstroke en las capturas fotográficas analizadas. Para hovering, se identificaron los rangos de tiempo en los que el ciclo tiene fases traslacionales, las cuales son esenciales en el análisis de los tres casos para esta configuración, en la cual se evidencia un aumento de sustentación a medida que el ángulo de ataque se incrementa.

- Para el análisis de forward flight fue fundamental tener en cuenta que el plano de aleteo se inclina 29° con respecto a la velocidad de entrada y el cuerpo de la mosca tiene un grado diferente de inclinación a diferencia de la configuración de hovering; de esta manera se observó la presencia de otro fenómeno, vórtices Karman, el cual es consecuencia del flujo de entrada, efecto característico en esta configuración.

- Al comparar resultados experimentales y computacionales con la configuración de hovering se concluye que la simulación, aunque haya sido bidimensional y sea simplificada la cinemática de la mosca de fruta, arroja valores muy próximos a la realidad y a estudios computacionales realizados en 2D, siendo completamente válidos. El comportamiento del flujo difiere para hovering y forward flight debido a que divergen en las magnitudes de las fuerzas aerodinámicas, mostrando un aumento y disminución de sustentación en el downstroke y upstroke respectivamente, debido a la dirección de traslación del ala con respecto a la velocidad de entrada en el momento en que el insecto se impulsa hacia adelante. Se efectuó la comparación entre estos dos modos de vuelo debido a que los parámetros implementados en estudios de forward flight difieren considerablemente de los utilizados en el presente estudio.

- Es indispensable emplear el conocimiento del comportamiento de las estructuras de flujo en las configuraciones de vuelo estudiadas para la implementación de un flapping wing en la industria.

- Se estableció una topología de malla que podrá ser utilizada en simulaciones tridimensionales, enfocada en el análisis de contornos de vorticidad, siempre que se establezcan las condiciones de profundidad de malla indicadas para la simulación en metodología LES. Se espera que para futuras comparaciones de resultados con valores tridimensionales, el comportamiento de los coeficientes de sustentación sean similares, siempre que se respeten los parámetros de contorno de simulación y se trabaje en la región en que los resultados se pueden comparar entre 2D y 3D (0°-50° AoA), adicional se espera que se evidencien fenómenos como el “clap and fling” y el vórtice de punta de ala (wing tip vortices).

Recomendaciones

- En cuanto al forward flight se requiere un estudio tanto experimental como computacional del movimiento asimétrico en esta configuración de vuelo. Al igual se hace necesario realizar simulación tridimensional en los dos modos de vuelo para comparar el comportamiento de los resultados computacionales en 2D y 3D.

- Se invita a generar un dominio computacional no estructurado más fino, para obtener mejor definición de los contornos del flujo desarrollado.

- En cuanto a las fuentes de cómputo se aconseja la utilización del sistema operativo Linux, dado que este facilita el proceso de compilación de códigos UDF y agiliza la fase de carga y configuración del caso en el software utilizado para las simulaciones.

7 BIBLIOGRAFÍA

A.Johnson, A. (2009). Dynamic Mesh CFD and its application to Flapping Wing Micro Air Vehicle . *The Journal of Experimental Biology 212* , 1-10.

A.N., W. S., A, H. A., Chimakurthhi, S., Trizia, P., Kang, C., Cesnik, C., y otros. (2010). Recent progress in flapping wing aerodynamics and aerelasticity. *The Journual Progress in Aerospace Sciences*.

Anderson., M. L., & Major, U. (2011). Design and Control of Flapping wing micro air vehicle . *Air Force Institute of Technology* .

Ansari., S., Bikowski., R., & Knowles., K. (2006). Aerodynamic modelling of insect - like flapping flight for micro air vehicles. *SciVerse Scient Direct*.

Ansys. (2012). *Fluent User's Guide.* U.S.A: ANSYS .Inc .

B.Cheng, S. F. (2009). *Aerodynamic damping during rapid fligth maneuvers in the fruit fly Drosophila.* The Journal Experimental Biology 213.

B.Dickson., W., Polidoro, P., & ., M. M. (2010). A linear systems analysis of the yaw dynamics of a dynamically scaled insect model . (P. b. Limited, Ed.) *The Journal of Experimental Biology 213*, 3047-3061.

Barragán, G. A., Dominguez, R. J., García, J. I., & Niampira, J. H. (2004). Caracterizacion del método de Diseño aplicable a micro vehiculos aéreos.Diseño de un MAV y difinición de los párametros básicos para la formación de un grupo de investigacíon . *Universidad de San Buenaventura* .

Bennett, L. (1977). Clap and Fling Aerodynamics an Experimental Evaluation . *The Journal of Experimental Biology 69*, 261-273.

Birch, J., Dickinson, W. B., & Dickinson, M. H. (2004). Force production and flow structure f the leading edge vortex on flapping wings at hight and low Reynolds numbers. *The Journal f Experimental Biology 207*, 1063- 1072.

Busra Akay. (2007). *Unsteady aerodynamic Calculations of flapping wing motion.* Ankara: Middle East Technica Univerity.

Dickinson, M. H., Birch, J., & Wang, J. (2004). Unsteady forces and flows in low Reynolds number hovering flight: two-dimensional computations vs robotic wing experiments. *The Journal of Experimental Biology 207*, 449-460.

Dickinson., W., Polidoro, P., Tanner, M., & Dickinson, M. H. (2010). A linear systems analysis of the yaw dynamics of a dynamically scaled insect model. *The Journal of Experimental Biology 213*, 3047-3061.

Ellington, C. (1999). The novel aerodynamics of insect: Applications to micro air vehicles. *The Journal of Experimental Biology 202*, 3439-3448.

Ennos, A. (1989). The Kinematics and Aerodynamics of the free flight of Some Diptera. *The Journal of Experimental Biology 142*, 49-85.

Ferziger, J., & Peric, M. (2002). *Computational Methods for Fluid Dynamics.* Springer.

Fry., S. N., Sayaman., R., & H.Dickinson, M. (2005). The aerodynamics of hovering flight in Drosophila. *The Journal of Experimentak Biology 208*, 203-2318.

Gunaydinoglu, E. (2010). *Low Reynolds number aerodynamics of flapping airfoils in hover and forward flight.* Middle East Technical University , Ankora.

H.Dickinson., M., ., F. O., & Sane., S. P. (1999). Wing rotation and the Aerodynamic basis of insect flight. *Science 284*, 1954.

Ishihara, D., Horie, T., & Denda, M. (2009). A two -dimensional computacional study on the fluid-structure interaction cause of wing pitch changes in dipteran flapping flight. *The Journal of Experimental Biology 212*, 1-10.

Jiyuan Tu, G. H. (2012). *Computacional Fluid Dynamics, A pratical approach* (Vol. Second Edition). Butterworth-Heinemannn.

Knowles, K. .., Wilkins, P., Ansari, S. A., & Zbikowski, R. (2007). Integrated Computational and Experimental Studies of Flapping- wing Micho Air Vehicle Aerodynamics. *3rd International Symposium on Integrating CFD ande Experiments in Aerodynamics*.

Kurtulus, D. F. (2005). *Numerical and experimental Analysis of flapping motion in hover applications to micro airvehicle .* Middle East Technical University , Ankary.

Leguizamón, S. (2012). *Parametric simulation of the non - staionary Aerodynamics of flapping wing at low Reynolds numbers.* Universidad de los Andes .

Lehmann, F. O., & Pick, S. (2007). The aerodynamic benefit of wingof wing - wing interation depends on stroke trajectory in flapping insect wings. *The Journal of Experimental Biology 210*, 1362-1377.

Lehmann., F. O. (2008). When wings touch wakes:Understanding locomotor force control by wake-wing interference in insect wings. *The journal of Experimental Biology 211*, 224-233.

Lehmann., F. O., P.Sane., S., & Dickinson, M. (2005). The aerodynamic effects of wing- wing interation in flapping insect wings. *Journal of Experimental Biology 208*.

Lentink, D., & Dickinson , M. H. (2009). Biofluiddynamic sacling of flapping spinning and translating fins and wings. *The Journal of Experimental Biology 212*, 2691-2704.

M.R.Amiralaei., H. S. (2011). *Flow field chatacteristics study of a flapping airfoil using computacional fluid dynamics.* Ryerson University, Department of Aerospace Engineering, Toronto.

Ramamurti, R., & Sandberg, W. C. (2007). A computational investigation of the three-dimensional unsteady of Drsophila hovering and maneuvering. *The journal of Experimental Bioloy 210*, 881-896.

S.C.Licht, Wibawa, M., F.S.Hover, & Triantafyllou, M. (2010). In lien motion causes high thrust and efficiency in flapping foils that use power downstroke. *The Journal of Experimental Biology 213*.

Sane, S. P. (2003). The aerodynamics of insect flight. *The Journal of Experimental Biology 206*, 4191-4208.

Sane, S., & Dickinson, M. H. (2001). The control of flight force by a Flapping Wing : Lift and Drag Production. *The Journal of Experimental Biology 204*, 2607-2626.

Sane., S. P., & H.Dickinson, M. (2002). The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quai-steady model of flapping. *The Journal of Experimental Biology 205*, 1087-1096.

Seifert, J. (2012). *A review of a Magnus effect in aeronautics.* (S. S. Direct, Ed.) Alemania: Journal Progress in Aerospace Science.

Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viieru, D., & Liu, H. (2008). *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers.* Cambridge University Press.

Sun, M., & Jiang, W. (2003). Aerodynamic force generation and power requirements in forward flight in fruit in a fruit fly with modeled wing motion. *The Journal of Experimental Biology 206*, 3065-3083.

Sun, M., & Tang, J. (2002). Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion. *The Jounal of Experimental Biology 205*, 55-70.

Tang, J., & Sun, M. (2002). Lift and power requirements of hovering flight in Drosophila virilis . *The Journal of Experimental Biology 205*, 2413-2427.

Viieru, J. T., & Shyy, W. (2007). Effects of Reynolds Number and Flapping Kinematics on Hovering Aerodynamics. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit* .

Viiery, D., Tang, J., Lian, Y., Liu, H., & Shyy, W. (2006). Flapping and Flexibles Wing Aerodynamics of Low Reynolds Number Flight Vehicles. *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*.

Wang, J. W., & Sun, M. (2007). Fligtht stabilization control of hovering model insect. *The Journal of Experimental Biology 210*, 2713-2722.

Wang, Z. (2004). The role of drag in insect hovering. *The Journal of Experimental Biology 207*, 4147-4155.

Whitney, J. P. (2012). *Design and Performance of Insect -Sacle Flapping -Wing Vehicles.* Harvard University Cambrigde, Massachusetts.

Wu, J. H., & Sun, M. (2004). Unsteady aerodynamic forces of flapping wing . *The Journal of Experimental Biology 207*, 1137-1150.

Yang, K. D., & Kyung, R. (2011). Computacional Aerodynamics of Insects Flapping flight . *The American Physical Society, Division of Fluid Dynamics* .

Yao, W. C. (2009/2010). *Computacional Fluid Dynamics of Flappin wings.* School of Mechanical and Aerospace Engineering Nanyang Technological University , Syngapure.

ANEXO A

CODIGO UDF

```
# include "udf.h"
# include "dynamesh_tools.h"
DEFINE_CG_MOTION(FLYMOTION,dt,vel,omega,time,dtime)

{
#if !RP_HOST
real pi, f, w, ha, alpha_0, alpha_a, phi;

pi = 3.141592654            ;
f = 240                     ;           /* frecuencia en rad/s */
w = 2*pi*f                  ;           /* velocidad angular en rad/s */
ha = 0.0025                 ;           /* amplitud del movimiento en m 6c*/
alpha_0 = (90*pi)/180       ;           /* mean pitch angle en radianes*/
alpha_a = -(65*pi)/180      ;           /* amplitud del movimiento en radianes */
phi = (180*pi)/180          ;           /* phase pitching-plunging*/

vel [0]  = ha*w*cos((w*time)+alpha_0)       ;           /* traslación del perfil */
vel [1]  = 0.0                              ;
vel [2]  = 0.0                              ;

omega [0] = 0.0                                     ;
omega [1] = 0.0                                     ;
omega [2] = (w*alpha_a)*(cos((w*time)+phi)))        ;       /* rotación del perfil */

#endif
}
```