

69059

CEBALLOS, L.R
Desarrollo de Simula

2010

69059



**DESARROLLO DE SIMULACIONES NUMÉRICAS
DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE
VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS DE ALAS
UNIDAS Y CON GRAN ENVERGADURA**

por

Luis R. Ceballos

Tesis presentada para la obtención del grado de
Magíster en Ciencias de la Ingeniería
Mención: Ingeniería Mecánica

FACULTAD DE INGENIERÍA
UNIVERSIDAD NACIONAL DE RÍO CUARTO

Diciembre 2010

00059

MFN:
Classif: T-402

DESARROLLO DE SIMULACIONES NUMÉRICAS DEL COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS DE ALAS UNIDAS Y CON GRAN ENVERGADURA

por

Luis R. Ceballos



Dr. Sergio Preidikman
Director



M. Sc. Julio C. Massa
Co-Director

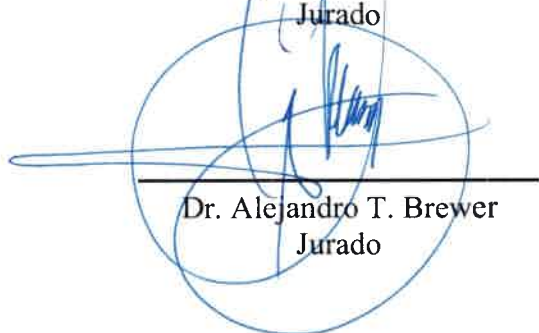
APROBADA POR:



Mg. Raul A. Dean
Jurado



Mg. Juan F. Giró
Jurado



Dr. Alejandro T. Brewer
Jurado



Dr. Sergio Preidikman
Director



Mg. Miriam Martinello
Vicedecana



M. Sc. Rubén A. Davicino
Director de la Escuela de Posgraduación de la UNRC

Diciembre 2010

Porque donde esté tu tesoro, allí estará también tu corazón.

Mt 6 21

AGRADECIMIENTOS

Deseo hacer un agradecimiento especial a Sergio Preidikman y Julio Massa, por contribuir a mi formación profesional y por ayudarme a realizar este trabajo de tesis, pero por sobre todo, deseo agradecerles por ser personas de bien y por brindarme su amistad. En momentos difíciles para mí, puede contar con su apoyo incondicional y paciencia. Gracias por iniciar mi interés en la investigación y por los numerosos consejos que me han dado.

A los miembros del jurado por el tiempo dedicado a la lectura de este trabajo.

Al CONICET por su apoyo económico para la realización de este trabajo. A las autoridades, a los docentes y a los no docentes de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional de Río Cuarto, ya que han contribuido a mi formación de grado y me han brindado la posibilidad de continuar con mi formación de postgrado. A Alejandro Ambrogui, aunque ahora no está presente físicamente entre nosotros permanecerá en mi memoria, él contribuyó a mi formación de grado y me dejó muy buenos consejos. A Dina y Rosita, por aportarme una gran cantidad de litros de agua caliente para el mate.

A mis compañeros del grupo de investigación que ha sido gestado, desde Río Cuarto, por Sergio y Julio. Bruno, Cristian, Marcos, Ronald, Daniel, Ariel y Adrián, gracias por sus preguntas, sugerencias, consejos y críticas a mi trabajo, pero por sobre todo, gracias por su amistad.

A los integrantes del Grupo de Electrónica Aplicada, por su apoyo y por prestarme en algunas oportunidades sus computadoras y un espacio para trabajar en el pabellón I. A mis compañeros docentes con los cuales he compartido el dictado de clases María Luisa, Silvia, Jorge, Mercedes y José Luis.

A toda mi familia. A mis padres, Rosa y José, por formarme para la vida. A mi abuela Emma, por sus oraciones y enseñanzas. A mi hermana Emma, a su compañero de la vida Enrique, y a sus hijos: mi ahijada María Cecilia y mi sobrino Francisco, por enseñarme a ver la vida de una manera diferente.

A mis amigos de toda la vida, por su apoyo incondicional y oraciones... realmente, en ellos y en Él he encontrado un tesoro.

Capítulo 3: EL PREPROCESADOR DE CONFIGURACIONES	33
3.1. Introducción	33
3.2. Datos de entrada	34
3.3. Curvas de referencia	37
3.3.1. Curvas de referencia de las alas	37
3.3.2. Curvas de referencia del fuselaje	42
3.3.3. Curvas de referencia del empenaje vertical	45
3.4. Nudos de la malla	46
3.4.1. Nudos de las alas	46
3.4.2. Nudos del fuselaje	47
3.4.3. Nudos del empenaje vertical	48
3.4.4. Numeración de los nudos	48
3.5. Otros datos del mallado	50
3.5.1. Numeración de paneles	50
3.5.2. Puntos de control	51
3.5.3. Vectores normales	51
3.5.4. Vectores segmento de vorticidad	52
3.5.5. Paneles que emiten estelas	53
Capítulo 4: RESULTADOS	55
4.1. El preprocesador	55
4.1.1. Detalles del mallado de algunas zonas	55
4.1.2. Influencia de parámetros geométricos de entrada	57
4.1.3. Configuraciones de UAV de alas unidas	58
4.2. Verificación del código	60
4.3. Simulaciones de configuraciones completas de JW HALE UAV	62
4.4.1. Estelas generadas e interacciones de las mismas	63
4.5.2. Coeficiente de presión	69
4.5.3. Curvas C_L vs. ángulo de ataque	70
Capítulo 5: CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS	73
5.1. Conclusiones	73
5.2. Trabajos futuros	74
REFERENCIAS	77

Anexo A: DESCRIPCIÓN DE LA HERRAMIENTA COMPUTACIONAL	89
Anexo B: REDUCCIÓN DEL TIEMPO COMPUTACIONAL	93
B.1. Aprovechamiento de la simetría	93
B.2. Recorte de las influencias de paneles de la estela alejados del UAV	95
Anexo C: PUBLICACIONES DEL AUTOR RELACIONADAS CON ESTE TRABAJO	97
C.1. Publicaciones en congresos internacionales con referato	97
C.2. Publicaciones en congresos nacionales con referato	97

ÍNDICE DE TABLAS

Capítulo 1

Tabla I-1: Misiones de UAVs	2
-----------------------------	---

Capítulo 3

Tabla III-1: Parámetros de entrada para el preprocesador	35
--	----

Tabla III-2: Parámetros para configurar el mallado	36
--	----

Anexo A

Tabla A-1: Algoritmo del modelo aerodinámico	90
--	----

ÍNDICE DE FIGURAS

Capítulo 1

Figura 1-1: Autonomía y altura de vuelo de algunos UAVs	4
Figura 1-2: Diseño conceptual de un UAV con una configuración de alas unidas	4
Figura 1-3: NASA/AeroVironment® Helios	6
Figura 1-4: Boeing® Condor	7
Figura 1-5: Northrop Grumman® Global Hawk	7

Capítulo 2

Figura 2-1: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados	18
Figura 2-2: La ley de Biot-Savart	21
Figura 2-3: Malla de paneles de una geometría simple: placa rectangular	24
Figura 2-4: Malla de paneles para una configuración de UAV con alas unidas	24
Figura 2-5: Interpretación geométrica de los coeficientes A_{ij}	25
Figura 2-6: Esquema de la evolución de las estelas	28
Figura 2-7: Ejemplos de estelas generadas	29

Capítulo 3

Figura 3-1: Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas	33
Figura 3-2: Datos de dos perfiles alares a) NACA0021 y b) FX 60-126/1	34
Figura 3-3: Parámetros que definen la geometría de un UAV de alas unidas	35
Figura 3-4: Representación gráfica de parámetros para configurar el mallado	36
Figura 3-5: Ubicación del sistema de coordenadas utilizado	37
Figura 3-6: Ejemplo del tratamiento del Perfil FX 60-126/1	38
Figura 3-7: Curvas de referencia que delinean la geometría del ala trasera	39
Figura 3-8: Curvas de referencia para la geometría del ala delantera externa	40
Figura 3-9: Curvas de referencia para la geometría del ala delantera interna	40
Figura 3-10: Detalle de la zona de intersección del ala delantera con el fuselaje	41

Figura 4-9: Circulación a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento	61
Figura 4-10: Distribución del ΔC_p a lo largo de la cuerda en el centro del ala	62
Figura 4-11: Distribución del ΔC_p sobre la superficie de la mitad derecha del ala	62
Figura 4-12: Delimitación de zonas de la estela desprendida desde el UAV	63
Figura 4-13: Evolución de las estelas para 100, 200 y 300 pasos de tiempo	64
Figura 4-14: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona central	65
Figura 4-15: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas desde alas delanteras internas y alas traseras	66
Figura 4-16: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas de alas delanteras internas y alas traseras	67
Figura 4-17: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona de la unión de alas y en la punta de ala	67
Figura 4-18: Diferentes configuraciones de JW HALE UAV	68
Figura 4-19: Detalles de la distribución del ΔC_p sobre las superficies sustentadoras	69
Figura 4-20: Detalles de la distribución del ΔC_p en la zona de la unión de alas	69
Figura 4-21: Cambios del coeficiente CL para varios ángulos de ataque	70
Figura 4-22: Cambios del coeficiente CL para varios ángulos de ataque y para distintas configuraciones de JW HALE UAVs	71
 Anexo A	
Figura A-1: Esquema de la organización de la herramienta computacional	89
 Anexo B	
Figura B-1: Malla de la mitad de una configuración JW HALE UAV	93
Figura B-2: Esquema del cálculo del coeficiente A_{ij} considerando la técnica de reflexión	95
Figura B-3: Variación de la evolución temporal del CL para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas	96
Figura B-4: Evoluciones del error porcentual cometido en el cálculo de CL para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas	97

RESUMEN

Los vehículos aéreos no-tripulados o Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) se usan para vigilancia, reconocimiento y telecomunicaciones. Algunos conceptos novedosos de UAVs han sido concebidos como una alternativa a los actuales satélites de comunicaciones. Estos vehículos se caracterizan por ser muy livianos y por tener alas altamente flexibles y de gran envergadura. Para diseñarlos correctamente es necesario tener un entendimiento cabal de su comportamiento aeroelástico, y ese entendimiento puede lograrse realizando simulaciones numéricas con herramientas computacionales que incorporan modelos estructurales y aerodinámicos de alta fidelidad.

Este trabajo de tesis de Maestría en Ciencias de la Ingeniería tiene como objetivo principal investigar, mediante simulaciones numéricas, el comportamiento aerodinámico inestacionario y no-lineal de UAVs con gran envergadura y con una configuración no convencional de alas unidas. Para realizar las simulaciones se ha desarrollado una herramienta computacional robusta y fácil de configurar que incorpora un modelo aerodinámico adecuado a las características operacionales y constructivas de UAVs de alas unidas y gran envergadura. Las características de operación de estos vehículos a alto número de Reynolds avalan la implementación computacional de un código basado en el método de red vórtices inestacionario y no-lineal (NUVLM).

Los resultados de las simulaciones permiten analizar la evolución espacio-temporal del flujo de aire alrededor del vehículo y la distribución espacio-temporal de las cargas aerodinámicas sobre la planta alar. Las cargas aerodinámicas son dependientes no solo de las características aerodinámicas de los perfiles seleccionados para las alas del UAV, sino también, de la geometría de la planta alar del vehículo no tripulado y de la historia del movimiento. En este trabajo se muestra como inciden sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo los cambios en la geometría de la planta alar.

Los resultados obtenidos constituyen una etapa inicial para el desarrollo un modelo aeroservoelástico; futuras implementaciones computacionales de ese modelo, permitirán realizar simulaciones numéricas y estudiar el comportamiento aeroservo-elástico de UAVs de alas unidas y con gran envergadura.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are used for surveillance, reconnaissance and telecommunications. Some novel concepts of UAVs have been conceived as an alternative to existing communication satellites. These vehicles are characterized as being very lightweight and by highly flexible and high-span wings. To properly design these vehicles it is necessary a thorough understanding of aeroelastic behavior, and that understanding can be achieved by numerical simulations with computational tools that incorporate high fidelity structural and aerodynamic models.

This Master of Science in Engineering thesis investigates, by numerical simulations, the non-linear and unsteady aerodynamic behavior of UAVs with high wingspan and with an unconventional joined wings configuration. To perform the simulations it was developed a robust and easy-to-setup computational tool that incorporates an appropriate aerodynamic model for the constructive and operational characteristics of high-span joined wings UAVs. The operating characteristics of these vehicles at high Reynolds numbers warrants the computational implementation of a code based on the non-linear unsteady vortex lattice method (NUVLM).

The simulations results allow analyzing the spatial and temporal evolution of the air flow around the vehicle and the spatial and temporal distribution of aerodynamic loads on the wing plant. The aerodynamic loads are dependent not only on the aerodynamic characteristics of the selected airfoils for the UAVs's wings, but also, of the geometry of the wing plant of the unmanned vehicle and of the history of the motion. This work shows how the changes in the geometry of the wing plant affect the aerodynamic behavior of the vehicle.

The results of this work is an initial stage in the development of an aeroservoelastic model; future computational implementations of such a model will help to develop numerical simulations in order to study the aeroservoelastic behavior of high-span joined wings UAVs.

I INTRODUCCIÓN Y REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA

1.1. Introducción

Los vehículos aéreos no tripulados (UAVs: *Unmanned Aerial Vehicles*), son aeronaves robóticas autónomas o controladas remotamente. El término UAV es representativo de un tipo de vehículos aéreos conocidos por diferentes nombres: *Uninhabited Aerial Vehicle*, *Remotely Operated Aircraft* o ROA, *Remotely Piloted Vehicle* o RPV, o *Autonomously Piloted Vehicle* o APV.

El Departamento de Defensa de los Estados Unidos define a los UAVs como vehículos aéreos que poseen las siguientes características: no transportan a un operador humano o piloto, poseen una planta motriz, generan fuerzas aerodinámicas para volar, y tienen alguna forma de recuperación al final de su vuelo. Estas características permiten diferenciar los UAVs de planeadores, globos, misiles cruceros o municiones guiadas. El Comité de Estándares del Instituto Norteamericano de Aeronáutica y Astronáutica define al término UAV/ROA como un avión que está diseñado o modificado para no llevar piloto, y que es operado mediante una señal electrónica producida por un controlador de vuelo o por un sistema de control administrador de vuelo autónomo que no requiere la intervención de un controlador de vuelo [1] y [2].

El concepto de aviación no tripulada es atribuido a Nikola Tesla (1908) y el crédito por establecer la rama de la aviación no tripulada pertenece a Elmer Ambrose Sperry, quien fue la primera persona que intentó integrar tecnologías relacionadas a la estabilización automática, el control remoto y la navegación autónoma en un único vehículo no tripulado. Sperry asistido por su hijo Lawrence y Peter Cooper Hewitt, pudo construir la primera aeronave capaz de estabilizarse y navegarse a sí misma sin un piloto a bordo (1918) [1].

En sus comienzos, la evolución de los UAVs estuvo marcada por aplicaciones militares y el desarrollo este tipo de vehículos se vio impulsado durante distintos conflictos bélicos que se sucedieron a lo largo de la historia del siglo pasado. Las aplicaciones y desarrollos civiles se iniciaron junto con los conceptos modernos de UAVs actuales recién hacia comienzos de los años 70. El desarrollo de la aviación no tripulada ha sido conductor o motivador de muchas innovaciones claves que hoy son aplicadas a la aviación tripulada, algunos ejemplos son: el piloto automático, los sistemas de navegación inercial y los

vínculos a archivos de datos (data links). Si bien el desarrollo de UAVs se ha visto limitado por insuficiencias tecnológicas, en las últimas décadas se han producido avances importantes. Más detalles acerca de la historia de aviación no tripulada pueden consultarse en [1] y [2].

Aunque la evolución de UAVs estuvo ligada principalmente a aplicaciones del tipo militar, actualmente el interés se ha extendido a distintas aplicaciones no militares. Los proyectos europeos UAVNET, CAPECON, USICO, HELIPAT e IFATS, o los proyectos llevados a cabo por la NASA en el Dryden Flight Research Center como el ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) son algunos ejemplos de investigaciones y desarrollos realizados entorno de UAVs que tienen como fin aplicaciones comerciales, civiles o científicas. En la Tabla I-1 se presenta una clasificación de distintas misiones del tipo no militar que pueden ser realizadas por UAVs [1] - [9].

Tabla I-1: Misiones de UAVs (primera parte).

Seguridad o vigilancia
<ul style="list-style-type: none">• Patrullaje de fronteras.• Monitoreo y control del tráfico en caminos.• Detección temprana de incendios forestales.• Supervisión de líneas de transmisión de alta tensión y tuberías (e.g. gasoductos).• Monitoreo medioambiental.• Patrullaje marítimo.• Aplicación de la ley.• Monitoreo en la lucha contra el tráfico de drogas.• Mapeos de alta precisión de terrenos.• Supervisión de cultivos.
Misiones comerciales
<ul style="list-style-type: none">• Comunicaciones de banda ancha.• Servicios de retransmisión de telecomunicaciones.• Integración de redes de UAVs con redes existentes de satélites (GPS/Galileo Augmentation System – concepto de pseudo-satélite).• Conducción autónoma de vehículos terrestres.• Aplicaciones en agricultura (agricultura de precisión) e industria pesquera.• Transporte de cargas.

Tabla I-1: Misiones de UAVs (continuación).

Misiones científicas
<ul style="list-style-type: none">• Investigaciones atmosféricas.• Monitoreo y evaluación de la polución.• Observaciones oceanográficas.• Investigaciones geológicas.• Estudio de volcanes y alertas de erupciones.• Evolución de huracanes e investigaciones en pronósticos de clima.• Estudio y administración de vida silvestre.
Emergencias, defensa civil, desastres naturales o ayuda humanitaria
<ul style="list-style-type: none">• Administración de operaciones durante desastres.• Evaluación de situaciones de catástrofes.• Lucha contra incendios.• Búsqueda y rescate.• Observaciones de derrames de petróleo, huracanes e inundaciones.• Monitoreo de terremotos, volcanes y radiación nuclear.

Las misiones que deben realizarse a grandes alturas y por prolongados lapsos de tiempo son candidatas ideales a ser realizadas por UAVs, ya que la ausencia de un piloto a bordo de la aeronave permite simplificar la planificación de la misión y el diseño del UAV a utilizar. Los UAVs que realizan misiones por más de un día y a alturas de vuelo superiores a los 15 km son denominados UAVs del tipo *High-Altitude Long-Endurance* (HALE). En la Figura 1-1 se muestra la autonomía y la altura máxima de vuelo de algunos UAVs, y se destacan aquellos que pueden considerarse HALE UAVs.

Algunas de las misiones de UAVs deben ser desarrolladas a grandes altitudes (en la estratosfera), en régimen de vuelo subsónico (números de Mach entre 0.4 y 0.6), por un tiempo prolongado (superior a las 24 horas), y a bajo costo. Para estas misiones se requieren vehículos muy livianos, operando a baja velocidad y produciendo muy alta sustentación y baja resistencia. Estos rasgos particulares hacen necesario que el vehículo a utilizar tenga alas de gran envergadura y gran alargamiento [17] y [18].

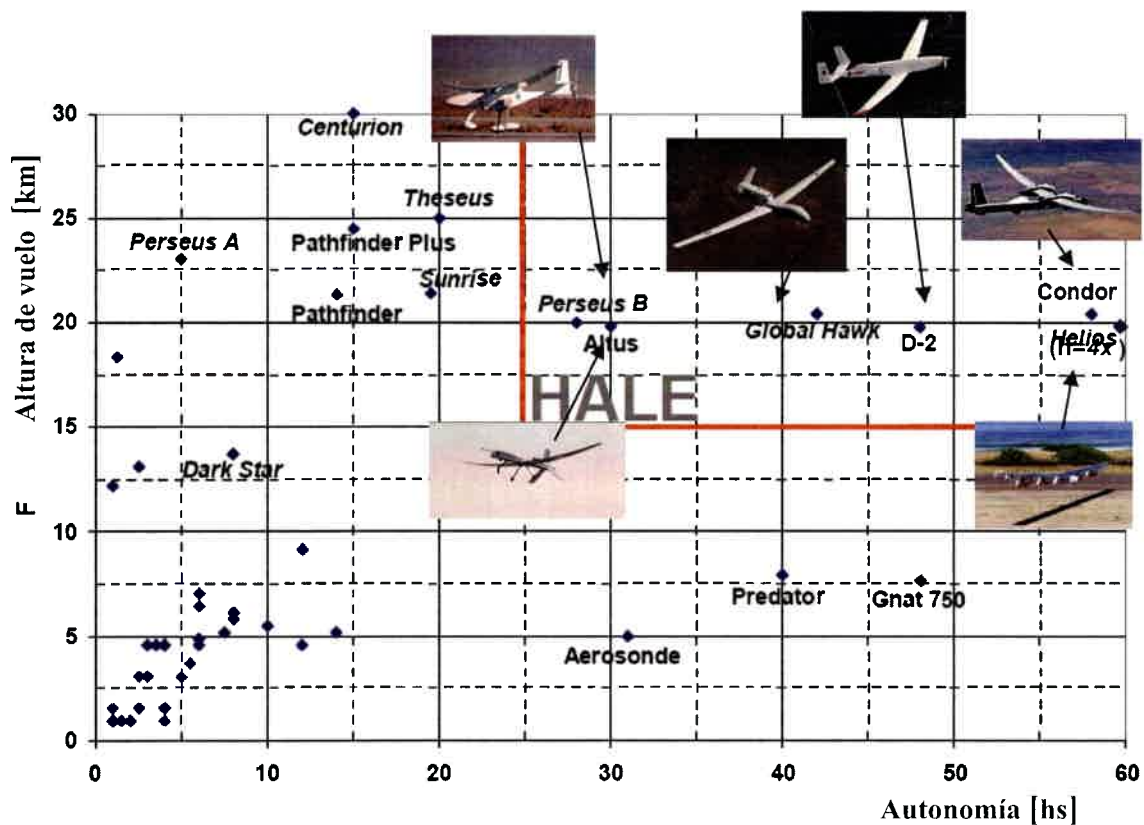


Figura 1-1: Autonomía y altura de vuelo de algunos UAVs [10]-[16].

En las últimas décadas se desarrolló un diseño conceptual de UAV con una configuración de alas unidas (Joined Wing, High-Altitude Long-Endurance Aircraft o JW HALE UAV) que satisface estas necesidades. Esta configuración presenta varias ventajas aerodinámicas y operacionales frente a los diseños convencionales [19]. Un diseño conceptual de JW HALE UAV, denominado “sensorcraft” [20], se presenta en la Figura 1-2.

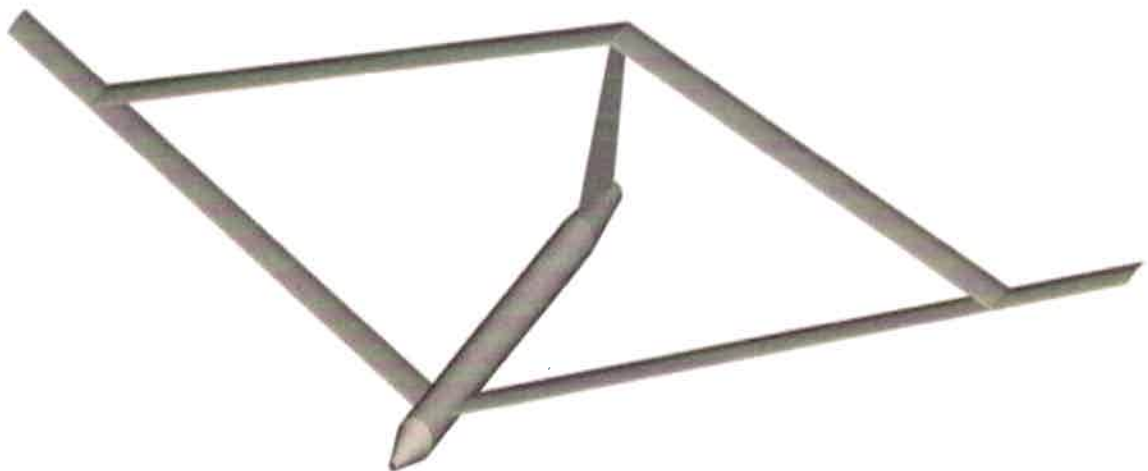


Figura 1-2: Diseño conceptual de un UAV con una configuración de alas unidas.

Las no linealidades aerodinámicas y estructurales juegan un rol importante en la respuesta aeroelástica de estos tipos de UAVs [18]. Para conocer el comportamiento aeroelástico de esos vehículos es necesario disponer de herramientas computacionales que permitan predecir la respuesta del vehículo para situaciones muy diversas en cuanto al tipo de maniobras y a los estados de cargas. Una herramienta que permita hacer predicciones confiables debe necesariamente incorporar un modelo aeroservoelástico. En un esfuerzo orientado a desarrollar herramientas computacionales del tipo mencionado esta tesis sigue los lineamientos del trabajo de Preidikman [21].

Como un primer paso hacia el desarrollo de un modelo aeroservoelástico en este trabajo de tesis se presenta el desarrollo de un modelo aerodinámico basado en el método de red de vórtices inestacionario y no-lineal (NUVLM). Este modelo está implementado en una herramienta computacional que permite simular el comportamiento aerodinámico de JW HALE UAVs como el que se muestra en la Figura 1-2.

Para que la herramienta computacional tenga utilidad en el diseño preliminar o rediseño de UAVs, es crucial que las geometrías de las configuraciones de prueba puedan ser generadas de una manera rápida y simple. Esta característica fue fuertemente remarcada en el trabajo de Gloudemans *et al.* [22] y por Rodríguez y Sturdza [23].

El modelo aerodinámico basado en el NUVLM requiere que la geometría del vehículo sea tratada de una manera particular ya que se necesitan varios datos adicionales respecto de los que podría generar algún mallador estándar utilizado en dinámica de fluidos computacional (CFD) o en elementos finitos. Por ello, en este trabajo de tesis también se desarrolló un preprocesador generador de mallas flexible y robusto que permite obtener de manera fácil y libre de errores diferentes geometrías para UAVs con configuración de alas unidas.

1.2. Revisión bibliográfica

La revisión de la bibliografía abarca las siguientes temáticas: UAVs del tipo HALE en general, la configuración de alas unidas, el diseño conceptual de “sensorcraft” y los modelos aerodinámicos.

1.2.1. UAVs del tipo HALE

Existen varios vehículos aéreos no tripulados operacionales cuya tecnología de punta les permite realizar misiones a grandes alturas por un tiempo prolongado. Algunos prestan servicios en la actualidad y otros, ya han dejado de hacerlo. El “D-2 Demonstrator”

usado entre 1994 y 1996 [24], el Altair/Predator B [25], que comenzó en 1999, el Helios [26] que se perdió en Junio de 2003 tras caer al Océano Pacífico debido a fallas estructurales, el Pathfinder y el Pathfinder Plus de comienzos de los 80's [27], el Perseus A (1993–1994) y el Perseus B (1994–1999) [28], [29] y el Proteus (1998–2003) [30], son algunos ejemplos de diseños creados en general para probar distintas tecnologías aplicables a HALE UAVs y realizar distintas misiones científicas y/o comerciales.

Entre los UAV mencionados se destaca el Helios (Figura 1-3) por dos razones. La primera es que marcó un record en el año 2001 cuando alcanzó alturas de vuelo cercanas a los 100000 pies durante unas 17 horas. La otra razón que lo destaca es que la atmósfera terrestre a esa altitud es similar a la atmósfera marciana esperada, por lo que los vuelos realizados aportaron experiencia para diseñar aeronaves y planificar misiones futuras en Marte.



Figura 1-3: NASA/AeroVironment® Helios [36].

Otros vehículos que han tenido una importante relevancia en el desarrollo de HALE UAVs son el Boeing® Condor (Figura 1-4) y el Northrop Grumman® Global Hawk (Figura 1-5). El Boeing® Condor fue concebido como un vehículo experimental y realizó 8 misiones exitosas. Hacia los finales de la década de los '80 este vehículo logró dos récords mundiales, uno por alcanzar la altura de vuelo de 67.000 pies y el otro por lograr una autonomía de vuelo de 58 horas, 11 minutos. Este vehículo era capaz de volar autónomamente desde su despegue hasta su aterrizaje utilizando una misión

preprogramada cargada en sus computadoras de abordo [15], [31] y [32]. Por otro lado, el Northrop Grumman® Global Hawk es un HALE UAV que actualmente está en servicio. Este vehículo es capaz de realizar misiones militares ISR (inteligencia, vigilancia y reconocimiento) y misiones científicas a 60.000 pies [33]-[35].



Figura 1-4: Boeing® Condor [15].



Figura 1-5: Northrop Grumman® Global Hawk [37].

Hall *et al.* [38] evaluaron la viabilidad de potenciar de manera regenerativa vehículos controlados remotamente, concluyendo que serán necesarios aviones muy grandes con estructuras muy livianas para poder realizar misiones a alturas considerables. En un trabajo de Youngblood *et al.* [39], se describe el análisis preliminar de prestaciones y el diseño conceptual de UAV potenciados con energía eléctrica generada por paneles solares y celdas de combustible, capaces de realizar misiones a grandes alturas y por varios días. Foch *et al.* [40] discuten aspectos de diseño referidos a pequeños HALE UAVs que vuelan a bajas velocidades.

La viabilidad de que una aeronave potenciada con energía solar pueda transportar grandes cargas a gran altitud de vuelo por extensos períodos de tiempo, fue examinado por Colozza [41]. Factores tales como época del año, ubicación geográfica, velocidades de viento y carga se consideraron en la evaluación para tamaños dados del vehículo; esos aspectos se consideraron claves para el diseño y operación de la propulsión y el sistema de potencia. Romeo *et al.* [42] presentan el diseño y fabricación del HELIPLAT[®], primer UAV europeo destinado a realizar misiones en la estratosfera por tiempos prolongados.

En el trabajo de Atreya *et al.* [43] se estudian y comparan las prestaciones potenciales de tres diferentes tipos de sistemas de potencia para usar en un diseño conceptual de HALE UAV operado remotamente utilizando como combustible hidrógeno almacenado. El trabajo de Nickols *et al.* [17] tiene por objetivo desarrollar una variedad de diseños conceptuales de HALE UAVs para dos misiones en particular. En ese trabajo se comparan características y costos de dieciséis potenciales configuraciones basadas en los conceptos “más pesado que el aire” y “más liviano que el aire” con sistemas de propulsión solar regenerativos y que consumen combustible.

1.2.2. La configuración de alas unidas

El concepto de alas unidas es atribuido a Julian Wolkovitch y data de los años '70. Existen varias patentes que utilizan este tipo de configuración de alas en misiles cruceros, vehículos de combate supersónicos, plataformas de gran autonomía, y transportes comerciales. Wolkovitch en 1976 [44] define la idea de una disposición triangular de las

[®] Marca registrada del Departamento de Ingeniería Aeroespacial, Politécnico de Torino.

alas, mencionando como ventaja de esto, la reducción de peso sin perder resistencia estructural. Ratony en 1977 [45] también propone la aplicación de una configuración tipo triangular en un avión. Wolkovitch en una patente de 1982 [46], describe un avión con una configuración de alas unidas estructuralmente en sus extremos por medio de *winglets* a los fines de reducir los efectos de la resistencia inducida y aumentar la estabilidad direccional del vehículo.

Garrett en 1999 [47], propone una configuración de alas unidas coplanares, a fines de obtener beneficios aerodinámicos y estructurales. Un gran avión de transporte fue propuesto por Frediani [48] en 1999, con capacidad para más de 400 pasajeros. Fanucci, en 2003 [49], patentó un sistema de alas extensibles que en su posición final posee una configuración de alas unidas.

Wolkovich en un trabajo de 1986 [50] mostró algunas aplicaciones del concepto de alas unidas y describió conceptualmente las características de la configuración externa y la estructura interna de las alas. También realizó una revisión de aspectos referidos a la estructura, la aerodinámica, la estabilidad y control, y la interacción entre las características estructurales y aerodinámicas, llegando a conclusiones importantes acerca de las ventajas estructurales, aerodinámicas y operativas de la configuración de alas unidas.

Samuels [51] en 1981, realizó comparaciones entre el concepto de alas unidas y una configuración convencional de alas, tomando como base un Boeing 727. En ese trabajo se concluye que es posible obtener reducciones de peso utilizando el diseño de alas unidas. Miura *et al.* [52] aplicaron un método de optimización para estudiar el efecto de parámetros de la geometría de alas unidas sobre el peso estructural, obteniendo reducciones en el peso por diversos mecanismos: aumentando el diedro y el estrechamiento, disminuyendo la flecha y la envergadura, incrementando la fracción de la cuerda del perfil ocupada por la caja estructural y ubicando el empalme de alas dentro de la punta del ala delantera.

En 1987, Smith *et al.* [53] presentaron el diseño aerodinámico de un avión de alas unidas denominado JW-1 desarrollado por el NASA Ames Research Center y ACA Industries. En ese trabajo se presentan resultados experimentales obtenidos con un modelo ensayado en túnel de viento, y se muestra una buena correspondencia entre los resultados

experimentales y los resultados predichos en la etapa de diseño. Wai *et al.* [54] en 1994 utilizando CFD presentaron resultados de simulaciones para el flujo alrededor del fuselaje y las alas a números de Mach transónicos y comparaciones con resultados experimentales. En un trabajo de Bagwill y Selberg [55] de 1997, se estudia la eficiencia aerodinámica de diferentes configuraciones geométricas de alas unidas, utilizando en todos los casos un mismo perfil alar. Los resultados de estos estudios son comparados con la eficiencia aerodinámica de un ala simple con una configuración convencional. El trabajo concluye que con una configuración adecuada de alas unidas sería posible obtener un desempeño aerodinámico mejor que el del ala simple.

Otros trabajos donde se realizaron estudios y optimizaciones de configuraciones de alas unidas bajo consideraciones estructurales o estructurales y aerodinámicas en conjunto, son citados a continuación porque aportan importante información para definir la geometría del vehículo sobre el que se pretende realizar el trabajo aquí propuesto. En 1986, Selber y Cronin [56] realizaron un análisis aerodinámico y estructural de configuraciones de alas unidas escalonadas de manera positiva y negativa, concluyendo que ambos diseños aportan significantes reducciones de peso respecto de configuraciones de alas convencionales con las mismas prestaciones aerodinámicas.

Trabajos realizados sobre métodos y estudios de optimización estructural en 1991, 1993 y 1996 en los que participaron Gallman, Kroo y Smith [57], [58], [59] mostraron las ventajas fundamentales que presenta la configuración de alas unidas. Lin *et al.* [60], en 1990, estudiaron como las características aeroelásticas y de resistencia son influenciadas por el tipo de unión empleado para empalmar las alas. Para ello utilizaron modelos analíticos y experimentales sobre la base del avión JW-1.

1.2.3. El diseño conceptual de “sensorcraft”

El concepto de “sensorcraft”, se presenta en [20]. Distintos diseños conceptuales pueden encontrarse en un trabajo de Nangia [61]. También en ese trabajo, se presenta un estudio de optimización sobre un modelo que incluye sólo las alas. Se exploran casos en que varía el ángulo de flecha de los extremos de las alas delanteras. En este trabajo se utilizan perfiles alares con y sin simetría y se utilizan técnicas de CFD para obtener características del comportamiento aerodinámico de las configuraciones analizadas. En

2004 Rasmussen *et al.* [62] y [63] presentaron el diseño de una configuración optimizada de alas unidas flexibles basado en análisis estructurales y aerodinámicos con antenas incorporadas en el recubrimiento de las alas. Otras partes del avión, como por ejemplo el fuselaje, no se consideran en estos trabajos. Kaloyanova *et al.* [64] realizan modelados y optimizaciones estructurales de alas solamente. Los modelos de elementos finitos utilizados en este trabajo se generan con un buen nivel de detalles de costillas y largueros. Aquí son utilizadas técnicas de CFD para determinar distribuciones de presión sobre las alas.

Roberts *et al.* [65], realizaron una optimización estructural y aerodinámica de una configuración de alas unidas de materiales compuestos, utilizando herramientas computacionales que implementan elementos finitos y el método de los paneles. También, se presentan modelos que incorporan o no antenas embebidas en el recubrimiento de las alas. Cesnik y Su [66] en un trabajo de 2005 introducen un enfoque para un modelado efectivo del comportamiento aeroelástico no lineal de un avión completamente flexible. Se modelaron distintos diseños conceptuales de “sensorcraft” donde se considera el fuselaje del vehículo y se utiliza un modelo aerodinámico no estacionario en condiciones de operación subsónicas.

Lee *et al.* [67] en un trabajo del año 2006 realizaron una optimización estructural de modelos que consideran sólo las alas, estos modelos consideran detalles constructivos de las alas. Schwartz *et al.* [68] describieron un proceso de diseño para generar configuraciones analíticas y estimaciones de peso. También, estudiaron como influye la ubicación de superficies de control. Kilmer y Canfield [69] presentan un trabajo de diseño estructural. Allí investigan aspectos referidos al control de vuelo enfocándose en el diseño del ala frontal y analizan dos tipos de uniones de alas. También realizan un análisis de velocidad de *flutter* utilizando un código comercial que implementa el método de red de vórtices.

Sivanji *et al.* [70] realizaron simulaciones del comportamiento aerodinámico de modelos con alas unidas y alas convencionales utilizando herramientas computacionales que implementan técnicas de CFD y validaron los resultados con mediciones experimentales. En el trabajo de Taylor *et al.* [71], se realizaron comparaciones entre resultados experimentales y simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico. Las simulaciones se realizaron con técnicas de CFD utilizando un modelo completo del vehículo.

1.2.4. Modelos aerodinámicos

Los modelos que permiten determinar las cargas aerodinámicas que actúan sobre un cuerpo que esta sumergido en una corriente de aire en movimiento pueden clasificarse como sigue: *i*) modelos analíticos o linealizados, *ii*) modelos basados en las ecuaciones de Euler y/o Navier-Stokes (cuya implementación más común es conocida como *Computational Fluid Dynamics* o CFD) y *iii*) modelos que se basan en la utilización de singularidades. Una descripción y revisión detallada de estos modelos puede consultarse en el trabajo de Preidikman [21].

El modelo que se utiliza en este trabajo de tesis es conocido como método de red de vórtices inestacionario y no-lineal (NUVLM), el cual tiene sus raíces en un trabajo de Belotserkovskii [72] quién desarrolló un método inestacionario que modela la superficie sustentadora con un sistema de vórtices de herradura. Este método no determinaba la geometría de la estela y estaba limitado a pequeños ángulos de ataque. Ermolenko [73] fue el primero en modelar los vórtices provenientes de la punta del ala, pero no tuvo en cuenta la estela proveniente del borde de fuga.

Belotserkovskii en un trabajo de 1968 [74] desarrolló un método no-lineal para flujo estacionario y alas con configuraciones arbitraria. Posteriormente Belotserkovskii y Nisht [75] presentaron un método no-lineal para flujo inestacionario que determina la forma de las estelas emanadas desde las punteras y el borde de fuga. Este método no considera la separación del borde de ataque.

Mook y Maddox [76] incluyeron los efectos de separación en el borde de ataque. Kandil [77] y más tarde Kandil, Mook y Nayfeh [78] desarrollaron un método numérico inestacionario y no-lineal para predecir cargas aerodinámicas en alas rectangulares y alas delta con separación en los bordes filosos sin importar la forma, la relación de aspecto, o el ángulo de ataque del ala.

En el trabajo de Konstadinopoulos *et al.* [79] se presenta un método general para flujos tridimensionales, no viscosos, incompresibles e inestacionarios. El método puede aplicarse a cualquier configuración de ala realizando maniobras arbitrarias. Los resultados obtenidos son válidos siempre y cuando la ruptura de vórtices no se produzca sobre la superficie del ala y la separación se produzca en los bordes filosos. En este trabajo se presentan resultados de simulaciones del comportamiento aerodinámico de alas rectangulares, con y sin *flaps*, alas deltas completas y recortadas, y un rotor de helicóptero.

1.3. Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es estudiar el comportamiento aerodinámico inestacionario y no-lineal de UAVs de alas unidas y con gran envergadura. Para lograr este objetivo se desarrolló una herramienta numérica que implementa un modelo aerodinámico adecuado a las características operacionales y constructivas de estos UAVs específicos. Mediante el uso de esta herramienta será posible llevar a cabo una serie de simulaciones numéricas, y el estudio de los resultados obtenidos de estas simulaciones podrán ser utilizados para obtener algunas conclusiones que contribuyan al diseño futuro de UAVs de alas unidas y con gran envergadura.

Los objetivos específicos de este esfuerzo son:

- i)* desarrollar un modelo aerodinámico especializando el NUVLM para geometrías de UAVs de alas unidas y con gran envergadura;
- ii)* implementar, mediante el desarrollo de un procesador o código computacional, el modelo aerodinámico mencionado en *i)*;
- iii)* desarrollar un preprocesador que permita generar, de manera simple, rápida y libre de errores, la geometría de distintas configuraciones de UAVs de alas unidas;
- iv)* desarrollar un código computacional que procese automáticamente la geometría generada (item *iii)*) y genere la malla o red de vórtices utilizada para discretizar las sabanas vorticosas adheridas a la superficie externa del UAV;
- v)* desarrollar un postprocesador que permita visualizar la evolución espacio-temporal del flujo de aire alrededor del vehículo, y
- vi)* calcular la distribución espacio-temporal de las cargas aerodinámicas sobre la planta alar del UAV.

1.4. Aspectos originales de este trabajo

La herramienta computacional desarrollada permite realizar simulaciones del comportamiento aerodinámico inestacionario y no-lineal de JW HALE UAVs. Se trata de una herramienta robusta y de alta fidelidad que permite: *i)* definir de una manera rápida y sencilla, la geometría de diferentes configuraciones de JW HALE UAV, *ii)* preparar automáticamente esta geometría para que pueda ser tratada por el procesador que implementa el NUVLM, *iii)* simular el comportamiento aerodinámico del vehículo, y *iv)* preparar los resultados de la simulación para que puedan ser visualizados y estudiados.

Los resultados de las simulaciones desarrolladas permiten analizar las interacciones aerodinámicas entre las estelas vorticosas desprendidas desde los bordes filosos de todas las superficies sustentadoras del vehículo, calcular la evolución espacio-temporal de las cargas aerodinámicas, y su distribución sobre las superficies sustentadoras y permite mostrar como inciden sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo los cambios en la geometría de la planta alar.

La mayor contribución de esta tesis es el desarrollo e implementación de un modelo aerodinámico que servirá para llevar adelante futuros esfuerzos con el objetivo de lograr un entendimiento cabal del comportamiento aeroelástico inestacionario y no-lineal de UAVs con configuración de alas unidas de gran alargamiento y alta flexibilidad, y que vuelan a gran altura.

1.5. Organización de la tesis

En el Capítulo 2 se describe el modelo aerodinámico implementado en la herramienta computacional que se desarrolló. En la primera parte de ese capítulo se describe el modelo matemático empleado y en la segunda parte los detalles de la implementación computacional.

En el Capítulo 3 se presentan detalles del preprocesador de geometrías que se desarrolló. En la primer parte de ese capítulo se presentan todos los parámetros necesarios para que el preprocesador genere en forma automatizada la geometría del UAV y la preparación de la sábana vorticosa adherida. En la segunda parte se muestra el modelo implementado para que el preprocesador genere automáticamente los datos requeridos por el procesador que implementa el modelo aerodinámico.

En el Capítulo 4 se presentan resultados obtenidos utilizando la herramienta computacional desarrollada. En la primera parte se muestran resultados obtenidos con el preprocesador de geometrías; se analizan ejemplos de varias configuraciones y se muestra la influencia, sobre la geometría final, de algunos de los parámetros de configuración del preprocesador. En la segunda parte se muestran los resultados de algunas verificaciones realizadas al código computacional que implementa el modelo aerodinámico. Por último, se presentan resultados de simulaciones del comportamiento inestacionario y no-lineal para algunas configuraciones de UAVs de alas unidas, y se muestra como influyen algunos parámetros sobre el coeficiente de sustentación.



En el Capítulo 5 se presentan las conclusiones de este trabajo y se comentan algunos trabajos futuros que pueden derivarse de este trabajo de tesis.

Al final se incluyen tres anexos. En el Anexo A se presenta una descripción general de la herramienta computacional desarrollada para este trabajo de tesis y se detalla el algoritmo que implementa el modelo aerodinámico del NUVLM. En el Anexo B, se describen las técnicas que fueron utilizadas para incrementar la velocidad de ejecución del código computacional que implementa el NUVLM. En el Anexo C se listan las publicaciones del autor relacionadas con este trabajo de tesis.

1.5.1. Materiales anexos

Adicionalmente, junto con este trabajo de tesis, se adjunta un disco compacto en el cual se incluyen los archivos fuente del código computacional, la versión digital del documento de esta tesis y los textos completos de las publicaciones relacionadas con este trabajo.

II EL MODELO AERODINÁMICO

2.1. Introducción

El modelo aerodinámico usado en este trabajo de tesis es el método red de vórtices inestacionario y no-lineal (*nonlinear unsteady vortex lattice method* o NUVLM). Este modelo permite representar correctamente, para cuerpos inmersos en el seno de un fluido, no-linealidades aerodinámicas asociadas con grandes ángulos de ataque, deformaciones estáticas, y flujos dominados por vorticidad en los que no ocurre el fenómeno conocido como “*vortex bursting*”. El modelo predice correctamente la emisión de vorticidad desde las superficies sólidas de un cuerpo hacia el campo del flujo. Esta vorticidad es transportada por el flujo de aire desde las alas hacia el fluido y forma así las estelas. La distribución de la vorticidad en las estelas y la forma de las mismas son, también, parte de la solución del problema. Se escogió un método basado en el NUVLM porque existen numerosas aplicaciones previas de dicho método en las cuales se ha probado que es confiable y muy buen predictor de las cargas aerodinámicas inestacionarias y no-lineales.

En flujos sobre superficies sólidas donde el número de Reynolds es alto, se genera vorticidad por efectos viscosos en capas muy delgadas, llamadas capas límites, que están pegadas a las superficies sólidas. Los bordes “filosos” de la geometría, esto es, los bordes fuga y las punteras de las alas del UAV, emiten parte de la vorticidad que luego es transportada por el fluido, generando así las estelas. Sobre las superficies sólidas generadoras de vorticidad se deben satisfacer las denominadas condiciones de borde de no-penetración y no-deslizamiento. La vorticidad presente en las estelas, posee asociado un campo de velocidades que interactúa con la llamada corriente libre. La vorticidad en las estelas se mueve libremente en el fluido de forma tal que no se produzcan saltos de presión a través de las estelas.

En el NUVLM las capas límites y las estelas se representan mediante sábanas vorticosas. A las sábanas vorticosas que representan las capas límites se las denomina “sábanas adheridas” (*Bound-Vortex Sheets*) y a las sábanas vorticosas que representan las estelas se las denomina “sábanas libres” (*Free-Vortex Sheets*).

El flujo asociado con la vorticidad en la estela cercana al ala afecta el flujo alrededor del ala y por lo tanto las cargas actuantes sobre ella. Debido a que la vorticidad

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

En las secciones siguientes se presentan algunos aspectos importantes de la formulación matemática e implementación del modelo empleado en la herramienta computacional que se desarrolló. Para más detalles acerca del NUVLM pueden consultarse [21] y [79].

2.2. El método de red de vórtices inestacionario y no-lineal

2.2.1. Sistemas de referencia utilizados

Los sistemas de referencia usados son dos: un sistema inercial o newtoniano que se encuentra fijo al suelo (N) y un sistema móvil que se encuentra fijo al UAV en todo momento (B). Cada uno de estos sistemas de referencia esta asociado a una terna de vectores ortonormales que conforman una base vectorial dextrógira. A los versores de la base asociada al sistema N se los denota como \vec{i} , \vec{j} y \vec{k} , y a los versores de la base asociada al sistema B se los denota como \vec{b}_1 , \vec{b}_2 y \vec{b}_3 .

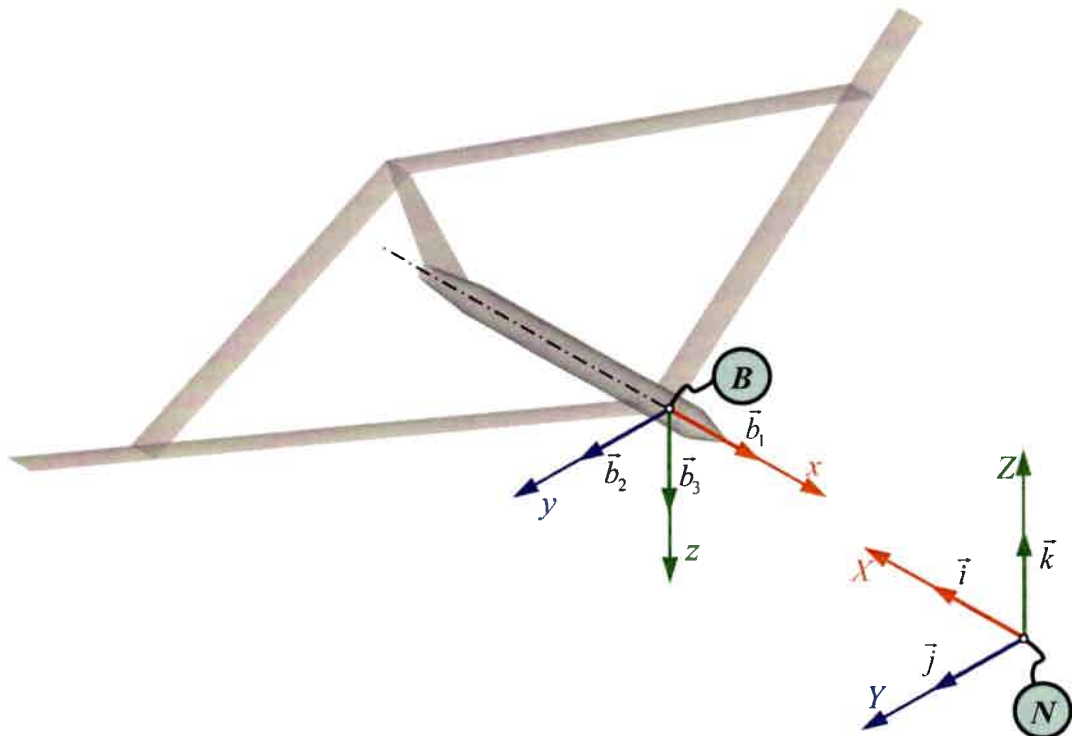


Figura 2 - 1: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados.

A cada una de las bases se le asocia un sistema de coordenadas cartesiano ortogonal y estos sistemas son mostrados en la Figura 2 - 1. Los ejes del sistema de coordenadas asociado a la base de N son denotados (X, Y, Z) y los ejes del sistema de coordenadas asociado a la base de B se denotan como (x, y, z) . El sistema de coordenadas asociado al sistema de referencia móvil posee su plano x - z coincidente con el plano de simetría de la geometría del vehículo y, además, su eje x está alineado con el eje axilsimétrico del fuselaje. Adicionalmente, en la figura mencionada, se representan los versores base asociados a los sistemas N y B .

2.2.2. Cinemática del flujo

Una característica básica de cualquier campo de velocidades es la vorticidad $\vec{\omega}$, la cual es definida como:

$$\vec{\omega}(\vec{R}, t) = \vec{\nabla} \times \vec{V}(\vec{R}, t) \quad (2.1)$$

donde $\vec{V}(\vec{R}, t)$ es la velocidad, \vec{R} es el vector posición, t es el tiempo, \times denota el producto vectorial, y $\vec{\nabla}$ es el operador diferencial de carácter vectorial que en un sistema de coordenadas cartesianas es definido por:

$$\vec{\nabla} = \frac{\partial}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial}{\partial z} \vec{k} \quad (2.2)$$

La ecuación de continuidad para un flujo incompresible es,

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V}(\vec{R}, t) = 0 \quad (2.3)$$

donde \cdot denota el producto escalar. Las ecuaciones (2.1) y (2.3) representan un sistema de ecuaciones diferenciales en derivadas parciales que relacionan el campo de velocidades $\vec{V}(\vec{R}, t)$ con el campo de vorticidad $\vec{\omega}(\vec{R}, t)$. Estas ecuaciones pueden ser “invertidas” a los efectos de expresar la velocidad como función de la vorticidad (ver por ejemplo, [80])

$$\vec{V}(\vec{R}, t) = \frac{1}{4\pi} \iiint_{v(\vec{R}_0, t)} \frac{\vec{\omega}(\vec{R}_0, t) \times (\vec{R} - \vec{R}_0)}{|\vec{R} - \vec{R}_0|^3} dv(\vec{R}_0, t) \quad (2.4)$$

donde \vec{R}_0 es el vector posición que sirve de variable de integración para cubrir la región $v(\vec{R}_0, t)$ del espacio ocupada por el fluido.

Es oportuno hacer algunas observaciones: La ecuación (2.4) fue obtenida sin tener en cuenta las propiedades del fluido, salvo su incompresibilidad; por lo tanto resulta válida para los llamados flujos viscosos como así también para los no viscosos. Las ecuaciones (2.1) y (2.4) describen la relación que existe entre el campo de vorticidad y el campo de velocidad asociados con un flujo.

Las regiones del fluido donde el campo de velocidad es irrotacional [$\vec{\omega}(\vec{R}_0, t) = \vec{0}$], no contribuyen a $\vec{V}(\vec{R}, t)$; por lo tanto, en muchas aplicaciones de relevante importancia práctica, debe integrarse solamente sobre una pequeña subregión del campo. Si existe vorticidad en alguna subregión del campo, existe una velocidad asociada en todo el campo. La velocidad asociada decae con el recíproco del cuadrado de la distancia medida desde la zona con vorticidad diferente de cero. La integración indicada en la ecuación (2.4) se lleva a cabo en un instante de tiempo fijo, y para obtener $\vec{V}(\vec{R}, t)$ como una función de tiempo, se debe evaluar dicha integral, también, como una función del tiempo.

En un flujo real, la velocidad asociada a las sábanas adheridas y libres (comúnmente llamada “perturbación”), interfiere con la corriente libre (o aparente), de tal manera que las condiciones de borde sobre la superficie de la aeronave son satisfechas. Para representar la física de este fenómeno, en el NUVLM se determina $\vec{\omega}$ (o una aproximación a $\vec{\omega}$) imponiendo las condiciones de borde.

A efectos de simplificar el cálculo de \vec{V} , se reemplazan las láminas vorticosas por arreglos o redes de líneas vorticosas. La justificación para flujos tridimensionales está lejos de ser rigurosa; alcanza con decir que numerosas comparaciones con las pocas soluciones exactas que existen, observaciones experimentales, y soluciones numéricas de las ecuaciones de Navier-Stokes, han demostrado que esta simplificación conduce a buenos resultados cuando las líneas de separación son conocidas y el *vortex bursting* no ocurre en las proximidades del sólido inmerso en el fluido. Más aún, es posible demostrar que el campo de velocidades asociado a una distribución de dobletes de intensidad constante distribuidos sobre un panel plano es exactamente igual al asociado a un “loop” de segmentos vorticosos con circulación constante ubicados alrededor de los bordes de dicho panel.

Los elementos de la red de vórtices están compuestos por segmentos rectos cortos conectados entre sí en los *nodos aerodinámicos*. Uno de los resultados de la teoría de Kelvin-Helmholtz es que, para un instante determinado y en cualquier fluido en el cual los efectos viscosos sean o no importantes, la circulación alrededor de una línea vorticiosa es constante. Esto implica que para cualquier instante de tiempo, las líneas vorticosas ni empiezan ni terminan en el campo de flujo; este resultado es comúnmente referido como conservación espacial de la circulación.

2.2.3. La ley de Biot Savart

Para un segmento vorticoso, recto, de longitud finita, y con circulación constante, la Ecuación (2.4) se reduce a la siguiente (ver Figura 2 - 2):

$$\vec{v}(\vec{R}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\vec{\Omega} \times \vec{r}_1}{|\vec{\Omega} \times \vec{r}_1|^2} \left[\vec{\Omega} \cdot \left(\frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} - \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} \right) \right] \quad (2.5)$$

donde $\Gamma(t)$ es la circulación alrededor del segmento vorticoso, \vec{R} es el punto del campo donde la velocidad está siendo evaluada, y $\vec{\Omega} = \vec{r}_1 - \vec{r}_2$. La ecuación (2.5), que gobierna el campo de velocidades $\vec{v}(\vec{R}, t)$ asociado a un segmento vorticoso recto, de longitud finita, y con circulación constante, se conoce como la ley de Biot-Savart.

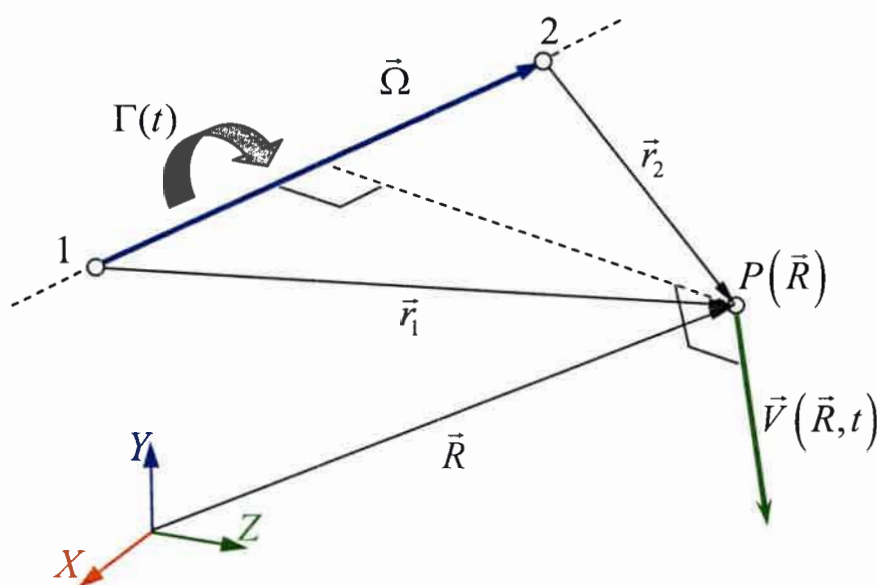


Figura 2 - 2: La ley de Biot-Savart.

2.2.4. Condiciones de borde

La ecuación de continuidad (2.3) es la ecuación que gobierna el problema matemático planteado para el NUVLM. Las condiciones de borde que se imponen en este problema son dos: *i*) la condición en el infinito y *ii*) la condición de no penetración.

La condición en el infinito requiere que todas las perturbaciones decaigan a cero lejos del UAV. Esto es equivalente a decir que las velocidades que están asociadas a la vorticidad distribuida sobre las sábanas adheridas o las sábanas libres tienden a cero lejos del UAV, o sea:

$$\lim_{|\vec{R}| \rightarrow \infty} \left| \vec{V}_B(\vec{R}, t) + \vec{V}_W(\vec{R}, t) \right| \rightarrow 0 \quad (2.6)$$

donde \vec{V}_B es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al cuerpo del UAV y \vec{V}_W es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre.

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

$$\left(\vec{V}_\infty + \vec{V}_B + \vec{V}_W - \vec{V}_{LS} \right) \cdot \vec{n} = 0 \quad \text{sobre la superficie del sólido} \quad (2.7)$$

donde \vec{V}_∞ es la velocidad de la corriente libre, \vec{V}_{LS} es la velocidad del cuerpo inmerso en la corriente de fluido y \vec{n} es un vector unitario normal a la superficie.

2.2.5. Convección de vorticidad

Se requiere que los flujos provenientes de las caras superior e inferior de la superficie sustentadora a lo largo de la punta del ala y del borde de fuga tengan la misma presión, de manera que el campo de presiones adyacente a esos bordes sea continuo; esta condición es usualmente llamada condición de Kutta. Para imponer esta condición se apela nuevamente a la teoría de Kelvin-Helmholtz. En un flujo donde los efectos viscosos son despreciables y la presión es continua, la circulación alrededor de un circuito cerrado de partículas de fluido no cambia con el tiempo; esto es conocido como condición de

conservación temporal de la circulación:

$$\frac{D}{Dt} \Gamma(t) = 0 \quad (2.8)$$

Para imponer la condición de Kutta, se asume que los efectos viscosos se van haciendo despreciables tan pronto como el fluido abandona los bordes de la superficie sustentadora; consecuentemente, los segmentos vorticosos son “convectados” desde la punta del ala y desde el borde de fuga hacia el interior del campo de flujo con la velocidad local de las partículas de fluido. La vorticidad así convectada forma el modelo numérico de la estela.

Para lograr que no haya un salto de presión a través de la estela, los segmentos vorticosos discretos se mueven también con la velocidad local de las partículas de fluido. Para mover un segmento vorticoso discreto (proceso conocido como convección de la estela), se calculan los desplazamientos de los nodos en sus extremos. El desplazamiento de un nodo genérico $\Delta \vec{R}_{nodo}$ esta dado por

$$\Delta \vec{R}_{nodo} = \int_t^{t+\Delta t} \vec{V}[\vec{R}_{nodo}(\tau), \tau] d\tau \cong \vec{V}[\vec{R}_{nodo}(t), t] \Delta t \quad (2.9)$$

donde $\vec{R}_{nodo}(\tau)$ es la posición del nodo en el instante τ , $[t \leq \tau \leq t + \Delta t]$. Existen varias aproximaciones que se pueden usar para evaluar la integral de la ecuación (2.9). Algunos experimentos numéricos fueron desarrollados con algoritmos de mayor orden y precisión y se encontró que el algoritmo simple de Euler provee resultados suficientemente precisos. Por supuesto, este requiere del mínimo tiempo de cómputo. El valor de Δt debe elegirse de manera tal que los elementos sobre la estela no sufran grandes deformaciones; en general se espera que mantengan la misma forma que los elementos utilizados para discretizar la sábana adherida.

La presencia de segmentos vorticosos a lo largo del borde de fuga y de la punta del ala se debe a los requerimientos impuestos por la condición de conservación espacial de la circulación. Estos segmentos vorticosos discretos son una representación de los llamados “vórtices de arranque” que han sido observados experimentalmente. La emisión de dichos vórtices debe realizarse para satisfacer el requerimiento de que la carga aerodinámica en el borde de fuga y en la punta del ala sea igual a cero. La convección de vorticidad debe garantizar que la presión sea continua a través de la estela, y por lo tanto, que la estela esté libre de fuerzas; este requerimiento impone la conservación temporal de la circulación. En la estela, hay vorticidad y los efectos viscosos son despreciables.

2.3. Implementación computacional

2.3.1. Discretización

En el NUVLM se reemplaza la sábana vorticosa adherida a la superficie del sólido y la sábana vorticosa libre por una red de segmentos vorticosos rectos y de longitud finita. La red de segmentos vorticosos de la sábana adherida divide la superficie del sólido en elementos de área que tienen forma de rectángulo, de paralelogramo, o en el caso más general de un cuadrilátero con todos sus lados diferentes.

La implementación numérica de este modelo requiere que la geometría del cuerpo se defina de una manera particular: las distintas partes componentes del cuerpo son representadas mediante un conjunto de superficies. Estas superficies se definen mediante mallas formadas por paneles y nudos. En la Figura 2 - 3 se presenta una malla que define una geometría muy simple referida a una placa plana y rectangular, mientras que en la Figura 2 - 4 se muestra una geometría más compleja que corresponde al diseño conceptual de un JW HALE UAV. En el Capítulo 3 de esta tesis se describe un preprocesador desarrollado para generar mallas específicamente preparadas para el NUVLM para diferentes configuraciones de JW HALE UAV.



Figura 2 - 3: Malla de paneles de una geometría simple: placa rectangular.

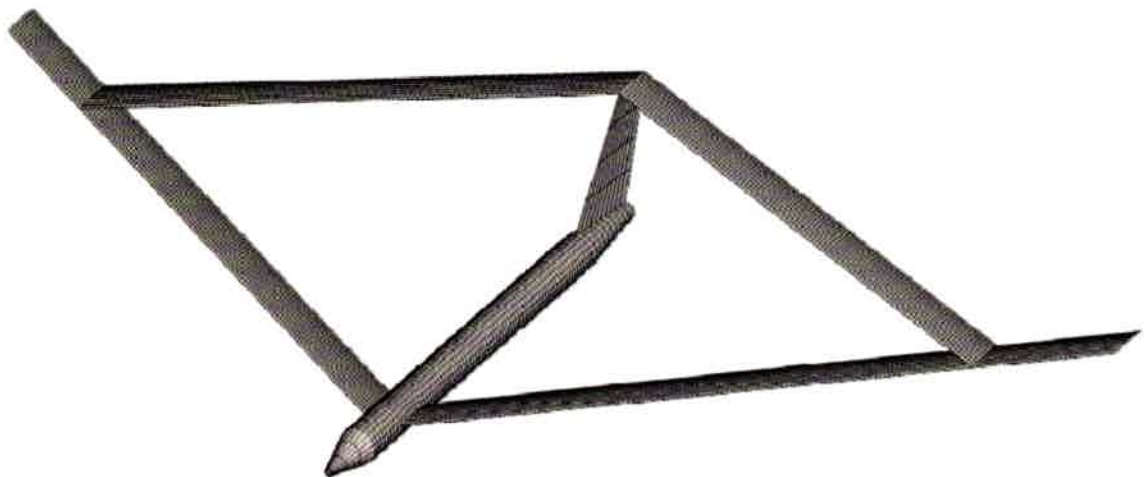


Figura 2 - 4: Malla de paneles generada para una configuración de UAV con alas unidas.

En cada uno de los paneles se define un punto de control que ese encuentra en el centroide de área del elemento. En el punto de control se impone la condición de no penetración en su versión discretizada. Esta imposición resulta luego en un sistema de ecuaciones algebraico lineal. La resolución de este sistema de ecuaciones permite obtener el valor de circulación que esta asociado a cada uno de los segmentos vorticosos utilizados para describir aerodinámicamente la superficie del UAV.

La condición de no penetración en su versión discretizada se obtiene a partir de la ecuación (2.7), para el punto de control de cada panel i que pertenece a la discretización de la sábana vorticososa adherida se debe satisfacer

$$\sum_{j=1}^{NP} A_{ij} G_j(t) = - \left[\left(\vec{V}_{\infty}(t) + \vec{V}_w(t) - \vec{V}_{LS}(t) \right) \cdot \vec{n}_i(t) \right]_i \quad (2.10)$$

donde NP es el número total de paneles utilizado en la discretización de la sábana vorticososa adherida, $G_j(t)$ representa la circulación de los segmentos vorticosos que forman el panel j y A_{ij} son los coeficientes de influencia aerodinámicos. Estos coeficientes representan la componente normal de la velocidad inducida en el punto de control del panel i (panel receptor) por los segmentos vorticosos que componen el panel j (panel emisor) cuando la circulación en los mismos posee un valor igual a uno. En la Figura 2 - 5 se muestra un esquema que representa la interpretación geométrica de los coeficientes aerodinámicos A_{ij} .

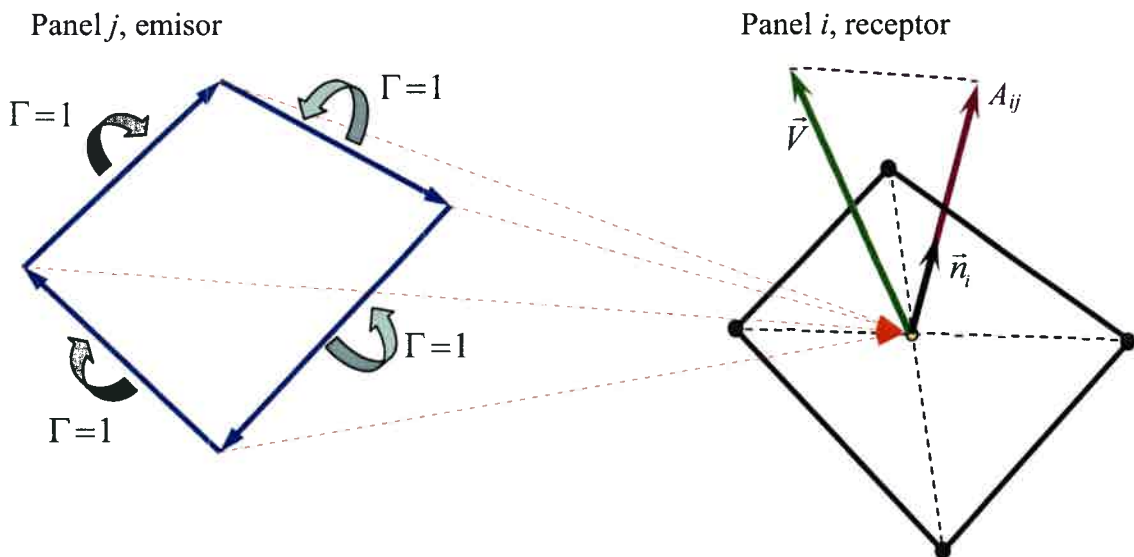


Figura 2 - 5: Interpretación geométrica de los coeficientes A_{ij} .

2.3.2. Cálculo de cargas aerodinámicas

A continuación, se considera el cálculo de las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora. Para cada elemento, se debe hallar primero la presión en el punto de control y luego multiplicarla por el área del elemento y por el versor normal. Para calcular la distribución de la presión sobre la superficie de las alas se usa la versión inestacionaria de la ecuación de Bernoulli. Finalmente, se suman las fuerzas y los momentos de dichas fuerzas actuantes en todos los elementos.

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

$$\frac{\partial}{\partial t} \Phi(\vec{R}, t) + \frac{1}{2} \vec{\nabla} \Phi(\vec{R}, t) \cdot \vec{\nabla} \Phi(\vec{R}, t) + \frac{p(\vec{R}, t)}{\rho} = H(t) \quad (2.11)$$

donde, $\Phi(\vec{R}, t)$ es la función potencial de velocidad, $p(\vec{R}, t)$ es la presión, ρ es la densidad del aire (considerada constante), y $H(t)$ es la energía total.

Introduciendo las siguientes magnitudes características: $L_C =$ longitud a lo largo de la cuerda de un elemento típico de la red de vórtices adherida, $V_C = \vec{V}_\infty =$ velocidad de la corriente libre, $T_C = L_C/V_C =$ tiempo característico, y $\rho_C = \rho_\infty =$ densidad de la corriente libre; es posible adimensionalizar la ecuación (2.11) y determinar el salto de presión, Δp , a través de cada uno de los elementos que conforman la red de vórtices,

$$\Delta p = \vec{V}_U^2 - \vec{V}_L^2 + 2 \left(\left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_U} - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_L} \right) \quad (2.12)$$

donde \vec{V}_U y \vec{V}_L son respectivamente las velocidades de las partículas de fluido ubicadas inmediatamente por encima y por debajo del punto de control del elemento considerado. El último término de esta expresión puede escribirse como:

$$\left[\left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_U} - \left. \frac{\partial \Phi}{\partial t} \right|_{\vec{R}_L} \right] = \frac{\mathfrak{D}G(t)}{\mathfrak{D}t} \quad (2.13)$$

donde $G(t)$ es la circulación alrededor del elemento considerado, y $\mathfrak{D}/\mathfrak{D}t$ es una “especie” de derivada sustancial, ya que no sigue una partícula de fluido sino un punto material del ala, en este caso un punto de control. En este trabajo, la derivada (2.13) se calcula utilizando una aproximación por diferencias finitas hacia atrás de primer orden,

$$\frac{\mathcal{D}G(t)}{\mathcal{D}t} \simeq \frac{G(t) - G(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (2.14)$$

por lo tanto, el término inestacionario se determina utilizando la información de la circulación en el paso anterior y el instante de tiempo actual.

2.3.3. Generación de las estelas

En esta subsección se muestra un ejemplo de generación de estelas para el caso de un ala que comienza a moverse impulsivamente. Para generar las estelas, hay que realizar una convección de las partículas de fluido que se encuentran sobre los bordes filosos del ala: borde de fuga y punteras. La convección se hace calculando el desplazamiento de las partículas que se produce en un intervalo de tiempo. El cálculo se efectúa utilizando la ecuación (2.9).

En la Figura 2 - 6 se muestra un esquema de la evolución de las estelas para los primeros dos pasos de tiempo de una simulación. El ejemplo mostrado en la figura, corresponde a un ala rectangular discretizada con 40 paneles (4 paneles a lo largo de la cuerda y 10 paneles a lo largo de la envergadura). Aunque esta geometría es mucho más simple que la del JW HALE UAV mostrado en la Figura 2 - 4, es suficiente como para explicar de qué manera se desarrolla el método.

La Figura 2 - 6a corresponde al instante inicial $t = 0$, en el cual no existe la estela. En esa figura se destacan con puntos negros las partículas que están sobre los bordes filosos que emiten estela. A estas partículas se les realiza la convección durante el primer paso de tiempo, y como resultado se obtiene una fila de paneles que conforma la estela en el instante $t = \Delta t$ (ver Figura 2 - 6b). Durante el segundo paso tiempo, se realiza la convección sobre las partículas que pertenecen a la estela y sobre las partículas que están sobre el borde de fuga y las punteras (partículas destacadas con puntos negros en la Figura 2 - 6b). El resultado al final del segundo paso de tiempo ($t = 2\Delta t$) está esquematizado en la Figura 2 - 6c, en la cual se muestran las dos filas de la estela obtenidas por “convección”. Para continuar con los pasos siguientes, se procede de manera similar, esto es, realizando el proceso de convección sobre todas las partículas que pertenecen a la estela, y sobre las partículas que están sobre los bordes filosos que emiten estela.

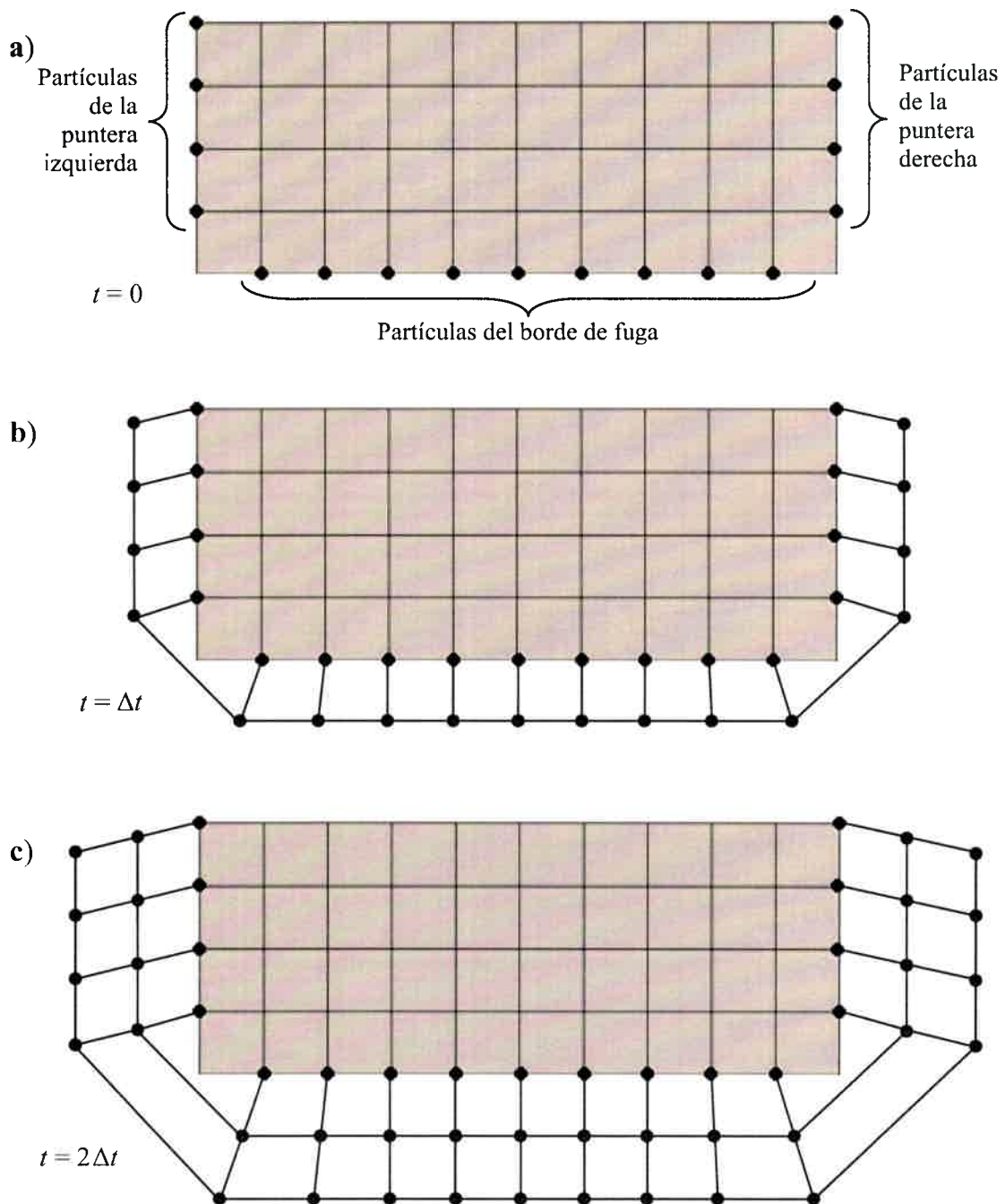


Figura 2 - 6: Esquema de la evolución de las estelas: a) $t = 0$, b) $t = \Delta t$ y c) $t = 2\Delta t$.

En la Figura 2 - 7 se muestran ejemplos de estelas obtenidas con el código computacional desarrollado para implementar el NUVLM. En las Figura 2 - 7a se muestra la estela generada luego de 100 pasos de simulación para el caso una placa plana con un ángulo de ataque geométrico de 5 grados y un alargamiento con valor igual a 10. En la Figura 2 - 7b se muestra la estela generada luego de 100 pasos de simulación, para el caso de una configuración de UAV con alas unidas con un ángulo de ataque geométrico de 5 grados.

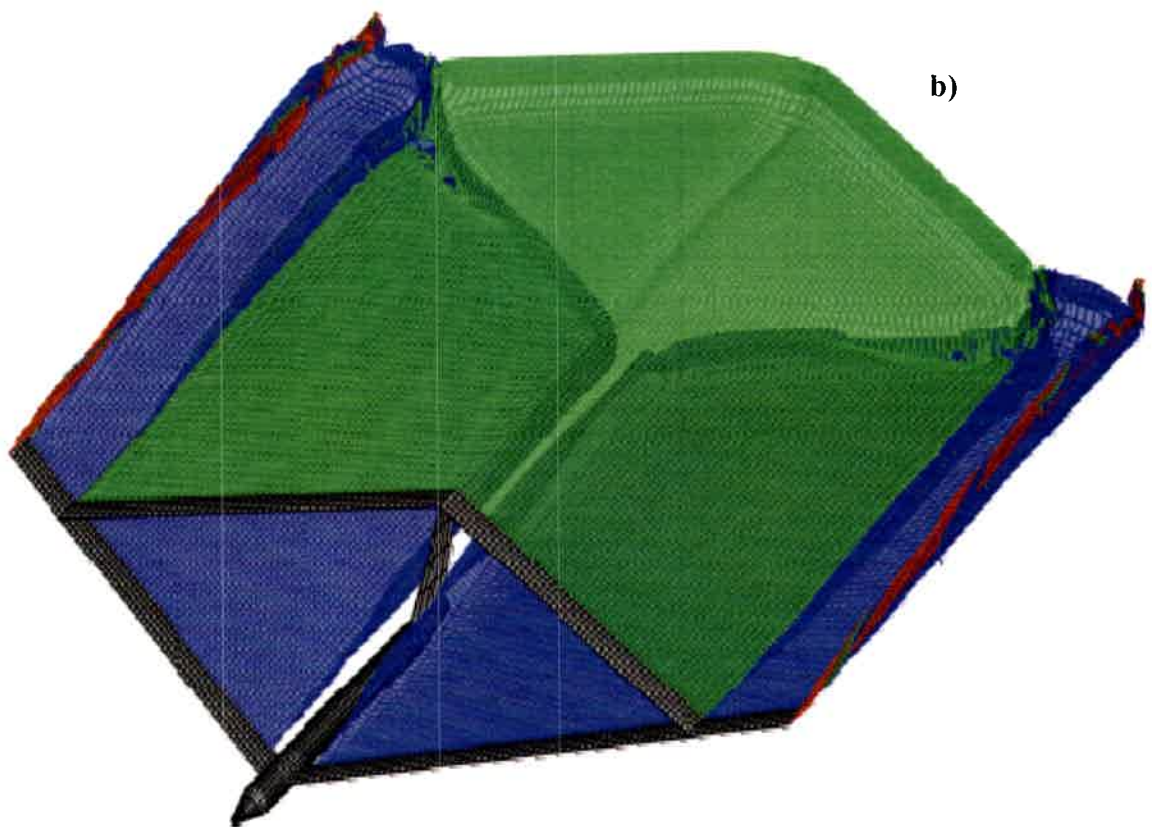
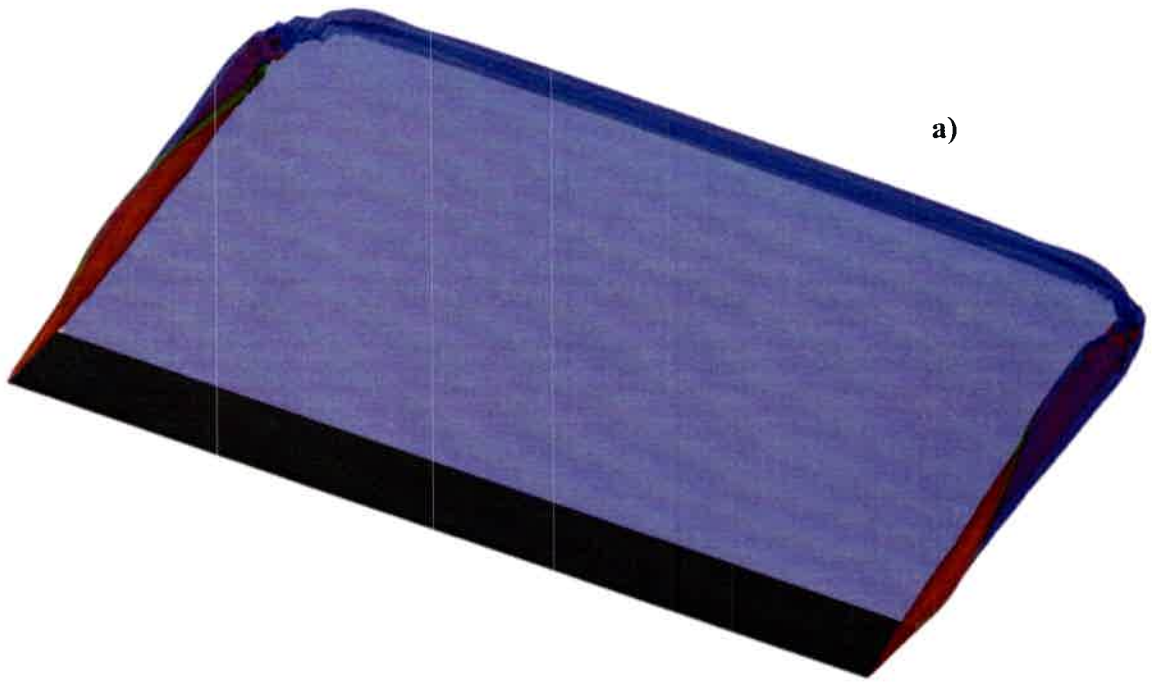


Figura 2 - 7: Ejemplos de estelas generadas para a) una geometría simple y b) una configuración de UAV de alas unidas.

2.3.4. El parámetro *cutoff*

Algunas veces, al calcular la velocidad utilizando la ley de Biot-Savart, se obtienen valores de velocidad extremadamente grandes. Esto ocurre cuando la partícula de fluido, a la cual se le calcula la velocidad, se encuentra posicionada muy cerca del segmento vorticoso que induce dicha velocidad. Estos grandes valores de velocidad producen errores en la representación de las estelas generadas, por lo que es necesario realizar alguna acción correctiva.

Una forma de realizar correcciones que mejoran la representación de las estelas consiste en limitar las grandes influencias que puedan producirse. Este método introduce un parámetro denominado *cutoff* que está relacionado con la distancia que separa a un segmento vorticoso y al punto donde esta ubicada la partícula de fluido. La necesidad de hacer correcciones y la importancia de utilizar un valor conveniente para ese parámetro se destaca en el trabajo [79]. En esta tesis se impone un valor de velocidad nulo, a la partícula de fluido involucrada, cuando la distancia, que la separa del segmento vorticoso, es igual o menor al valor preestablecido para el *cutoff*.

En la implementación computacional se pueden utilizar valores diferentes para el *cutoff*, según el segmento vorticoso pertenezca a un panel que está en la sábana vorticoso adherida o a la sábana libre. Adicionalmente, se usan diferentes valores del parámetro para el caso de paneles de la sábana libre emitida por el ala delantera, que se encuentren próximos a la unión de alas.

El método empleado no posee una justificación teórica y la determinación de los valores *cutoff* se hace de manera empírica analizando la forma final de las estelas generadas. La razón por la que se eligió este método es por que ha sido utilizado con éxito [21], posee un costo computacional bajo y es más simple de implementar que otros métodos, como se menciona en el trabajo [81].

2.3.5. Otros aspectos de la implementación computacional

El código computacional, que implementa el NUVLM, se ha desarrollado utilizando el lenguaje de programación Fortran 95. Los archivos fuente de este código se encuentran disponibles en el disco compacto que se adjunta al presente trabajo de tesis. Para una mejor comprensión del código computacional, en el anexo A se presenta el algoritmo sobre el que se basó el desarrollo del código.

El NUVLM implementado en un programa requiere de recursos computacionales que son relativamente importantes, por ello, la ejecución del programa puede insumir mucho tiempo de cómputo. A los fines de reducir los tiempos de ejecución del código desarrollado en este trabajo, se han aprovechado dos aspectos favorables. Se tomó ventaja de la simetría que presenta el problema, lo que permite almacenar sólo la mitad de la información, y se despreció las influencias de las zonas de las estelas que se encuentran muy alejadas del UAV [21, 82], sin introducir errores apreciables en los resultados obtenidos. Las dos técnicas mencionadas se describen en el anexo B.

III EL PREPROCESADOR DE CONFIGURACIONES

3.1. Introducción

En este Capítulo se presenta un generador de mallas, flexible y robusto, orientado al NUVLM que permite definir fácilmente y libre de errores diferentes geometrías para JW HALE UAVs. El modelo aerodinámico basado en el NUVLM que se presentó en el Capítulo 2, requiere que la geometría del UAV sea tratada de una manera particular porque se necesitan varios datos adicionales respecto de los que podría generar algún mallador estándar utilizado en CFD o en Elementos Finitos. Los datos que necesitan ser generados por un “mallador para el NUVLM” son:

- i)* coordenadas espaciales de los nudos de la discretización (numerados adecuadamente);
- ii)* conectividades que definen los paneles que conforman la red de vórtices adherida;
- iii)* coordenadas espaciales de los puntos de control;
- iv)* vectores normales a cada uno de los paneles;
- v)* vectores que representan los segmentos vorticosos adheridos de la red; y
- vi)* paneles que generarán las estelas.

La malla que representa la sábana vorticososa adherida al vehículo es generada a partir de ciertos parámetros geométricos generales, información relativa a los perfiles alares y datos específicos de la malla. La malla correspondiente a la configuración completa se obtiene manipulando de manera separada las distintas partes que componen el vehículo; esto es, alas delanteras internas y externas, alas traseras, empenaje vertical y fuselaje (ver Figura 3-1).

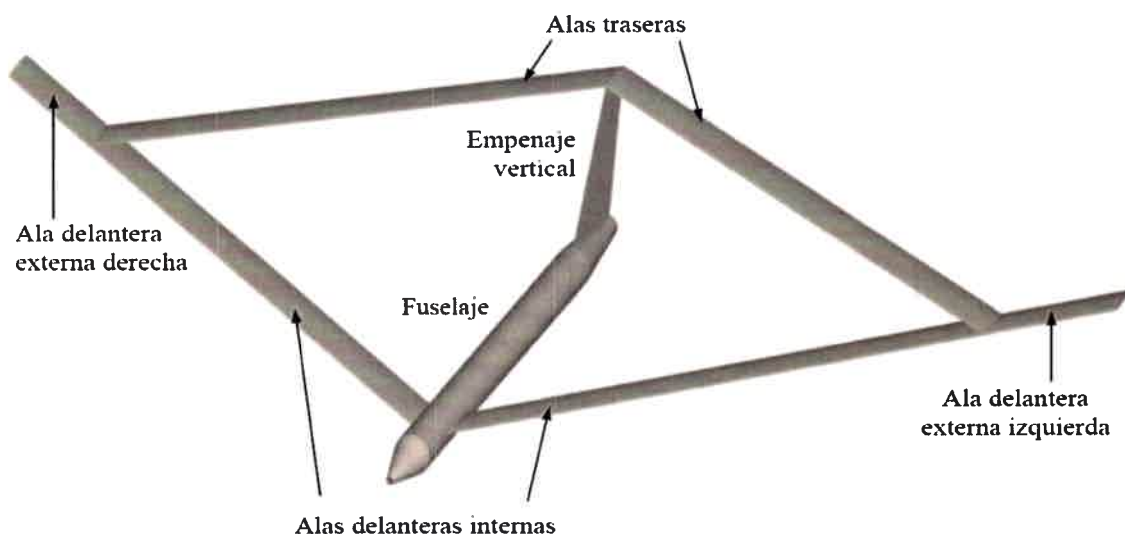


Figura 3-1: Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas.

Las alas del UAV son modeladas como superficies sin espesor que contienen las líneas medias de cuatro perfiles alares, que eventualmente pueden ser todos diferentes. Los perfiles que se utilizan para generar la superficie media de las superficies sustentadoras se posicionan en la raíz del ala delantera, en la raíz del ala trasera, en la unión de alas, y en la puntera. La definición geométrica del extradós y del intradós de cada uno de los perfiles alares deben ser aportados como datos de entrada. La unión entre el ala delantera y trasera se modela siguiendo el diseño propuesto en 69.

El fuselaje es idealizado, en su mayor parte, como un tubo abierto con sección circular de diámetro constante. Para definir la nariz y la parte trasera del fuselaje, se realiza una reducción gradual del diámetro. El fuselaje se modela como un cuerpo que no está completamente cerrado para evitar redundancias en el NUVLM [83]; esto es: el método que se encuentra implementado en el procesador produciría un sistema de ecuaciones algebraico lineal cuya matriz de coeficientes sería singular.

El empenaje vertical se modela como una placa plana. Su raíz coincide con la zona desde la cual el fuselaje comienza a reducir su diámetro en la parte posterior. El extremo superior del empenaje vertical coincide con la unión de las alas posteriores.

Como el vehículo posee un plano vertical de simetría, se toma ventaja de esto y la herramienta computacional genera los datos del mallado sólo para una de las mitades del vehículo. El plano de simetría contiene el eje axilsimétrico del fuselaje y al empenaje vertical.

3.2. Datos de entrada

Los parámetros necesarios para definir la geometría del UAV se listan en la Tabla III-1 y se indican en la Figura 3-3. Para definir los cuatro perfiles alares que se utilizan en el UAV, es necesario introducir las coordenadas del extradós y del intradós de los perfiles. En la Figura 3-2 se muestran dos perfiles alares a modo de ejemplo, uno simétrico y otro con curvatura.

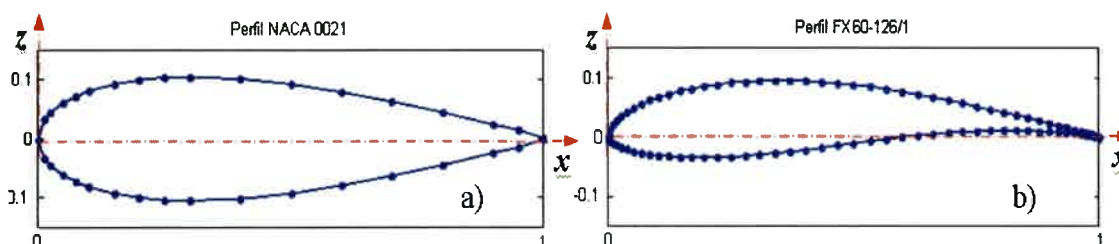


Figura 3-2: Datos de dos perfiles alares a) NACA0021 y b) FX 60-126/1.

Tabla III-1: Parámetros de entrada para el Preprocesador.

Parámetro	Descripción del parámetro
C_t	Cuerda en la punta del ala.
C_j	Cuerda en la unión de las alas.
C_{rf}	Cuerda en la raíz del ala delantera.
C_{ra}	Cuerda en la raíz del ala trasera.
L	Longitud total del fuselaje.
L_t	Longitud de la parte trasera del fuselaje.
L_n	Longitud del morro.
S_{ob}	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera externa.
S_{ib}	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera interna.
D	Diámetro del cuerpo principal del fuselaje.
D_n	Diámetro del fuselaje en la nariz.
D_t	Diámetro del fuselaje en la parte trasera.
Z_{fa}	Altura del empenaje vertical.
Δ_{ob}	Ángulo de diedro del ala delantera externa.
Δ_{ib}	Ángulo de diedro del ala delantera interna.
Λ_{ob}	Ángulo entre el borde de ataque y el eje 'y' del ala delantera externa.
Λ_{ib}	Ángulo entre el borde de ataque y el eje 'y' del ala delantera interna.
X_{nfs}	Posición de la raíz del ala delantera respecto de la nariz del UAV.
X_{fa}	Separación entre el ala delantera y el ala trasera.
A_{rf}	Giro relativo del perfil alar de raíz del ala delantera.
A_{ra}	Giro relativo del perfil alar de la raíz del ala trasera.
A_j	Giro relativo del perfil alar de la unión de las alas.
A_t	Giro relativo del perfil alar de la punta del ala.

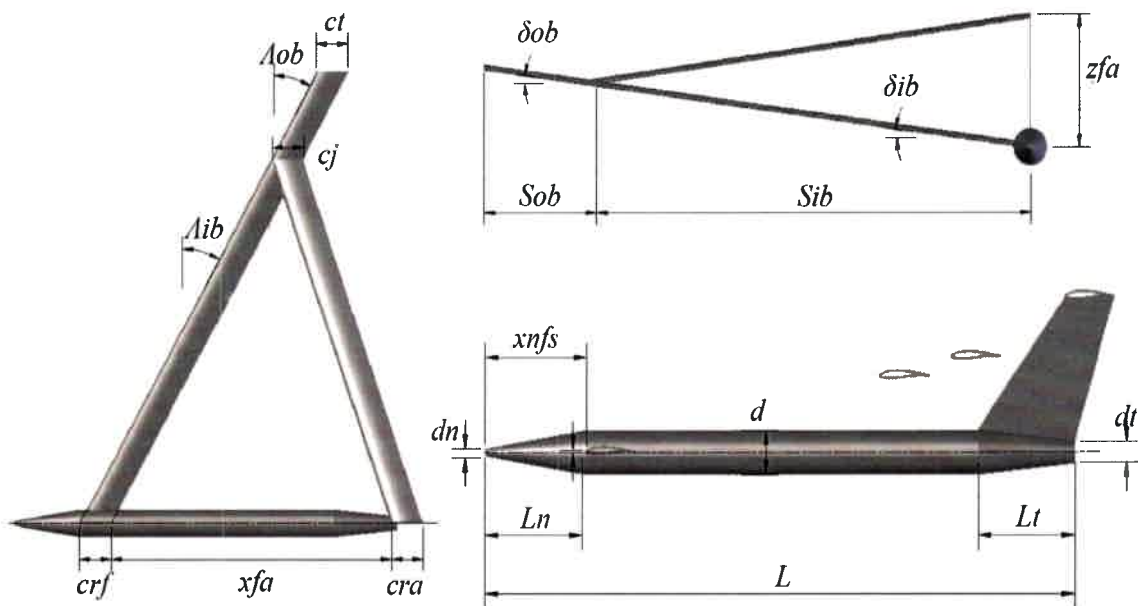


Figura 3-3: Parámetros que definen la geometría de un UAV de alas unidas.

Es necesario, además, ingresar como datos de entrada algunos parámetros que permitan configurar la malla. Estos parámetros se listan en la Tabla III-2 y están indicados en la Figura 3-4.

Tabla III-2: Parámetros para configurar el mallado.

Parámetro	Descripción
npc	Número de paneles a lo largo de la cuerda en las alas.
npf	Número de paneles sobre la semicircunferencia del fuselaje.
npm	Número de paneles a lo largo del morro.
$npev$	Número de paneles en la altura del empenaje vertical.

En la Figura 3-4a se muestra el ala delantera externa izquierda, parte del ala delantera interna, parte del ala trasera y la unión de alas. La cota indicada en esa figura representa el parámetro denominado número de paneles por cuerda (npc). Notar que este parámetro afecta a la cantidad de paneles de todas las alas. En el ejemplo mostrado en la figura se puede observar que todas las alas poseen 5 paneles a lo largo de la cuerda.

En la Figura 3-4b esta dibujada la mitad izquierda del fuselaje. Con la línea de trazo grueso de color rojo se representa la dirección en la cual se cuenta el número de paneles sobre la semicircunferencia del fuselaje (npf). En el ejemplo mostrado puede observarse que npf es igual a 10.

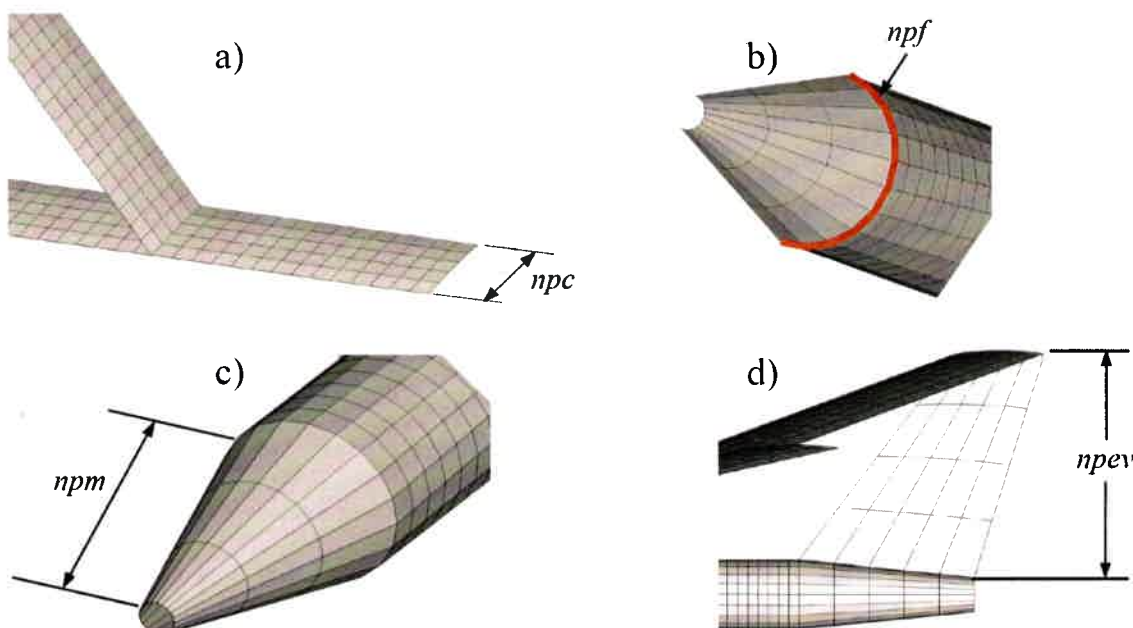


Figura 3-4: Representación gráfica de parámetros para configurar el mallado.

El número de paneles a lo largo del morro (n_{pm}) se indica con la cota de la Figura 3-4c donde se observa el extremo delantero del fuselaje y 3 paneles a lo largo del morro ($n_{pm} = 3$).

En la Figura 3-4d se muestra la parte trasera del fuselaje, parte de las alas del UAV y el empenaje vertical. El número de paneles en la dirección vertical del empenaje vertical (n_{pev}) se indica en la figura donde pueden verse 4 paneles en la dirección vertical del empenaje vertical ($n_{pev} = 4$).

3.3. Curvas de referencia

Todas las coordenadas de los nudos que forman la red de vórtices se refieren al sistema de coordenadas mostrado en la Figura 3-5. El eje x del sistema coincide con el eje axilsimétrico del fuselaje y el origen del sistema de coordenadas coincide con el punto inicial del perfil alar de la raíz de las alas delanteras internas.

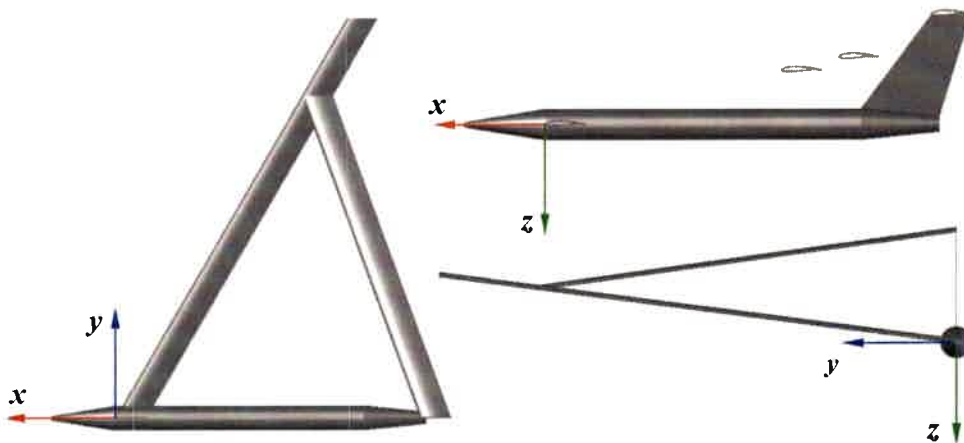


Figura 3-5: Ubicación del sistema de coordenadas utilizado.

Para poder determinar las coordenadas de los nudos de la red de vórtices es necesario definir primero curvas de referencia que delimiten la geometría de las distintas partes del UAV.

3.3.1. Curvas de referencia de las alas

Para definir las alas, es necesario determinar las curvas de referencia realizando un procesamiento a partir de los datos correspondientes al extradós e intradós de cada uno de los cuatro perfiles alares. El procesamiento comprende dos operaciones:

- i) determinar la línea media del perfil y
- ii) distribuir, sobre la línea media, los nudos que conformarán la red de vórtices.

Para determinar la línea media del perfil, se promedian los valores de las ordenadas del extradós y del intradós que corresponden a un mismo valor de la abscisa. A modo de ejemplo, en la Figura 3-6a se graficó la línea media del el perfil FX 60-126/1 obtenida promediando las ordenadas.

Para obtener la disposición de nudos que conformarán la red de vórtices, se realiza una interpolación lineal utilizando los datos de la línea media del perfil junto con las abscisas de $npc + 1$ puntos igualmente espaciados a lo largo de la unidad. Continuando con el ejemplo de la Figura 3-6a, en la Figura 3-6b se muestra la disposición de los nudos de la malla aerodinámica obtenida en el caso donde npc es igual a 5.

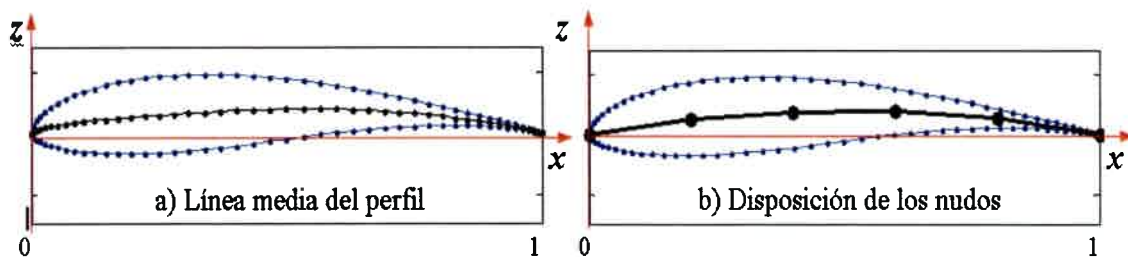


Figura 3-6: Ejemplo del tratamiento del Perfil FX 60-126/1.

Los datos de los cuatro perfiles se encuentran originalmente en el plano x - z , (ver ejes en la Figura 3-5 y en la Figura 3-9) posicionados en el origen y con un valor de cuerda unitario. Por ello las curvas que se definen con la disposición de puntos obtenidas como resultado del tratamiento de perfiles antes mencionado, se escala, rota y/o traslada para ubicarlos en los lugares que les corresponden sobre la superficie sustentadora: esto es, raíces de alas, unión de alas y punteras de alas.

Estas curvas ya ubicadas donde corresponde, con su posición y medidas reales constituyen las “*curvas de referencia*” que son poligonales que servirán para definir la geometría de las alas. Las operaciones de escalar, rotar y trasladar se realizan mediante transformaciones afines [84]. Las matrices utilizadas para realizar estas transformaciones se presentan en las ecuaciones (3.1). Las matrices allí mostradas se utilizan para premultiplicar lo vectores columna que contienen las coordenadas de los nudos de la red de vórtices.

$$S = \begin{bmatrix} c & 0 & 0 \\ 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & c \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_0 \\ 0 & 1 & 0 & y_0 \\ 0 & 0 & 1 & z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

La matriz S se utiliza para escalar los datos. El valor c , repetido a lo largo de la diagonal principal de la matriz, es el factor de escala que actúa como un factor amplificador (o reductor) sobre los datos de la disposición de nudos sobre la línea media de los perfiles. El valor que se le asigna al factor c es, según corresponda, el valor de los parámetros de cuerda crf , cra , cj o ct .

La matriz R se utiliza para realizar rotaciones de los datos. El ángulo θ que aparece como argumento de las funciones trigonométricas es el parámetro de giro relativo en las cuerdas. Este parámetro permite introducir torsión geométrica en las alas. El valor que se asigna a θ es, según corresponda, el valor de los parámetros arf , ara , aj o at .

La matriz de traslación T permite posicionar los datos de perfiles alares en la ubicación que corresponde en la superficie sustentadora. Los elementos de la matriz x_0 , y_0 y z_0 son las componentes del vector traslación que se desea realizar. Para determinar el vector de traslación se hace uso de los parámetros geométricos ingresados como datos de entrada (diedros, flechas y envergaduras). Notar que la dimensión de esta matriz de traslación es de 4×4 , por lo que en la implementación computacional hay que realizar un tratamiento especial sobre los vectores columna de coordenadas nodales. A estos vectores hay que agregarles una cuarta componente con un valor unitario antes de hacer la transformación. Luego de efectuar el producto matricial, a cada vector columna resultante hay que quitarle su cuarta componente.

En la Figura 3-7 se muestran, sobre la geometría del UAV, las curvas de referencia que permiten delinear la geometría del ala trasera. Estas curvas de referencia son poligonales que resultan de tratar los datos del perfil de raíz del ala trasera y del perfil de unión de alas, y de realizar transformaciones afines adecuadas para ubicar los puntos donde corresponde.

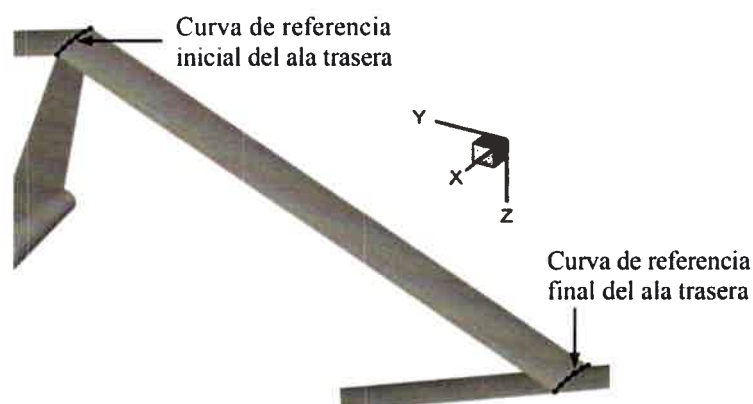


Figura 3-7: Curvas de referencia que delinean la geometría del ala trasera.

De manera similar, en la Figura 3-8 se muestran, sobre la geometría final del UAV, las curvas de referencia que permiten delinear la geometría del ala delantera externa. Estas curvas de referencia se obtuvieron mediante el tratamiento de los datos del perfil de unión de alas y del perfil de punta de ala, y realizando las transformaciones afines adecuadas para ubicarlos en las posiciones que corresponden.



Figura 3-8: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala delantera externa.

En el caso del ala delantera interna la curva de referencia inicial necesita un tratamiento particular para determinar la curva intersección entre el ala y el fuselaje. En la Figura 3-9 se puede observar la curva de referencia final del ala delantera interna (unión de alas) y una curva de referencia preliminar (raíz del ala delantera) que sirve para determinar la curva de referencia inicial del ala delantera interna. Se ha indicado el segmento de recta que une los primeros puntos de ambas curvas de perfiles. De manera similar, aunque no se muestran en la figura, existen segmentos que unen los restantes puntos de las curvas de referencia.

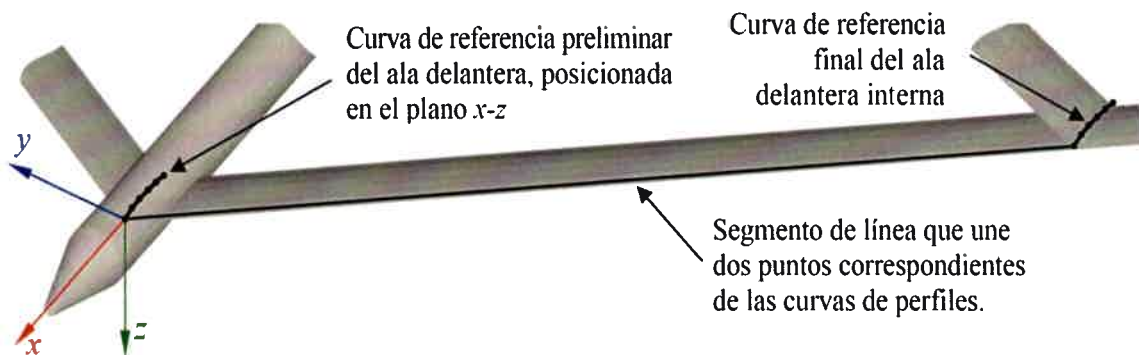


Figura 3-9: Curvas de referencia para delinear la geometría del ala delantera interna.

Para determinar la curva intersección entre el ala delantera y el fuselaje se busca la intersección entre la superficie que define el fuselaje y los segmentos de recta que unen los nudos correspondientes en la curva del perfil de la raíz del ala delantera y la curva de referencia final del ala delantera interna. El punto de intersección entre el primer segmento de recta y la superficie del fuselaje se muestra en la Figura 3-10.

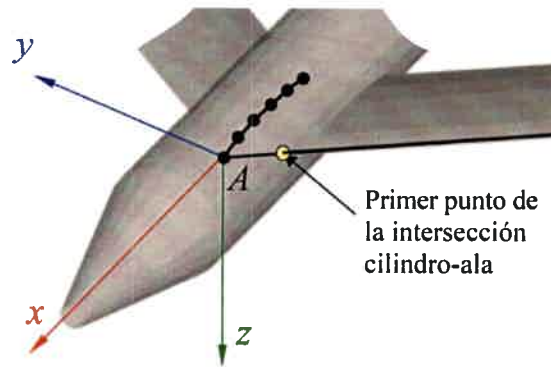


Figura 3-10: Detalle de la zona de intersección del ala delantera con el fuselaje.

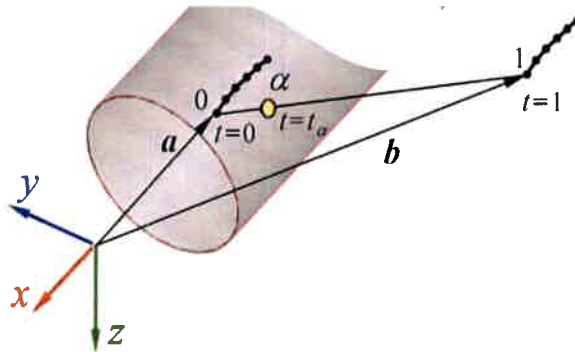


Figura 3-11: Vectores utilizados en la búsqueda de la intersección recta-cilindro.

En la ecuación (3.2) se da la representación vectorial de la recta. Como se muestra en la Figura 3-11, en esa ecuación t es un parámetro que pertenece al intervalo $[0, 1]$, el vector a da la posición del primer punto (punto 0), de la curva de referencia preliminar y el vector b da la posición del primer punto de la curva de referencia final (punto 1).

$$r = t(b - a) + a \quad (3.2)$$

Para hallar la intersección (punto α en la Figura 3-11) conviene expresar las coordenadas del punto α en forma paramétrica:

$$x_\alpha = x_0 + t_\alpha(x_1 - x_0) \quad y_\alpha = y_0 + t_\alpha(y_1 - y_0) \quad z_\alpha = z_0 + t_\alpha(z_1 - z_0) \quad (3.3)$$

y encontrar el valor del parámetro t_α de modo que las coordenadas del punto α de la recta (ecuación (3.3)) satisfagan la ecuación del cilindro:

$$y^2 + z^2 = R^2 \quad (3.4)$$

donde R es el radio del cilindro, que es igual a la mitad del parámetro de entrada d . Por lo tanto reemplazando los valores de y_α y z_α dados en la ecuación (3.3) en la ecuación (3.4) se obtiene una ecuación de segundo grado en la incógnita t_α que tiene dos raíces. La raíz positiva reemplazada en la ecuación (3.3) da las coordenadas del punto de intersección.

Esta búsqueda de intersecciones se realiza entre la superficie del fuselaje y cada una de los segmentos de línea recta que unen nudos que se corresponden en las curvas de referencia preliminar y final del ala delantera interna. Todas las intersecciones definen la curva de referencia inicial que junto con la curva de referencia final constituyen la base para delinear la geometría del ala delantera interna (ver Figura 3-12).



Figura 3-12: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala delantera interna.

3.3.2. Curvas de referencia del fuselaje

Las curvas de referencia que sirven para establecer la geometría del fuselaje se construyen a partir de un arco de circunferencia de radio unitario formado por $npf+1$ nudos. En la Figura 3-13 se muestra un ejemplo de un arco de circunferencia donde el parámetro npf es igual a 10.

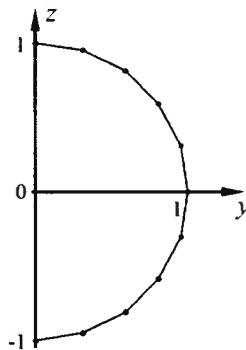


Figura 3-13: Curva base para crear las curvas de referencia utilizadas para delinear el fuselaje.

Para construir y posicionar las curvas de referencia del morro y de la parte trasera del fuselaje del UAV, hay que realizar transformaciones de escalado y traslación. Para ello se usan nuevamente las transformaciones afines discutidas anteriormente. Para realizar el escalado se usa la misma matriz S de la ecuación (3.1), en este caso el valor de la entrada c en la matriz es igual al valor de los parámetros (según corresponda) d , dn o dt dividido por dos. Para hacer la traslación se utiliza la misma matriz T de la ecuación (3.1). Las entradas de la matriz x_0 , y_0 y z_0 son las componentes del vector traslación a

realizar y se calculan usando, según corresponda, los parámetros de entrada relacionados a las longitudes del fuselaje (L , L_n , L_t y x_{nfs}).

En la Figura 3-14 se muestra la zona delantera del fuselaje donde se han dibujado las curvas de referencia inicial y final del morro y en la Figura 3-15 se muestra la parte trasera del UAV con las curvas de referencia inicial y final de la parte posterior del fuselaje. Los ejemplos mostrados en las dos figuras mencionadas corresponden al caso en que el parámetro npf tiene un valor igual a 10.

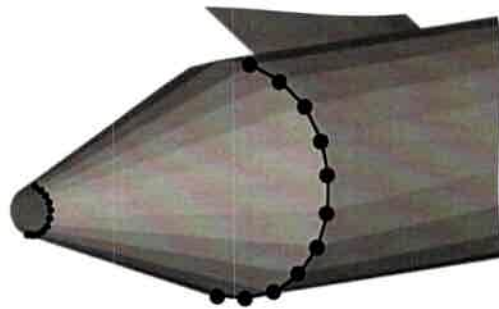


Figura 3-14: Curvas de referencia que sirven para delinear el morro.

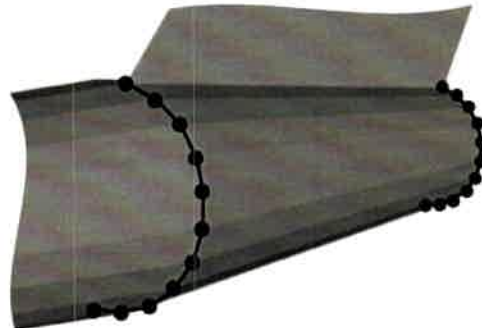


Figura 3-15: Curvas de referencia que sirven para delinear la parte posterior del fuselaje.

Las curvas de referencia que sirven para delinear la parte central del fuselaje deben tener en cuenta la existencia de la intersección entre el ala delantera interna y el fuselaje. Además de utilizar curvas de referencia al comienzo y al final del cuerpo central del fuselaje, es necesario introducir dos curvas de referencia adicionales. Estas dos curvas delimitan la zona donde el fuselaje se intersecta con el ala delantera interna. Para generar estas dos nuevas curvas de referencia dentro del cuerpo central del fuselaje se utiliza la curva que se generó como referencia inicial del ala delantera interna. Una de las curvas de referencia dentro del fuselaje permite delinear una zona delantera en el cuerpo central del fuselaje, mientras que la otra curva permite definir una zona trasera del cuerpo central del fuselaje. En la Figura 3-16 se muestran las curvas de referencias necesarias para delinear el cuerpo central del fuselaje.

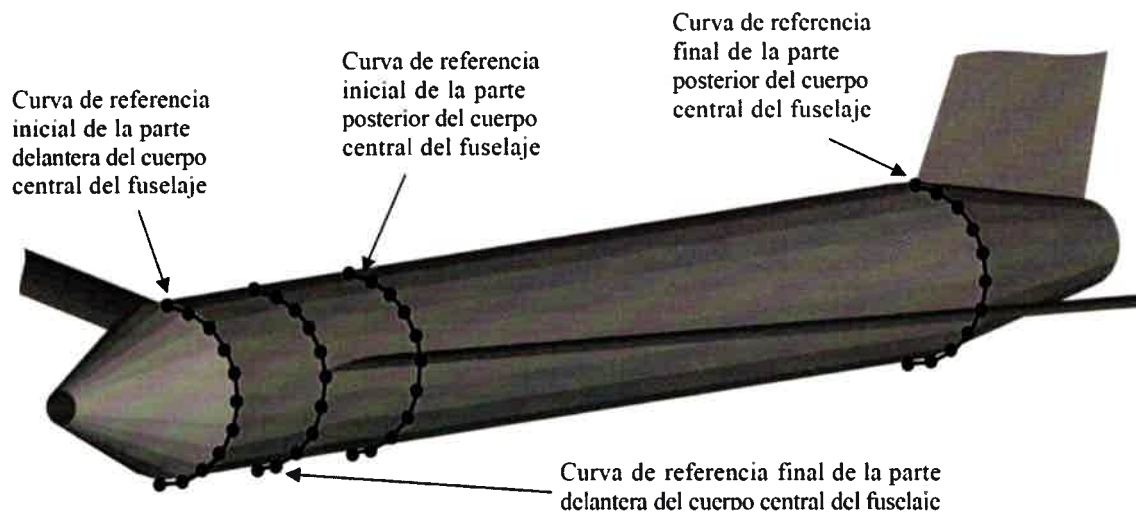


Figura 3-16: Curvas de referencia que sirven para delinear el cuerpo central del fuselaje.

La curva de referencia inicial de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje es de fácil construcción ya que es la misma curva de referencia final del morro. La curva de referencia final de la parte posterior del cuerpo central del fuselaje se obtiene también fácilmente ya que es igual a la curva de referencia inicial de la parte posterior del fuselaje.

Para construir la curva de referencia final de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje se debe hacer un tratamiento especial. Primero se define un plano que es paralelo al plano $y-z$ y que contiene el primer punto de la curva de referencia inicial del ala delantera interna. Sobre el plano definido se distribuyen los $npf+1$ nudos que constituirán la curva de referencia que se intenta construir. Más específicamente, la distribución de los nudos se hace sobre un arco de circunferencia de radio $d/2$ que contiene el punto que pertenece a la curva de referencia inicial del ala delantera interna. Como las coordenadas del punto que pertenece a la curva de referencia del ala delantera no se modifican, la distribución de los npf nudos restantes se hace de una manera particular. Una cantidad de $npf/2$ nudos se distribuyen igualmente espaciados a lo largo de la porción de arco de circunferencia que delinearé la parte superior del fuselaje (zona que esta encima de la intersección ala-fuselaje) y, por otro lado, los $npf/2$ nudos restantes se distribuyen igualmente distanciados a lo largo de la de la porción de arco de circunferencia que delinearé en la parte inferior del fuselaje (zona que esta debajo de la intersección ala-fuselaje).

En la Figura 3-17 se muestra como se distribuyen los nudos que permiten construir la curva de referencia final de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje en un caso donde el parámetro npf es igual a 10.

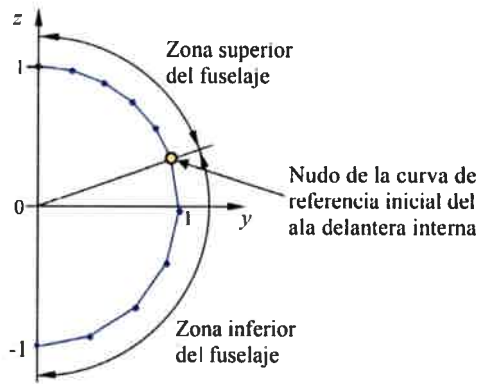


Figura 3-17: Distribución de los nudos en la curva de referencia final de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje.

La curva de referencia inicial de la parte posterior del cuerpo central del fuselaje se construye siguiendo el procedimiento recién mencionado, pero utilizando un plano paralelo a $y-z$ que contiene el último punto de la curva de referencia inicial del ala delantera interna.

3.3.3. Curvas de referencia del empenaje vertical

Para construir el empenaje vertical se utilizan dos curvas de referencia que son de fácil definición. La curva de referencia inicial, ubicada en la parte superior del empenaje vertical, es la misma curva utilizada como referencia inicial para la definición del ala trasera. La “curva” de referencia final del empenaje vertical, ubicada en la unión empenaje vertical-fuselaje, se construye dividiendo en npc partes iguales el segmento de recta que unen los primeros nudos de las curvas de referencia usadas para delinear la parte trasera del fuselaje.

En la Figura 3-18 se muestran, sobre la geometría del UAV, las curvas de referencia utilizadas para construir el empenaje vertical.

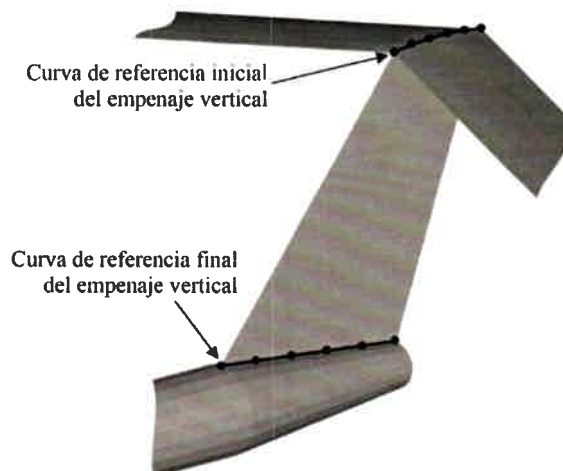


Figura 3-18: Curvas de referencia que sirven para delinear el empenaje vertical.

3.4. Nudos de la malla

Utilizando las curvas de referencia inicial y final de cada componente de la geometría del UAV pueden crearse los nudos que definirán la malla aerodinámica de red de vórtices.

3.4.1. Nudos de las alas

El procedimiento seguido para obtener los nudos que conforman la malla de las alas traseras y delanteras externas e internas es el mismo. En la Figura 3-19 se presenta, sobre la geometría final resultante del UAV, la primera etapa del procedimiento para crear los nudos del ala delantera externa; se distribuyen nudos igualmente espaciados a lo largo de un segmento de línea recta definido por el primer punto de las dos curvas de referencia del ala delantera externa (curvas de referencia inicial y final).

La cantidad de nudos a distribuir es igual al valor que se obtiene de redondear el resultado de la división de la longitud l del segmento de recta por la cantidad e , que es la distancia que existe entre el primer y segundo punto de la curva de referencia inicial del ala delantera externa. El redondeo que se realiza es un redondeo del valor al entero más cercano hacia el menos infinito. En las cotas dibujadas en la Figura 3-19 se indican los valores de l y de e .

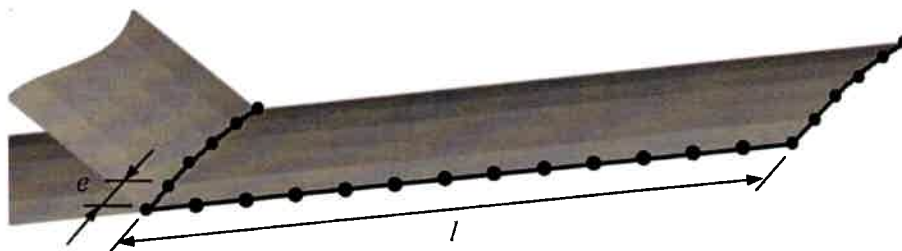


Figura 3-19: Primer etapa en la creación de nudos del ala delantera externa.

Continuando con el procedimiento para generar los nudos de la malla, en una segunda etapa se realizan las mismas operaciones que se hicieron durante la primera etapa antes descrita. En este caso hay que actualizar los puntos que definen el segmento de línea recta. En esta instancia se eligen los segundos nudos que definen las curvas de referencia inicial y final del ala delantera externa. Esta actualización trae aparejado un cambio en el valor de l mientras que el valor e no cambia. Para finalizar la generación de los nudos de la malla se realizan operaciones similares a las descritas hasta completar los $n_{pc}+1$ nudos que constituyen las curvas de referencia. En la Figura 3-20 se muestra el resultado final de generar todos los nudos de la malla del ala delantera externa.

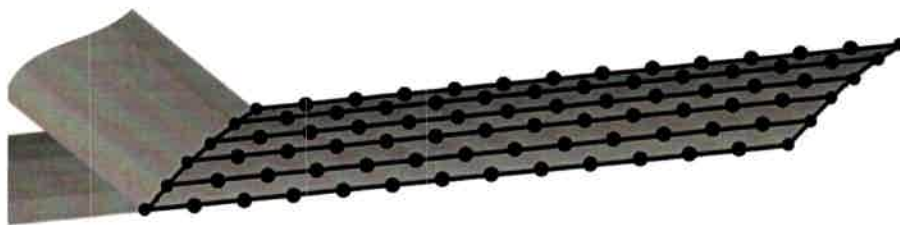


Figura 3-20: Nodos del ala delantera externa ya generados.

Para generar los nudos del ala delantera interna y del ala trasera se sigue un procedimiento similar al utilizado en la generación de los nudos pertenecientes a las alas delanteras externas. El único cambio consiste en actualizar, según corresponda, las curvas de referencia inicial y final que se utilizan. De igual manera, el valor e es, también, actualizado para las dos alas, asignándosele un valor que es igual a la distancia que hay entre el primer y segundo nudo de la curva de referencia inicial que corresponda.

3.4.2. Nodos del fuselaje

La generación de los nudos de todo el fuselaje se realiza tratando las distintas zonas que lo conforman. Las zonas en las que se generan los nudos son *i*) el morro, *ii*) la parte delantera del cuerpo central, *iii*) la parte posterior del cuerpo central, *iv*) la parte trasera del fuselaje y *v*) la zona de intersección entre el fuselaje y el ala delantera interna.

En las cuatro primeras zonas se dispone de curvas de referencia inicial y final, por ello para generar los nudos que están dentro de esas zonas se realiza un procedimiento similar al descrito para la generación de los nudos pertenecientes a las alas. Para la zona de intersección entre el fuselaje y el ala delantera interna se procede de una manera diferente al procedimiento usado para las alas.

En el caso de las zonas delantera y posterior del cuerpo central del fuselaje el procedimiento es similar al descrito para las alas. El valor de e es actualizado a un valor que es igual a la distancia que hay entre el primer y segundo nudo de la curva de referencia inicial que corresponda. La operación de distribuir nudos a lo largo de segmentos de línea se repite para cada uno de los $npf+1$ nudos que poseen las curvas de referencia.

Para el caso del morro y la parte trasera del fuselaje el procedimiento para determinar los nudos es también análogo al procedimiento utilizado en las alas. Sin embargo, en estos casos se produce un cambio en la cantidad de nudos a distribuir. A esta cantidad de nudos a distribuir se le impone un valor y no se la calcula a partir de redondear el cociente l/e . Los valores que se imponen surgen de los parámetros de configuración de la malla. En el caso del morro la cantidad de nudos a distribuir a lo largo de los segmentos de línea recta es igual al parámetro $npm+1$. En el caso de la parte trasera del fuselaje la cantidad de nudos a distribuir es igual a $npc+1$.

Para generar los nudos de la zona de la intersección entre el fuselaje y el ala delantera interna, se realiza el mismo procedimiento utilizado para determinar la curva de referencia final de la zona delantera del cuerpo central del fuselaje. Para crear los nudos de toda la zona se repite el procedimiento mencionado con distintos planos. Los planos utilizados se definen como planos paralelos al plano $y-z$ que contienen un nudo de la curva de referencia inicial del ala delantera interna. Los nudos de la curva de referencia inicial del ala delantera interna que se utilizan van desde el segundo hasta el penúltimo nudo, por lo que la cantidad de planos o , lo que es lo mismo, la cantidad de veces que el procedimiento se repite es $npc - 1$.

3.4.3. Nudos del empenaje vertical

Los nudos del empenaje vertical se generan siguiendo un procedimiento idéntico al utilizado para generar los nudos en la zona del morro. En este caso la cantidad de nudos a distribuir se hace igual al parámetro de entrada $npm + 1$.

3.4.4. Numeración de los nudos

Los nudos generados son convenientemente numerados en cada una de las partes generadoras de la geometría del UAV; esto es: ala delantera, ala trasera, fuselaje y empenaje vertical. En la Figura 3-21, la Figura 3-22 y la Figura 3-23 se muestran ejemplos de la forma en que se numeran los nudos para un caso donde los parámetros de mallado valen $npc = 5$, $npm = 3$, $npf = 10$ y $npev = 4$. En la Figura 3-21 se muestra, en la zona delantera del fuselaje, como se numeran los nudos siguiendo un criterio “sentido horario – hacia atrás”.

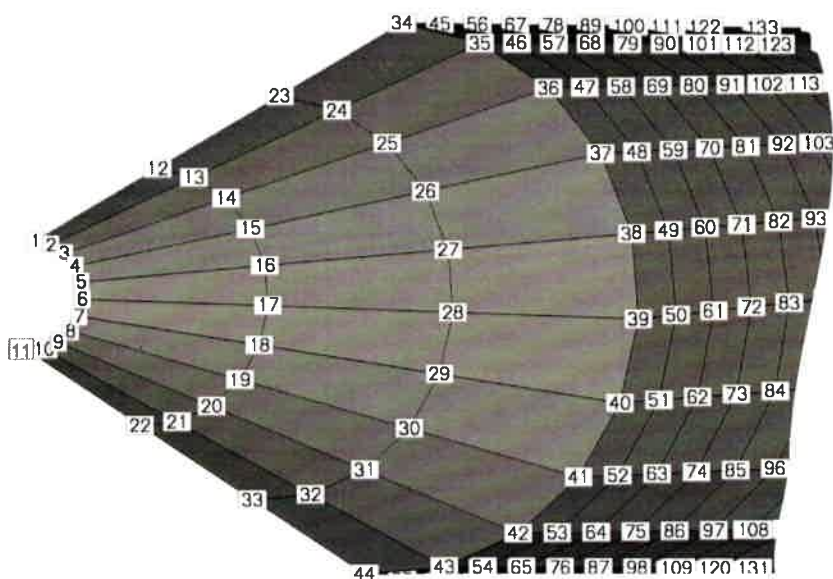


Figura 3-21: Ordenamiento de la numeración de nudos del fuselaje.

En la Figura 3-22 se muestra una vista inferior de la región de la raíz del ala delantera izquierda donde se aprecia como se numeran los nudos siguiendo un criterio “sentido de la cuerda-sentido de la envergadura”. Las alas delanteras interna y externa se tratan, en esta instancia, como un solo conjunto, por lo que la numeración es continua para toda el ala delantera.

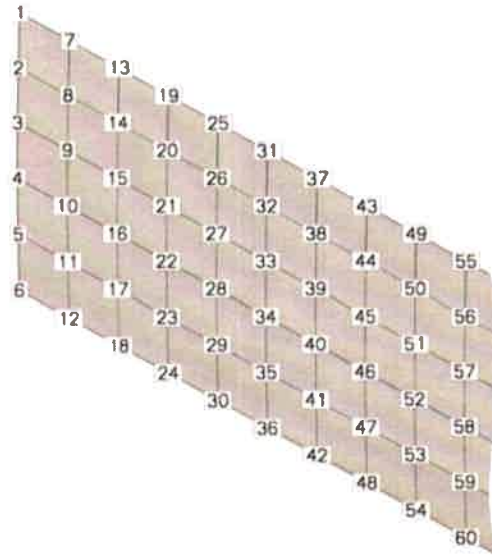


Figura 3-22: Ordenamiento de la numeración de nudos del ala delantera.

Para numerar de los nudos del ala trasera se utiliza nuevamente el criterio “sentido de la cuerda-sentido de la envergadura”. El ordenamiento de nudos mostrado en la Figura 3-22 sobre el ala delantera sirve también de ejemplo para el ala trasera.

En la Figura 3-23 se una vista lateral derecha del empenaje vertical donde se aprecia como se numeran los nudos siguiendo el criterio “hacia atrás-hacia arriba”

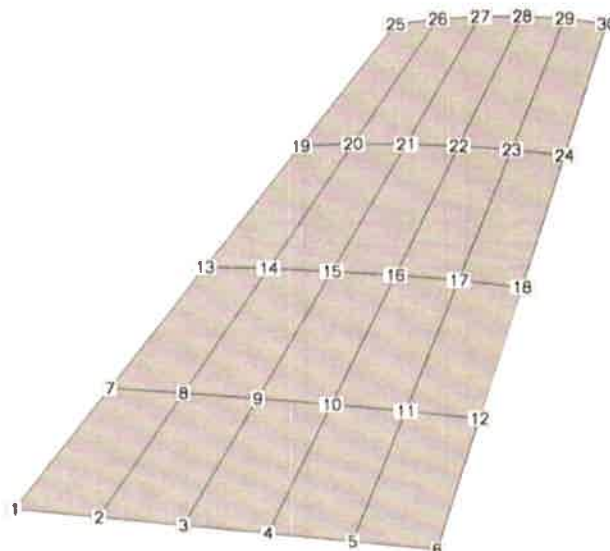


Figura 3-23: Ordenamiento de la numeración de nudos del empenaje vertical.

3.5. Otros datos del mallado

3.5.1. Numeración de paneles

El conjunto formado por cuatro “nudos contiguos” define un panel. Para poder identificar correctamente los paneles hay que generar un sistema de numeración. Los paneles se ordenan y numeran por partes del UAV. El criterio que se utiliza para ordenar los paneles en cada parte del UAV es el mismo criterio que se utiliza para numerar los nudos de esa parte del UAV.

En la Figura 3-24 se muestra, a modo de ejemplo, la numeración de paneles seguida en el ala delantera izquierda. El criterio de numeración para paneles, “sentido de la cuerda-sentido de la envergadura”, es también utilizado para numerar los paneles del ala trasera y del fuselaje.

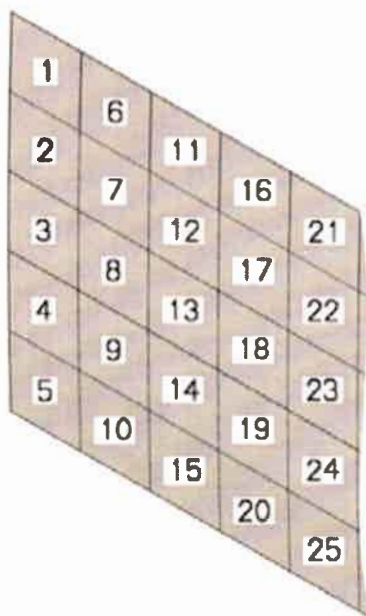


Figura 3-24: Ordenamiento de la numeración de paneles del ala delantera.

Los “nudos contiguos” que definen un panel deben también ser identificados y numerados localmente de alguna manera. El criterio que se utiliza para ordenar y numerar localmente los nudos de un panel consiste en seguir un sentido horario. Este criterio se aplica a todos los paneles de la malla.

En la Figura 3-25 se muestran los primeros paneles de ala delantera junto con la numeración de nudos que le corresponde. A modo de ejemplo, en la figura mencionada puede apreciarse que el panel 1 esta formado por los nudos 1, 7, 8 y 2 (en ese orden), que al panel 2 lo forman por los nudos 2, 8, 9 y 3 (en ese orden), etc.

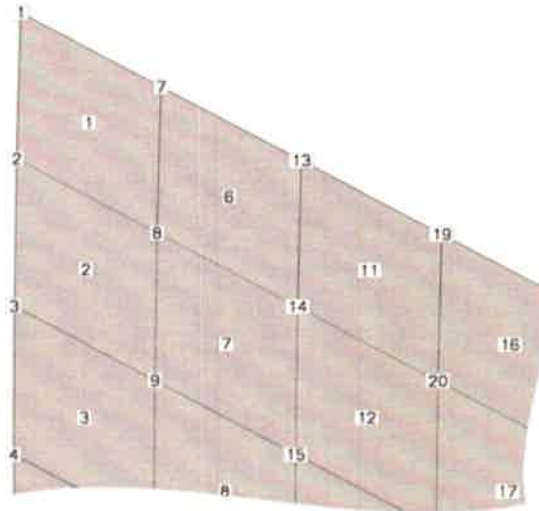


Figura 3-25: Numeración de paneles y nudos en la zona de la raíz del ala delantera.

3.5.2. Puntos de control

El punto de control de un panel es el lugar geométrico del panel donde el método de NUVLM impone la condición de borde conocida como la condición de no penetración. El punto de control está ubicado en el centroide del área del panel. Para determinar cuál es su coordenada x se realiza el promedio aritmético de los valores de las coordenadas ' x ' de cada uno de los cuatro nudos que forman el panel.

Para obtener las coordenadas ' y ' y ' z ' del punto de control se opera de manera similar. El procedimiento para determinar las coordenadas del punto de control de cada panel se realiza de igual manera con todos los paneles de la malla.

3.5.3. Vectores normales

Los vectores que indican las normales a cada uno de los paneles se definen normalizando el vector que resulta del producto vectorial mostrado en la ecuación (3.5).

$$\mathbf{n} = \mathbf{v}_1 \times \mathbf{v}_2 \quad (3.5)$$

En la Figura 3-26 se muestra el primer panel de la malla del ala delantera izquierda y se indica la dirección y sentido de los vectores \mathbf{v}_1 y \mathbf{v}_2 . Considerando la manera en que se ordenan localmente los nudos que definen un panel (sentido horario), en la Figura 3-26 puede observarse que el vector \mathbf{v}_1 se obtiene como la diferencia entre las coordenadas del primer y tercer nudo. El vector \mathbf{v}_2 se obtiene como la diferencia entre las coordenadas del segundo y cuarto nudo.

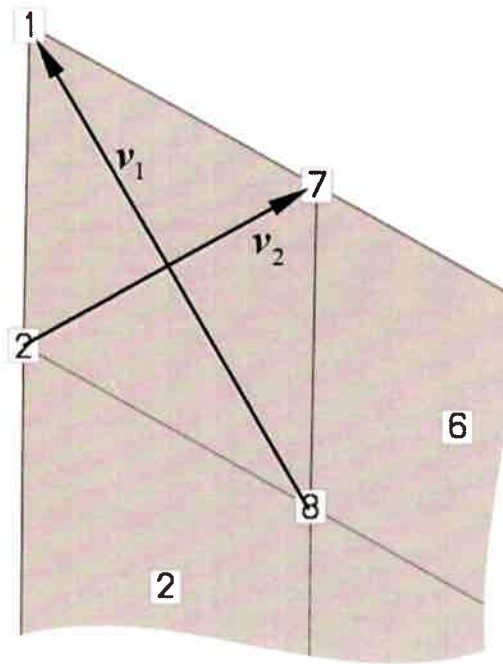


Figura 3-26: Vectores utilizados para definir el vector normal de un panel de la malla.

3.5.4. Vectores segmento de vorticidad

Los vectores que se utilizan para representar los segmentos rectos de vorticidad de la red vorticosa adherida “delimitan” a cada panel. En la Figura 3-27 se muestra una vista inferior del ala delantera izquierda donde se observa el primer panel de la malla asociada a esta parte del UAV.

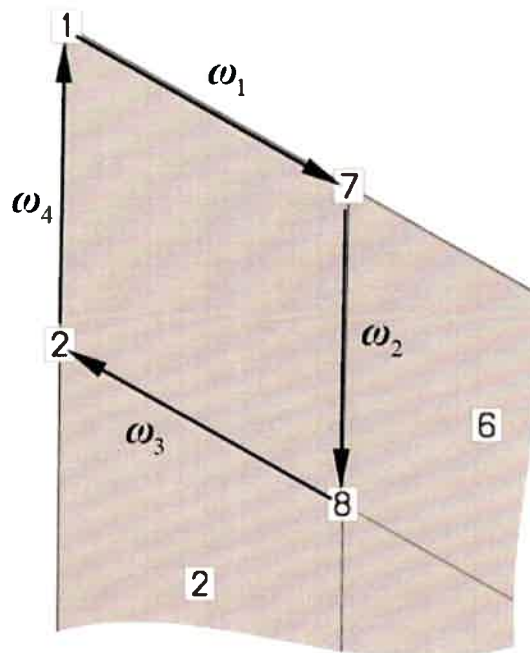


Figura 3-27: Vectores segmento de vorticidad de un panel de la malla.

El sentido y dirección que tienen los vectores segmento de vorticidad se muestra en la Figura 3-27. Considerando la manera en que se ordenan localmente los nudos que definen un panel, puede observarse que el primer vector, ω_1 , se obtiene de hacer la diferencia entre las coordenadas del segundo y primer nudo del panel, que el segundo vector, ω_2 , se obtiene de hacer la diferencia entre las coordenadas del tercer y segundo nudo del panel, que el tercer vector, ω_3 , se obtiene de hacer la diferencia entre las coordenadas del cuarto y tercer nudo del panel y, por último, que el cuarto vector, ω_4 , se obtiene de hacer la diferencia entre las coordenadas del primer y cuarto nudo del panel.

3.5.5. Paneles que emiten estelas

El desprendimiento de la sábana vorticiosa libre se realiza desde el borde de fuga de las alas delantera y trasera y desde la puntera del ala delantera externa. Por esta razón es necesario identificar cuales son los paneles y nudos involucrados en el proceso de emisión de vorticidad al seno del fluido para formar las estelas. En la Figura 3-28 se muestra el UAV con el mallado de las alas. En la misma figura se remarca con una línea roja de trazo grueso cuales son las zonas que emiten vorticidad al seno del fluido.

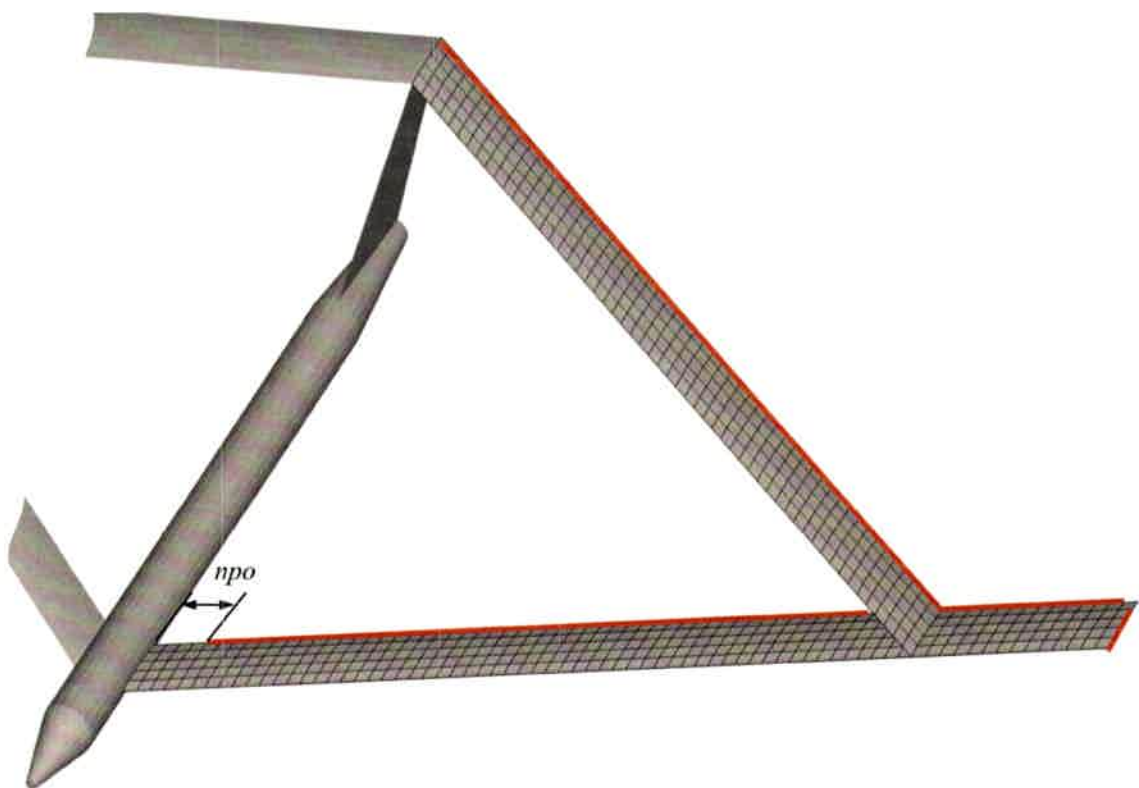


Figura 3-28: Zonas de emisión de estelas.

En el caso de las alas traseras, los paneles involucrados en la emisión de vorticidad son todos los paneles ubicados en borde de fuga del ala. Los nudos, dentro de estos paneles, involucrados en el proceso de convección son el tercero y el cuarto (referidos a la numeración local en el sentido horario).

Para las alas delanteras internas, los paneles involucrados son todos los paneles sobre su borde de fuga, a excepción de algunos paneles que pueden ser excluidos de la emisión de vorticidad mediante la definición del parámetro de entrada npo . Los nudos involucrados son el tercero y el cuarto (referidos a la numeración local en el sentido horario).

En las alas delanteras externas todos los paneles sobre el borde de fuga están involucrados. Se excluye únicamente el panel de la esquina. Los nudos involucrados son el tercero y el cuarto. Adicionalmente, los paneles ubicados en la puntera de ala también emiten vorticidad al seno del fluido. Todos los paneles que están en la puntera, a excepción del panel de la esquina, emiten vorticidad. Los nudos involucrados son el segundo y el tercero.

IV RESULTADOS

En este Capítulo se presentan resultados obtenidos utilizando la herramienta computacional desarrollada. En la primera parte se muestran resultados obtenidos con el preprocesador de geometrías; se analizan ejemplos de varias configuraciones y se muestra la influencia, sobre la geometría final, de algunos de los parámetros de configuración del preprocesador. En la segunda parte se muestran los resultados de algunas verificaciones realizadas al código computacional que implementa el modelo aerodinámico. Por último, se presentan resultados de simulaciones del comportamiento inestacionario y no-lineal para algunas configuraciones de UAVs de alas unidas, y se muestra como influyen algunos parámetros sobre el coeficiente de sustentación.

4.1. El preprocesador

En esta sección se presentan resultados relativos a: *i)* detalles del mallado en algunas zonas de un JW HALE UAV, *ii)* la influencia de algunos parámetros geométricos de entrada sobre la malla obtenida y *iii)* algunas mallas resultado de considerar distintas configuraciones de JW HALE UAV.

4.1.1. Detalles del mallado de algunas zonas

En la Figuras 4-1 hasta 4-4 se muestran detalles del mallado de algunas zonas correspondientes a una configuración particular de JW HALE UAV.

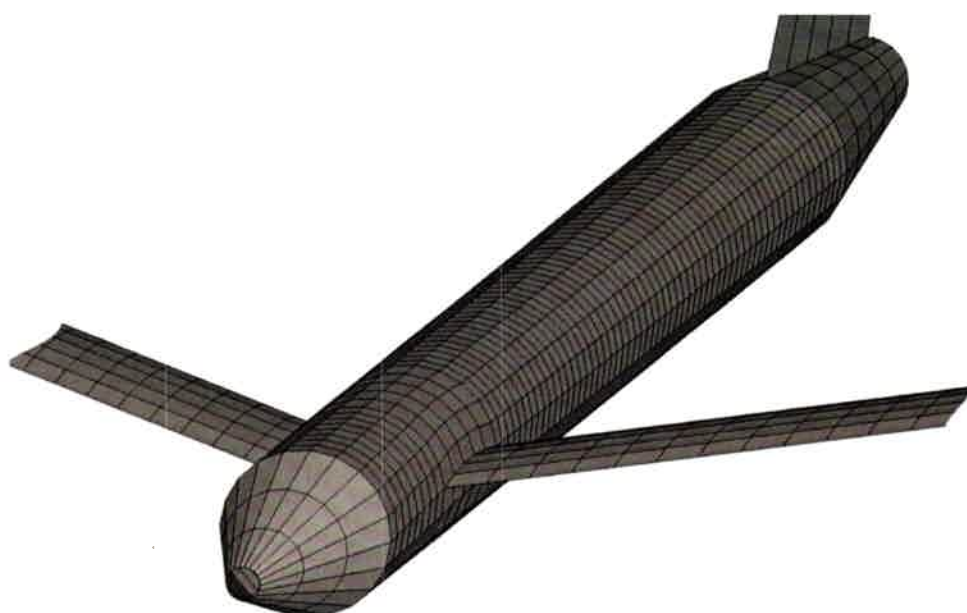


Figura 4-1: Detalles del mallado del fuselaje de un UAV de alas unidas.

En las Figuras 4-1 y 4-2 puede observarse como el fuselaje es idealizado, en su mayor parte, como un tubo con sección circular de diámetro constante y como las reducciones graduales del diámetro del tubo permiten definir la nariz y la parte trasera del fuselaje.

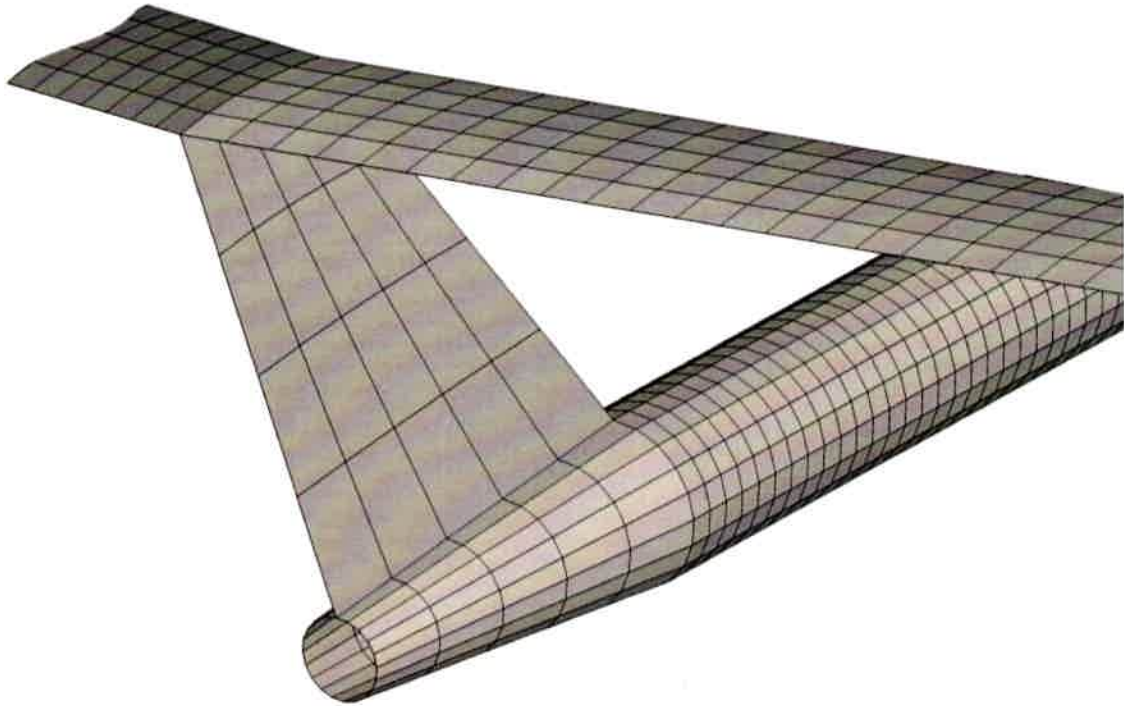


Figura 4-2: Detalles del mallado en la zona posterior de un UAV de alas unidas.

Detalles del empenaje vertical que es representado como una placa plana sin espesor y de la unión de las alas traseras en la parte superior del empenaje vertical se muestran en la Figura 4-2. En la Figura 4-3 se presenta un detalle del mallado correspondiente a la unión de alas.

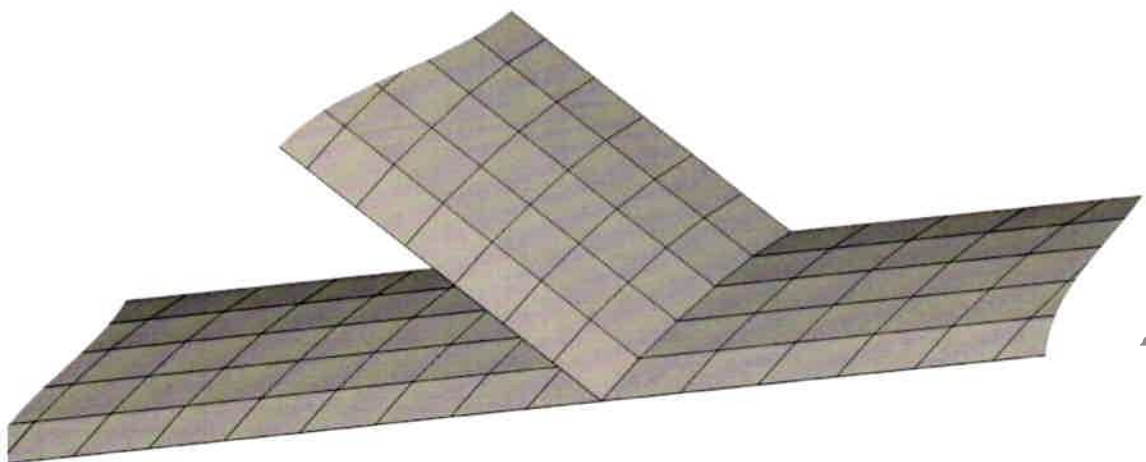


Figura 4-3: Detalles del mallado en la zona de la unión de las alas.

En la Figura 4-4 muestra la malla resultante en la zona adyacente a la intersección fuselaje-ala delantera interna.

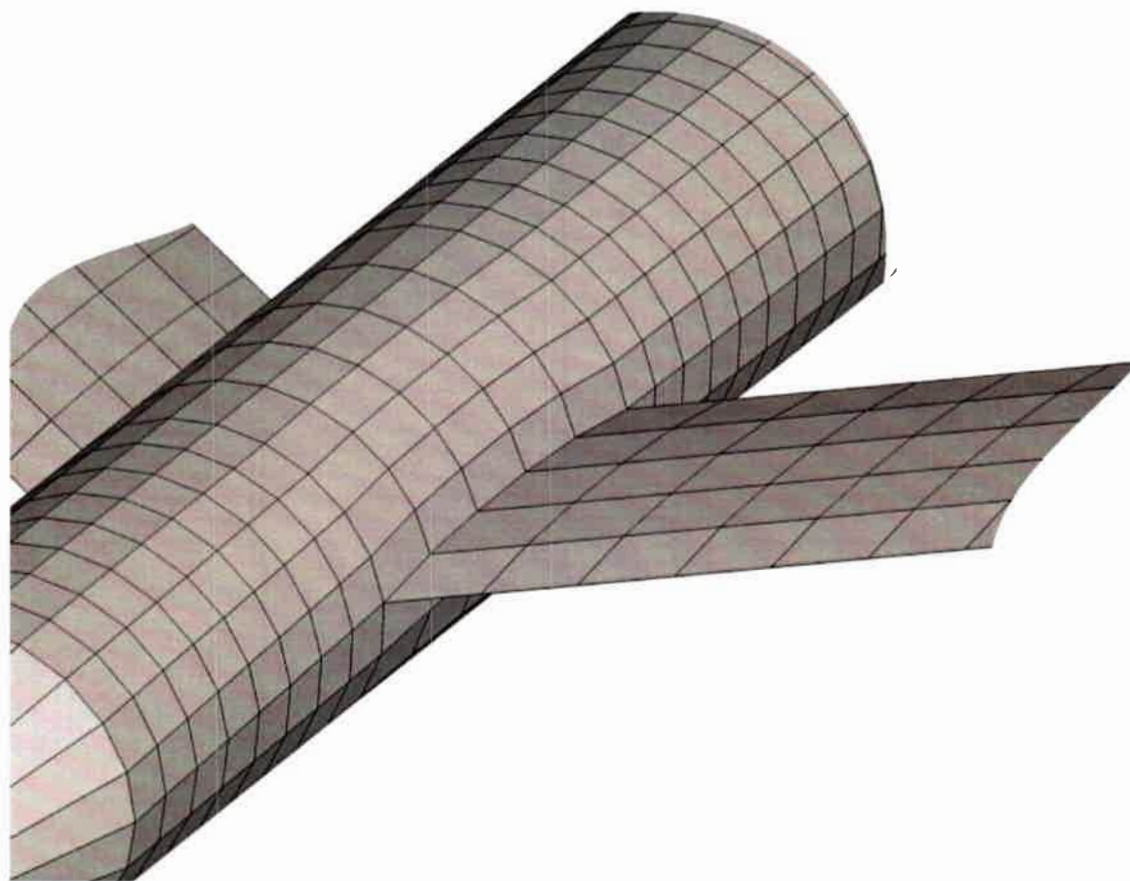


Figura 4-4: Detalles del mallado de la zona donde se une el ala interna con el fuselaje.

4.1.2. Influencia de parámetros geométricos de entrada

En las Figuras 4-5 y 4-6 puede observarse la influencia de cambiar algunos de los parámetros de entrada.

La Figura 4-5 muestra, en una vista superior del JW HALE UAV, cuales son los cambios que aparecen en la configuración al modificar los parámetros A_{ib} y A_{ob} manteniendo constantes todos los otros parámetros de entrada. Como en las alas de esta configuración todos los perfiles alares tienen la misma cuerda y no presentan giros relativos entre sí, los parámetros A_{ib} y A_{ob} se interpretan aquí, respectivamente, como los ángulos de flecha del ala delantera interna y externa. Los signos (+) y (-) indican cambios positivos y negativos, respectivamente, para los ángulos de flecha antes mencionados.

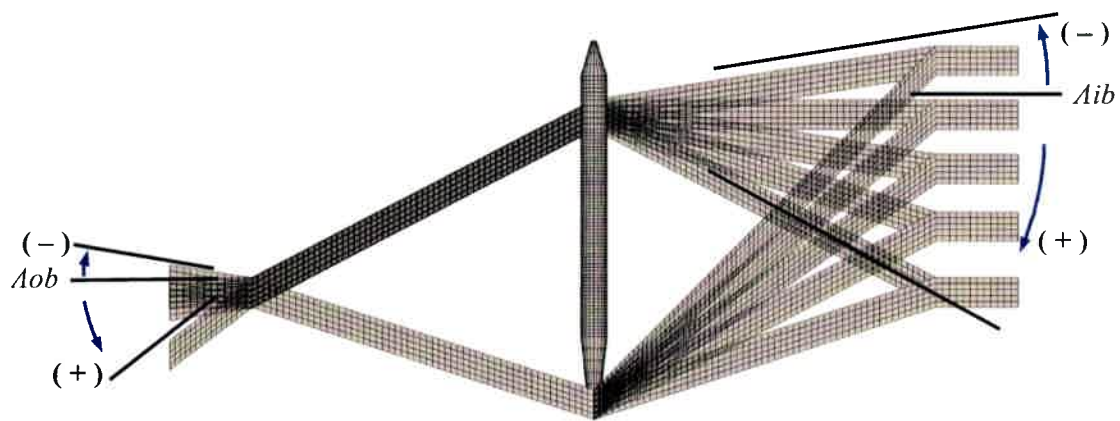


Figura 4-5: Flechas positivas y negativas en alas delanteras internas y externas.

En la Figura 4-6 se muestra, en una vista frontal del UAV, la influencia de cambiar los parámetros δ_{ib} y δ_{ob} que son respectivamente los ángulos de diedro del ala delantera interna y del ala delantera externa. En la figura sólo se varían los parámetros δ_{ib} y δ_{ob} manteniendo constante todos los demás parámetros. Los signos (+) y (-) indican cambios positivos y negativos, respectivamente, para los ángulos de diedro antes mencionados.

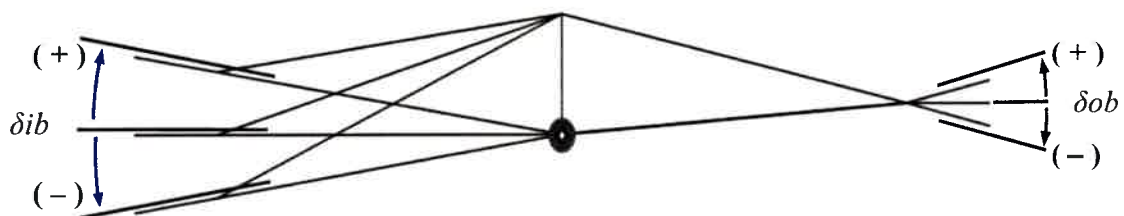


Figura 4-6: Diedros positivos y negativos de las alas delanteras internas y externas.

4.1.3. Configuraciones de UAV de alas unidas

En la Figura 4-7 se presentan algunos ejemplos de configuraciones obtenidas mediante el uso del mallador. En la Figura 4-7.a se presenta la “configuración base” tomada del trabajo de Blair y Camfield [85]. La Figura 4-7.b muestra una configuración con el ala delantera sin flecha y sin diedro. En la Figura 4-7.c se presenta una configuración con variación en la cuerda de todas las superficies sustentadoras, y con alabeo geométrico del ala delantera. Por último, en la Figura 4-7.d se muestra una configuración en la que el tamaño del fuselaje y la forma del empenaje vertical son modificados (respecto de la configuración base); las alas delanteras tienen cuerda variable, las alas delanteras internas tienen flecha negativa, y las alas delanteras externas tienen flecha positiva. Estas figuras sirven para enfatizar la flexibilidad del mallador desarrollado.

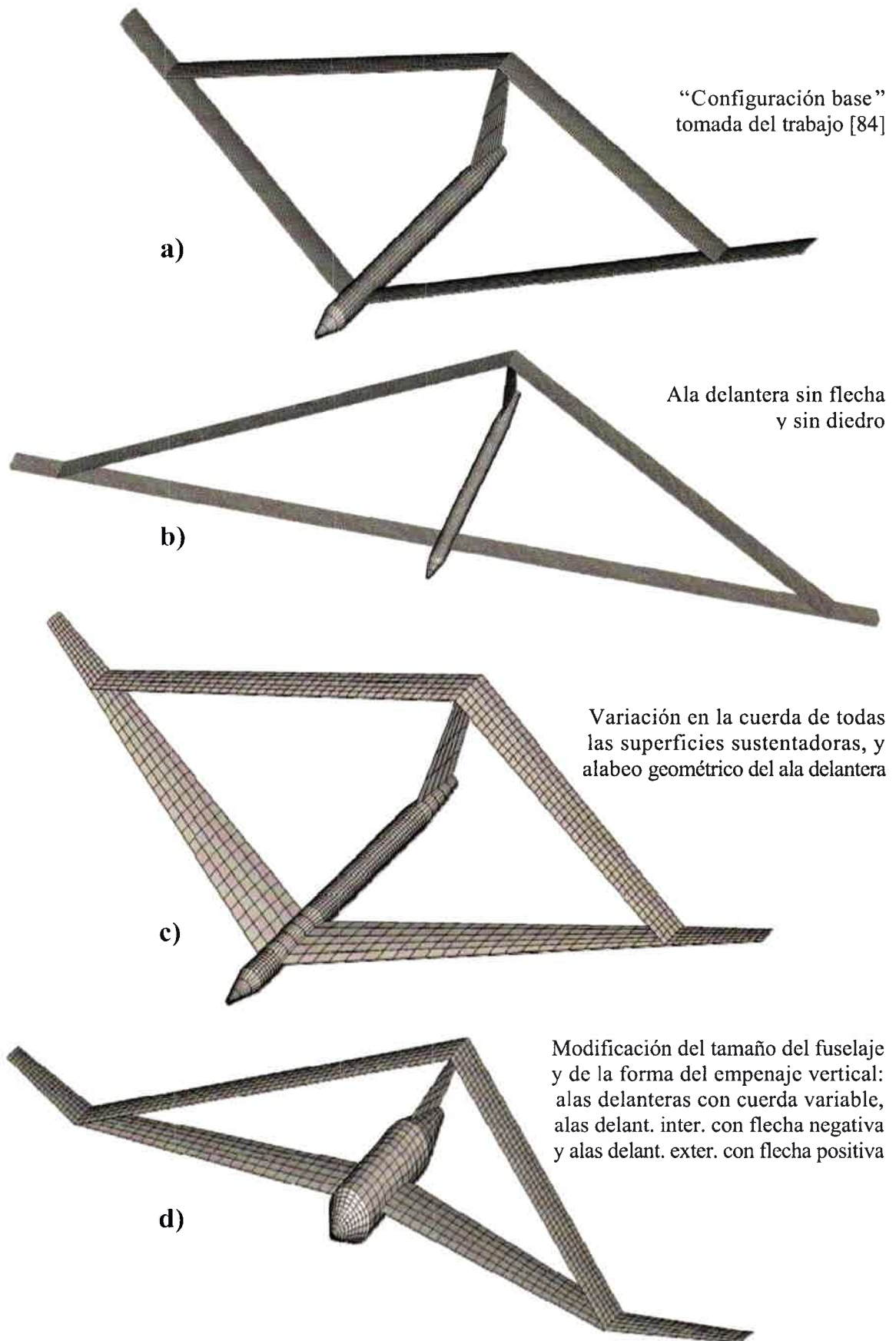


Figura 4-7: Ejemplos de distintas geometrías generadas por el mallador.

4.2. Verificación del código

En esta sección se presentan resultados que verifican el método empleado en la porción de la herramienta computacional que implementa el modelo aerodinámico. Con la herramienta desarrollada se realizaron corridas para alas con planta rectangular y con perfil alar simétrico. Los resultados de las corridas fueron comparados con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados.

En la Figura 4-8 se muestra la evolución espacial de la estela vorticosa para un ala rectangular plana con alargamiento 10 y para un ángulo de ataque geométrico de 10 grados en dos instantes de tiempo.

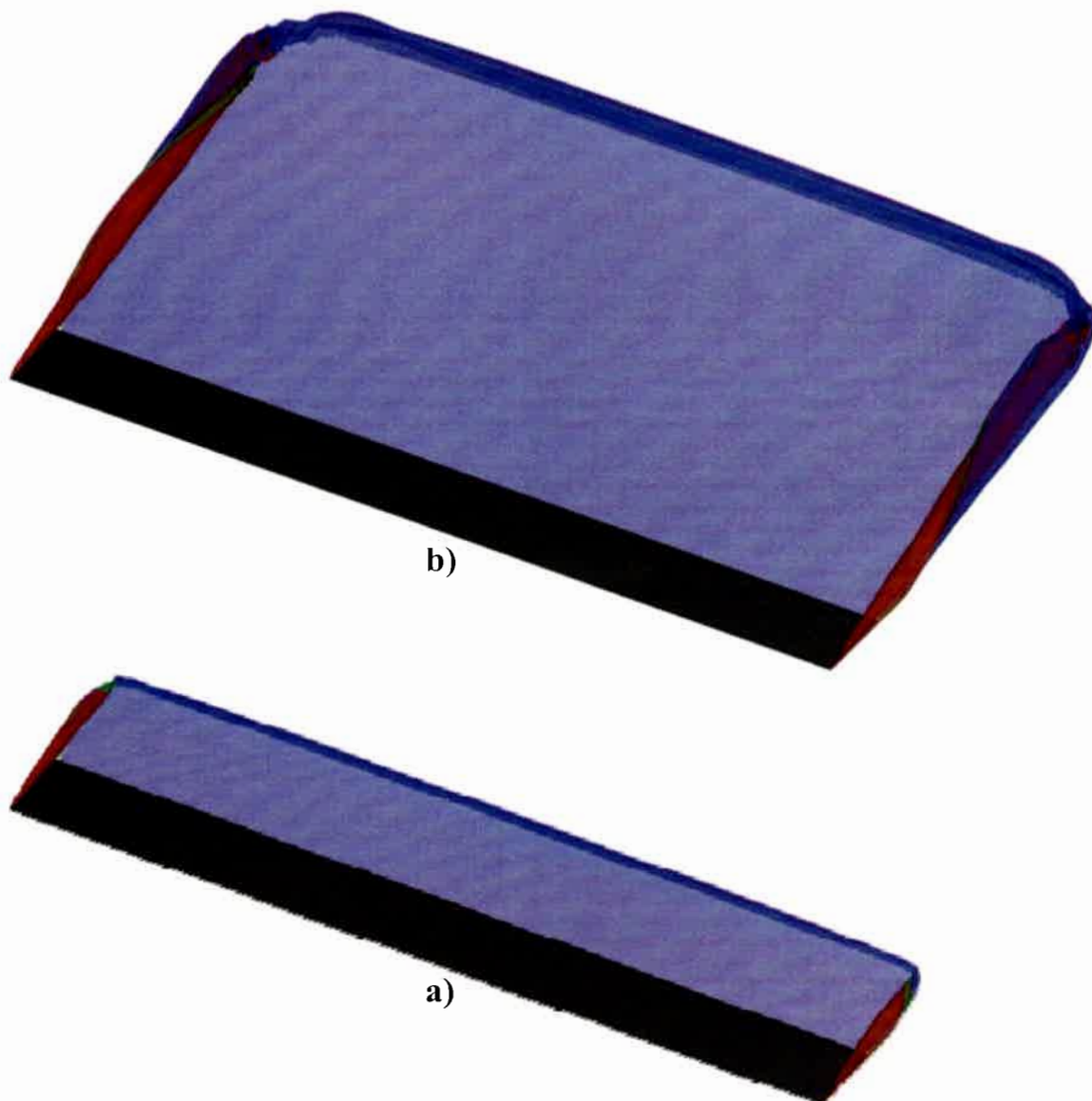


Figura 4-8: Evolución espacial de la estela para: a) 50 y b) 100 pasos de tiempo.

En la Figura 4-9 pueden verse gráficas de la circulación asociada a los segmentos de vorticidad distribuidos a lo largo de la cuerda de dimensión c ($0 < x < c$). En la gráfica que corresponde al paso de tiempo 0 (Figura 4-9.a), se puede apreciar la antisimetría de la curva respecto una línea vertical imaginaria situada en la mitad de la cuerda. En la Figura 4-9.b se representa la evolución temporal de la circulación. En pasos de tiempo sucesivos se visualiza el “ascenso” de la curva de circulación. En la curva correspondiente al paso de tiempo 100 se observa que el valor de la circulación en el borde de fuga tiende a cero (característica de la respuesta en régimen).

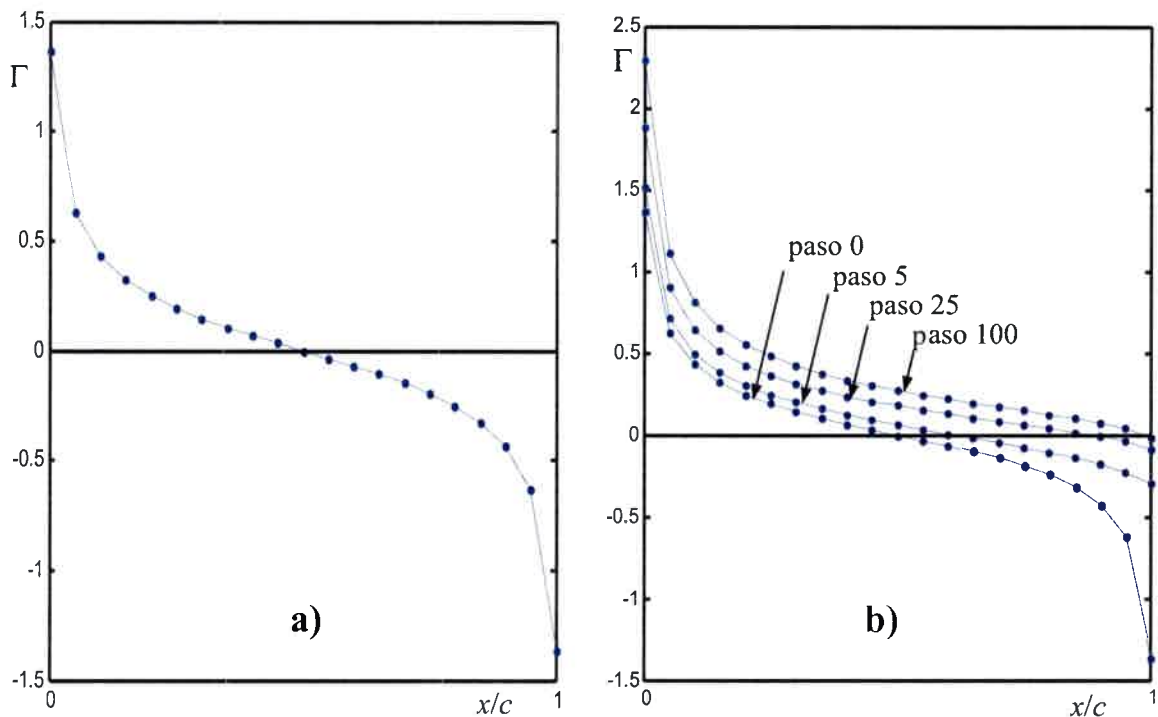


Figura 4-9: Circulación a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento.
a) Paso de tiempo 0, b) evolución temporal (algunos pasos de tiempo).

Otros resultados obtenidos con un ala rectangular con alargamiento 14, un ángulo de ataque de 10 grados, y una malla más densa, se presentan en la Figura 4-10 y en la Figura 4-11. Allí puede verse la variación del coeficiente de presión (ΔC_p) a lo largo de la cuerda y de la envergadura del ala. Para validar la herramienta desarrollada, en la Figura 4-11 se compara la solución numérica en línea de puntos con la analítica en línea llena [82], correspondiente a la ecuación

$$\Delta C_p = 4 \sqrt{\frac{c-x}{x}} \alpha \quad (4.1)$$

donde el valor del ΔC_p se expresa en función de la posición x a lo largo de la cuerda. El valor de c que aparece en la ecuación es la cuerda y α es el ángulo de ataque.

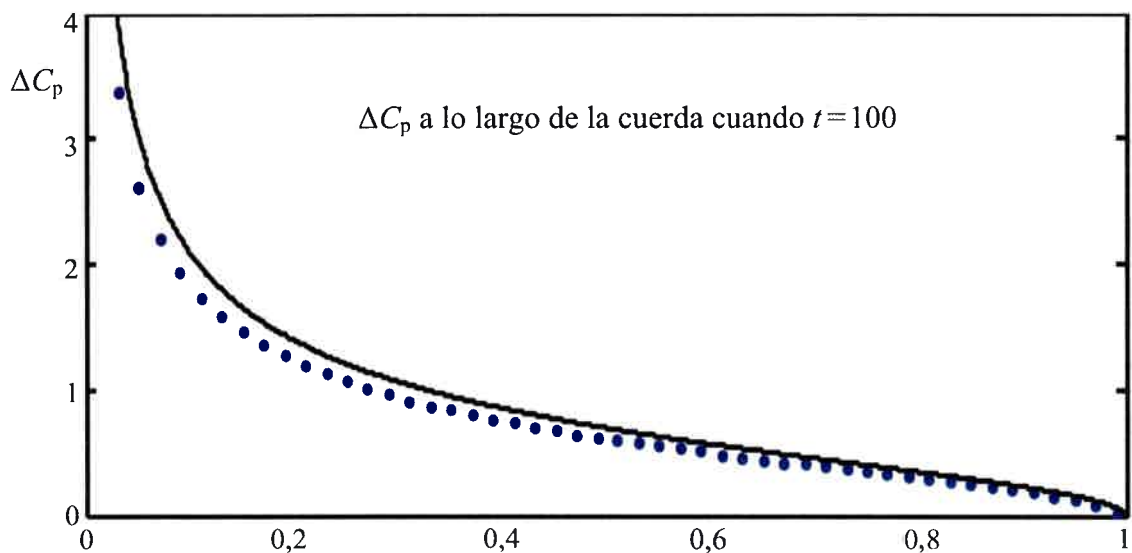


Figura 4-10: Distribución del ΔC_p a lo largo de la cuerda en el centro del ala [83].

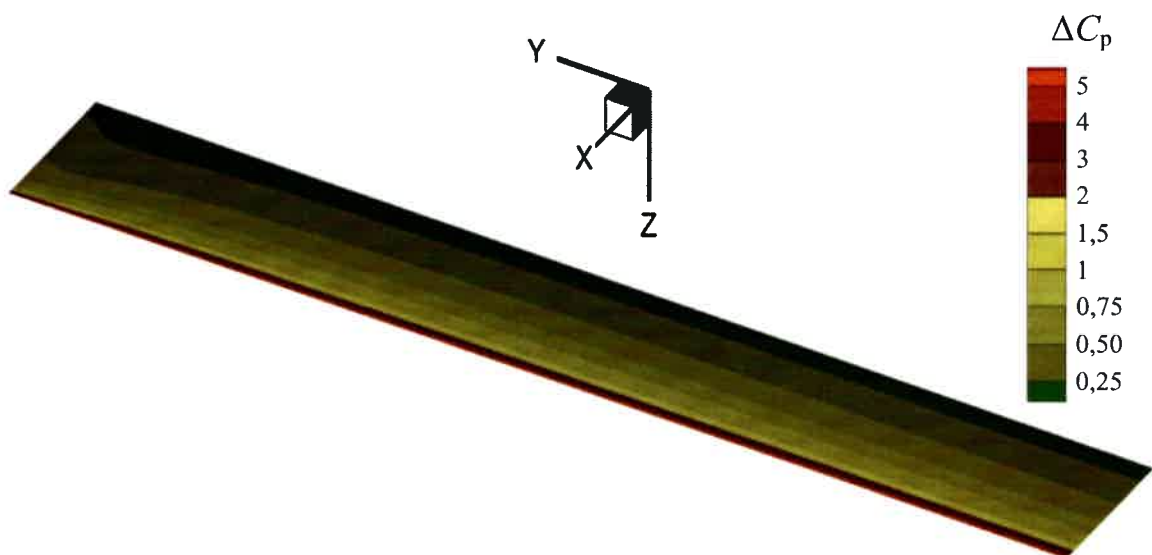


Figura 4-11: Distribución del ΔC_p sobre la superficie de la mitad derecha del ala.

4.3. Simulaciones de configuraciones completas de JW HALE UAV

En esta sección se muestran resultados obtenidos aplicando la herramienta desarrollada a configuraciones completas de aeronaves. Para mostrar las capacidades de la herramienta, se presentan detalles de los resultados de simulaciones para una configuración de JW HALE UAV. Las dimensiones y los perfiles alares utilizados para hacer las simulaciones son tomados de la denominada “configuración base” del trabajo [85]. Adicionalmente, se presentan resultados de simulaciones hechas con otras configuraciones similares a la configuración base salvo que poseen algunos cambios en uno de los parámetros.

4.3.1. Estelas generadas e interacciones de las mismas

La malla de la configuración base consta de 1450 paneles y las simulaciones se realizaron para un número de Mach igual a 0.6 y para un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. La cantidad de pasos de tiempo utilizada en la simulación es igual a 300. Esta cantidad de pasos permite a la estela evolucionar hasta alejarse unas cinco veces la longitud del cuerpo del fuselaje.

En la Figura 4-12 se muestran las estelas obtenidas en una vista frontal del UAV posicionado con el ángulo de ataque correspondiente. Pueden distinguirse varias zonas en la estela generada: *i*) las zonas de punta de ala, *ii*) las zonas de unión de alas y *iii*) una zona central en las inmediaciones del fuselaje del UAV. En la parte inferior de la Figura 4-12 se delimitan con llaves las distintas zonas.

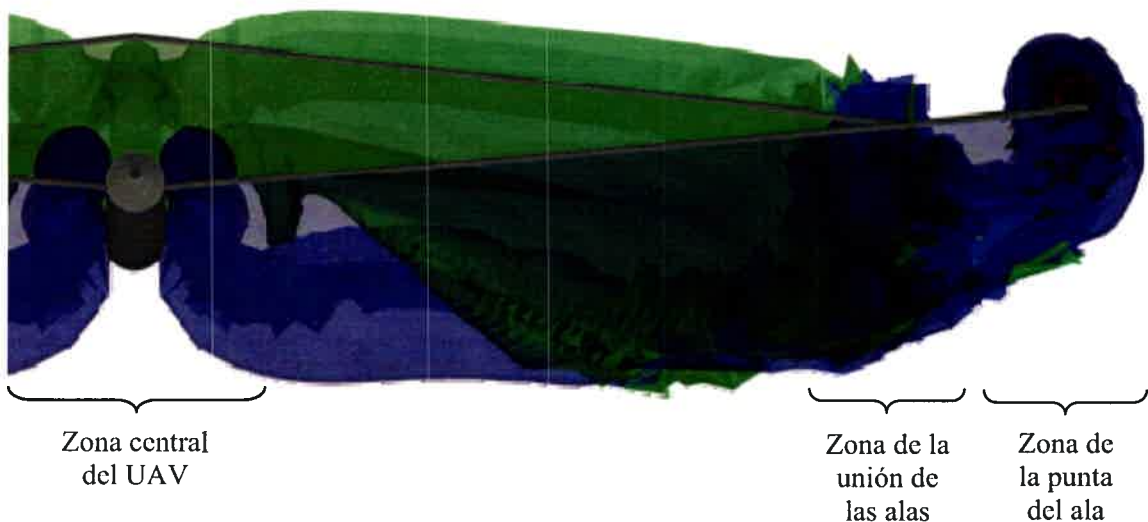


Figura 4-12: Delimitación de zonas de la estela desprendida desde el UAV.

La Figura 4-13 muestra en una vista isométrica la evolución espacial de las estelas desprendidas desde el borde de fuga de las alas delanteras y traseras y desde las punteras de las alas delanteras externas para distintos instantes de tiempo, *i.e.* para 100, 200 y 300 pasos de tiempo. Las estelas de color azul representan las estelas desprendidas desde el borde fuga de las alas delanteras internas y externas y las estelas de color verde representan las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala trasera. Para representar las estelas emitidas desde las punteras de las alas se utilizan los colores verde y rojo.

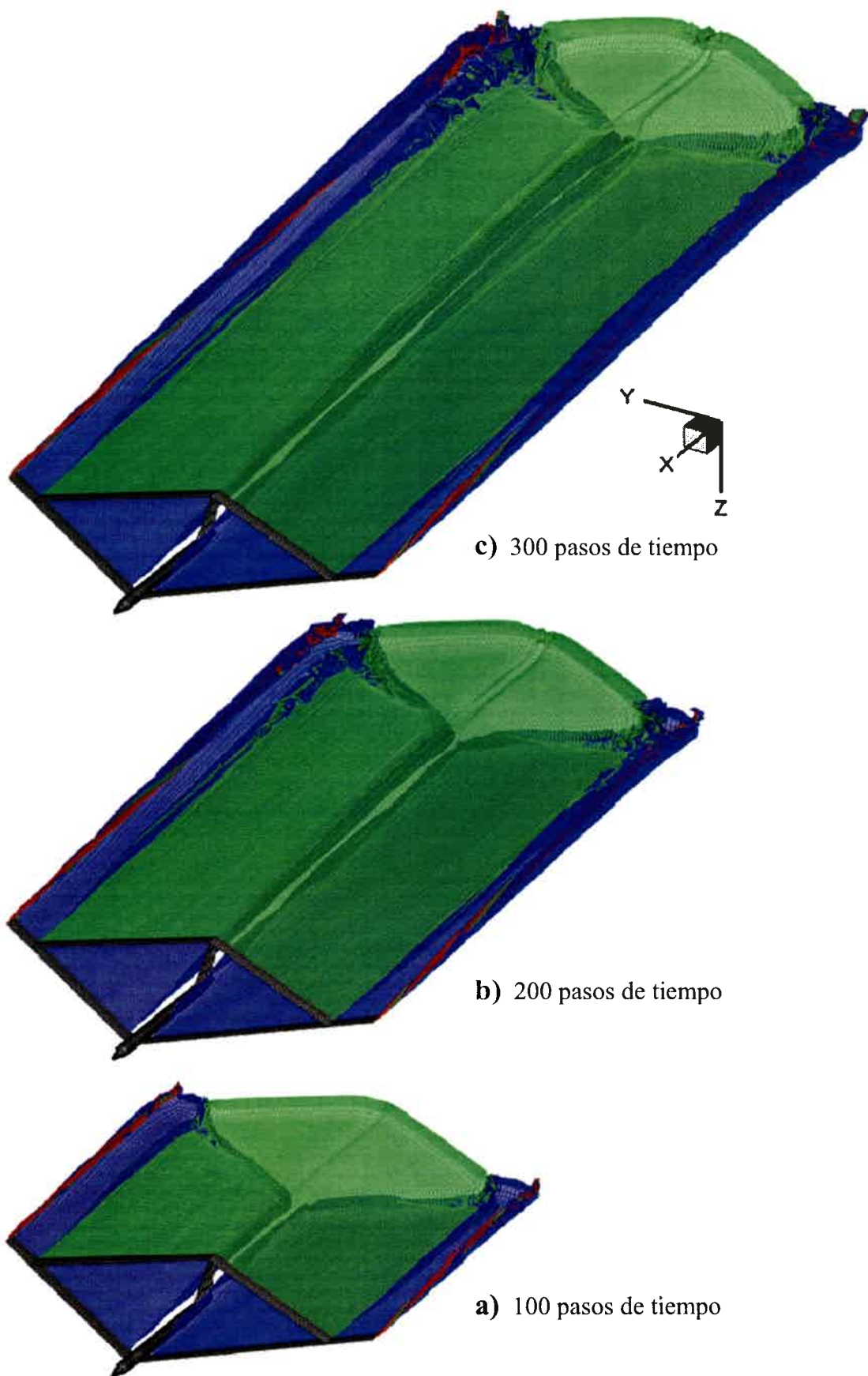


Figura 4-13: Evolución de las estelas para 100, 200 y 300 pasos de tiempo.

En la Figura 4-14 se muestran en detalle las estelas emitidas en la zona central del JW HALE UAV. En la vista frontal que se muestra en la Figura 4-14.a y en la vista de detalle mostrada en la Figura 4-14.b se puede observar como inciden el fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas desprendidas desde el borde de fuga del ala delantera interna.

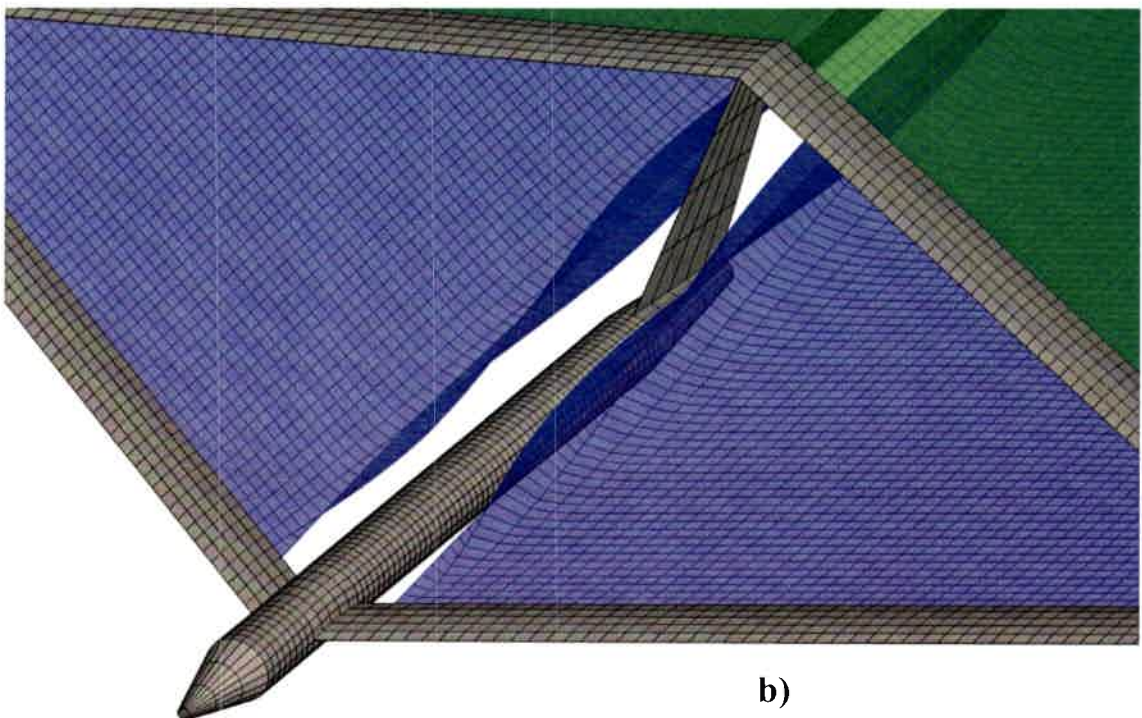
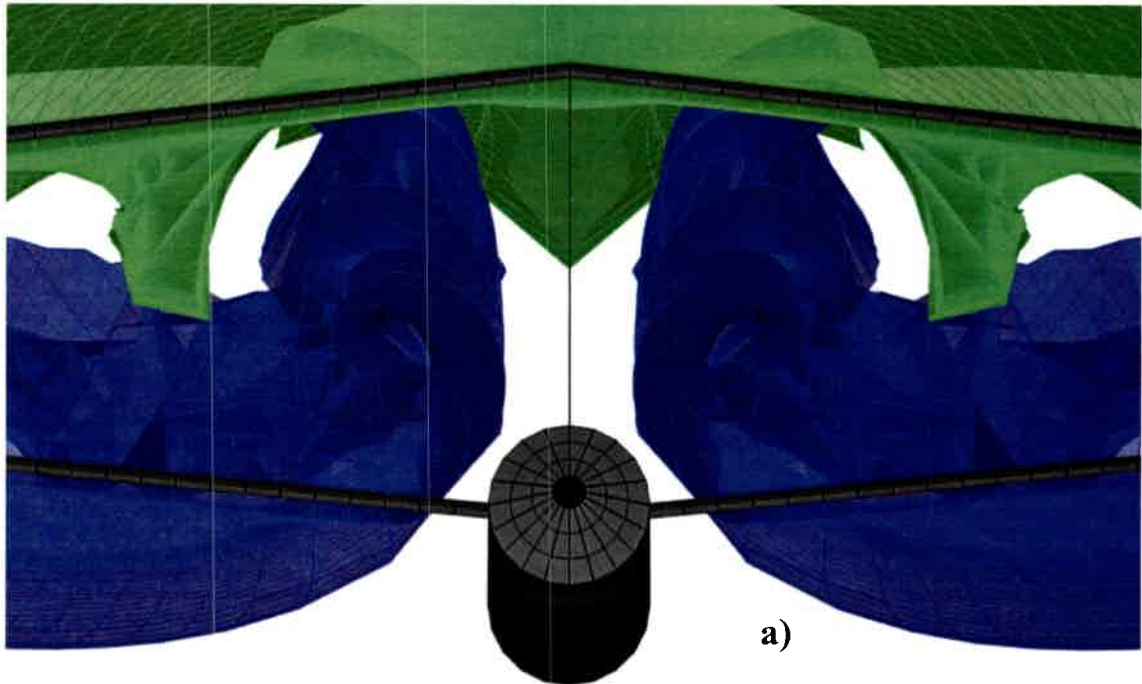


Figura 4-14: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona central.

Las estelas que son desprendidas desde el borde de fuga de las alas delanteras internas y de las alas traseras interactúan entre sí. En la Figura 4-15 puede observarse un detalle de la influencia mutua entre esas estelas. Las flechas de color rojo que se ven en esta figura resaltan el producto de las influencias de los vórtices que se desprenden desde el ala delantera interna. Estas influencias se producen corriente abajo y alejadas del JW HALE UAV.

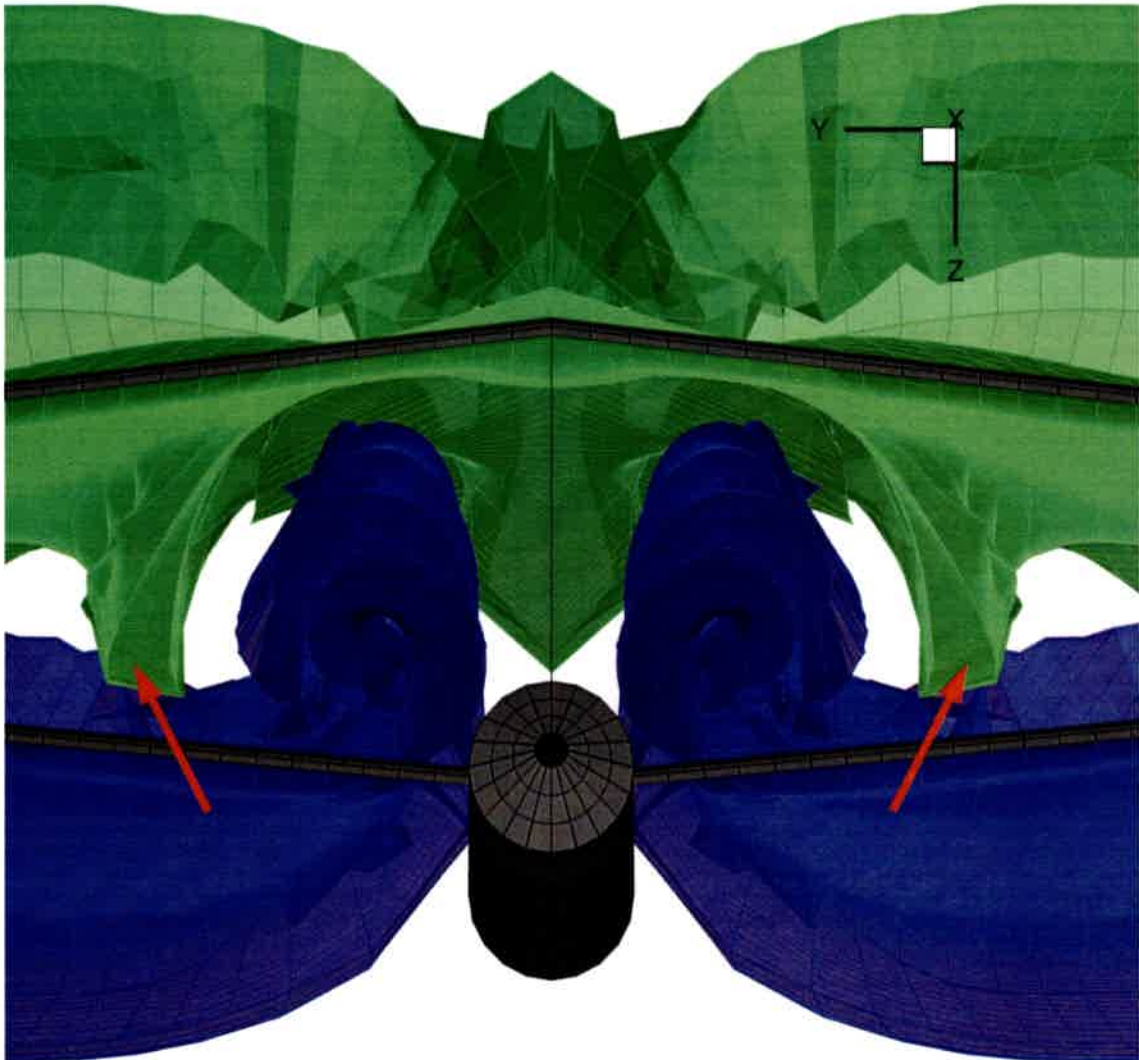


Figura 4-15: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas desde alas delanteras internas y alas traseras.

En la Figura 4-16, sobre una vista que muestra gran parte de las estelas desprendidas, se destacan con flechas de color rojo las zonas de la estela desprendida desde el ala trasera que reflejan las influencias de las estelas desprendidas por las alas delanteras internas

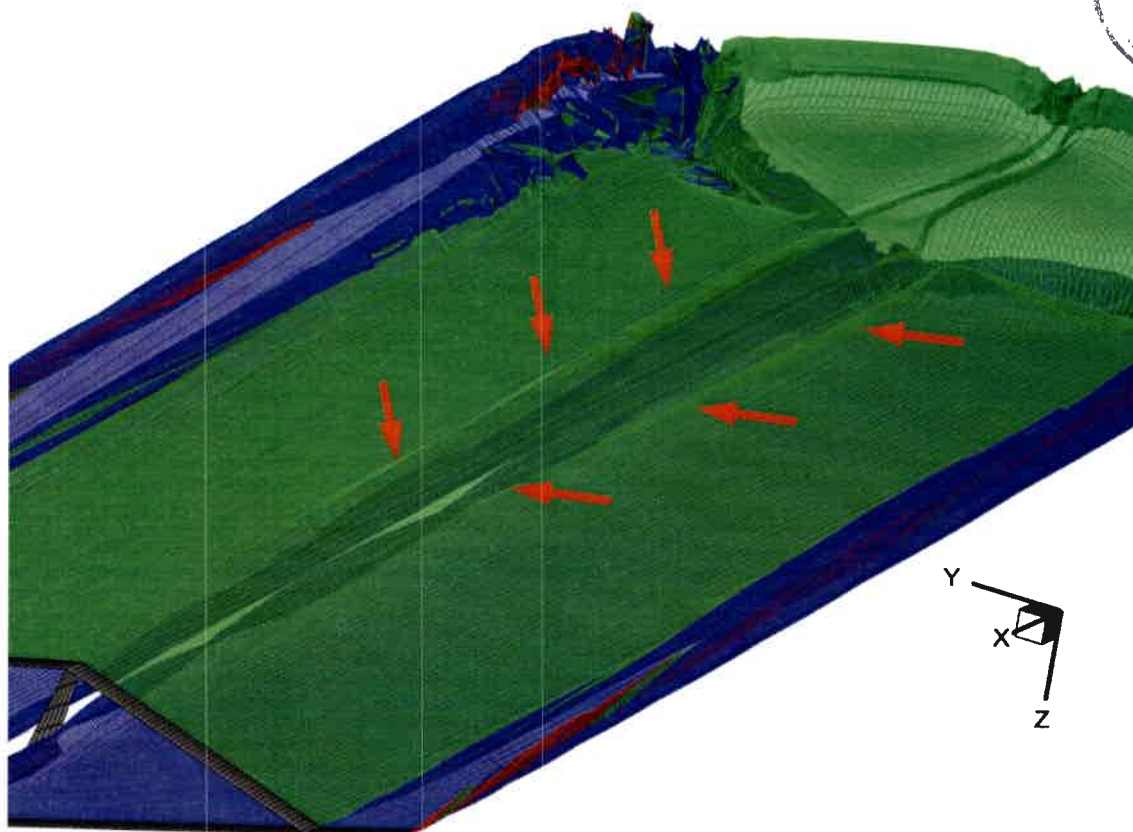


Figura 4-16: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas de alas delanteras internas y alas traseras.

En la Figura 4-17 se muestra la zona de unión de alas y la zona de la puntera del ala. En la Figura 4-17.a pueden observarse detalles del vórtice de puntera de ala y del vórtice que se forma como consecuencia de la unión entre el ala delantera y la trasera. La Figura 4-17.b muestra una ampliación de la zona de puntera de ala izquierda del UAV donde puede observarse cómo se desprende el vórtice de punta de ala.

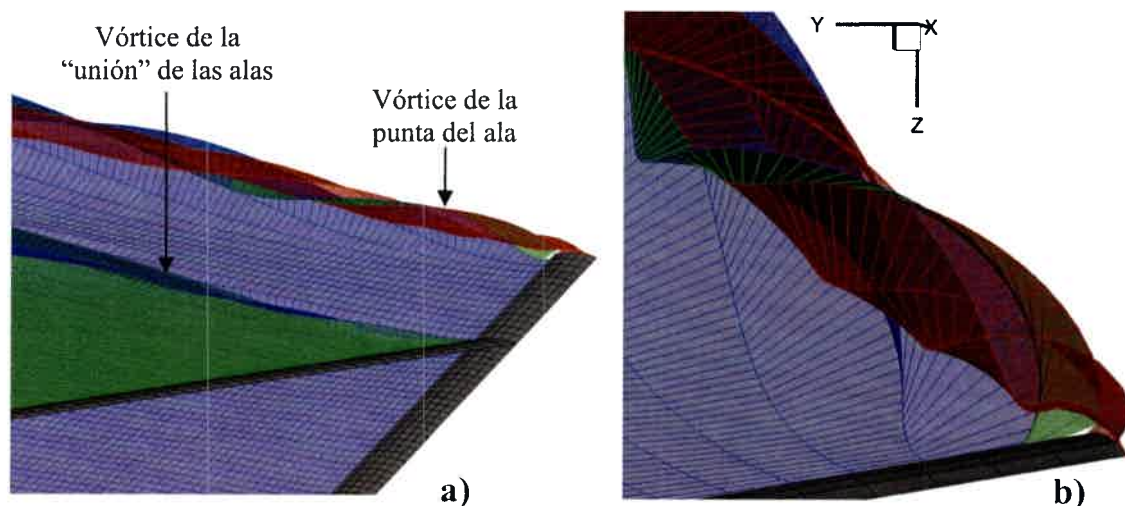


Figura 4-17: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona de la unión de alas y en la punta de ala.

En la Figura 4-18 se muestra la evolución de la estela luego de 50 pasos de simulación para dos configuraciones similares a la configuración base. Las dos configuraciones solamente tienen cambiado el ángulo de flecha de las alas delanteras, y consecuentemente, el ángulo de flecha de las alas traseras. Las simulaciones se realizan para un número de Mach igual a 0.6 y para un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. En la configuración de la Figura 4-18.a se ha empleado un ángulo de flecha negativo de diez grados en las alas delanteras internas y un ángulo de cero grados en las alas delanteras externas. En la configuración de la Figura 4-18.b el ángulo de flecha de todas las alas internas es cero grados.

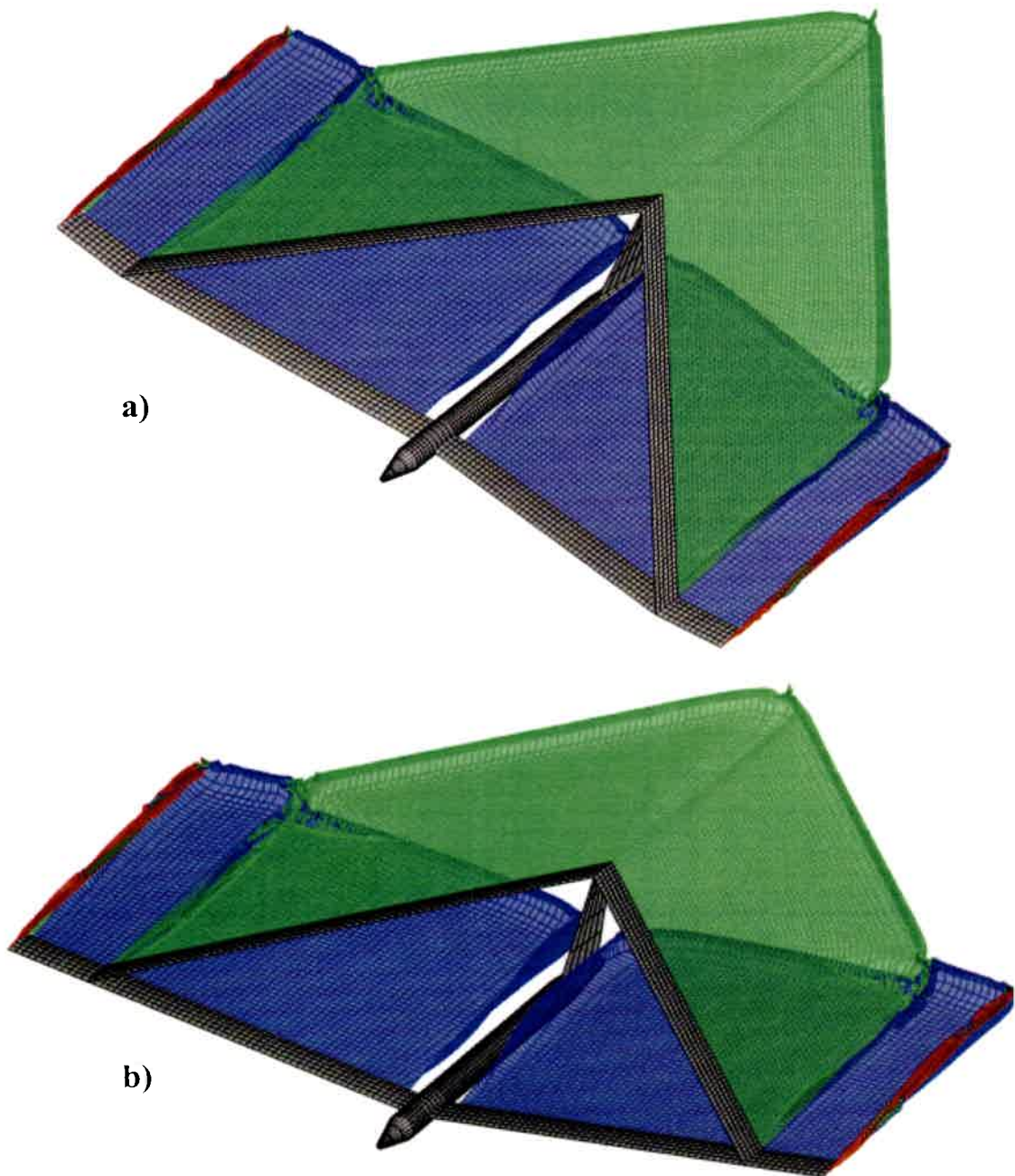


Figura 4-18: Diferentes configuraciones de JW HALE UAV.

4.3.2. Coeficiente de presión

En la Figura 4-19 se muestra la distribución del coeficiente de presión sobre las superficies sustentadoras. En la Figura 4-19.a se puede observar una vista superior de la planta alar y en la Figura 4-19.b una vista superior de las alas delantera y trasera dispuestas de manera aislada. Para poder ver con más detalle la distribución del coeficiente de presión en la zona de la unión de alas, en la Figura 4-20 se muestra una vista ampliada de la zona que involucra la puntera del ala y la unión de alas.

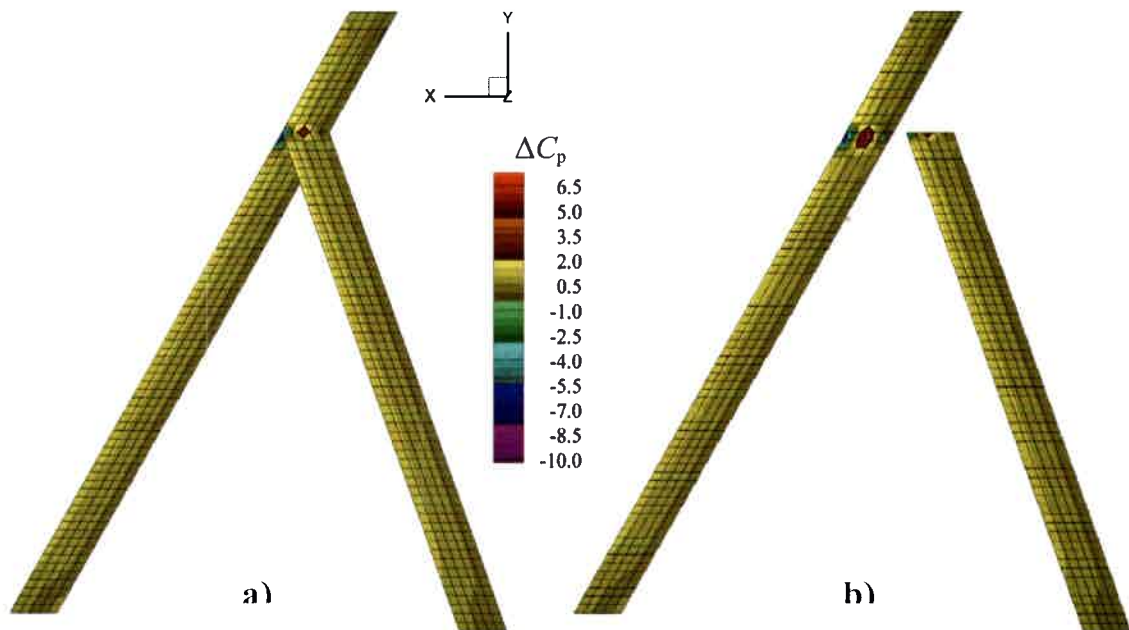


Figura 4-19: Detalles de la distribución del ΔC_p sobre las superficies sustentadoras.

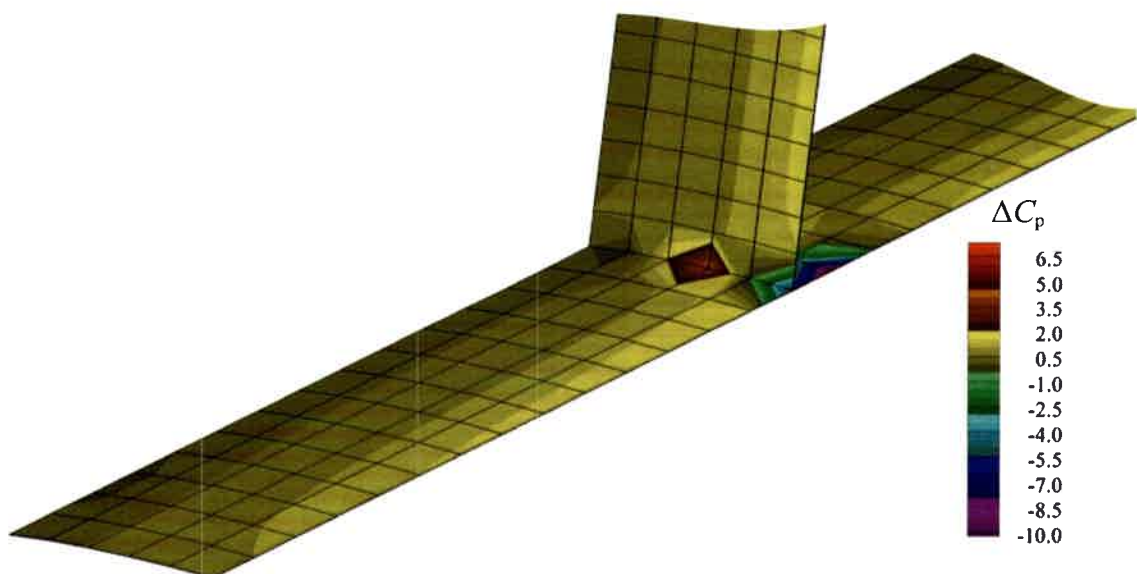


Figura 4-20: Detalles de la distribución del ΔC_p en la zona de la unión de alas.

4.3.3. Curvas C_L vs. ángulo de ataque

La herramienta presentada en este trabajo permite trazar curvas del coeficiente de sustentación (C_L) versus el ángulo de ataque (α). Un ejemplo de lo que puede obtenerse se muestra en la Figura 4-21, para el cálculo de C_L , se tomó como referencia la superficie total de las alas delanteras y traseras. En la figura se presentan los resultados de C_L obtenidos para la configuración presentada en la sección anterior (una imagen de la planta alar se incluye en la misma figura) y para las mismas condiciones, *i.e.* un número de Mach de 0.6 y una simulación de 300 pasos de tiempo para cada ángulo de ataque. Para el ángulo de ataque se consideraron 7 valores igualmente espaciados en el intervalo de 0 a 15 grados, y los correspondientes valores obtenidos para C_L están indicados en el gráfico.

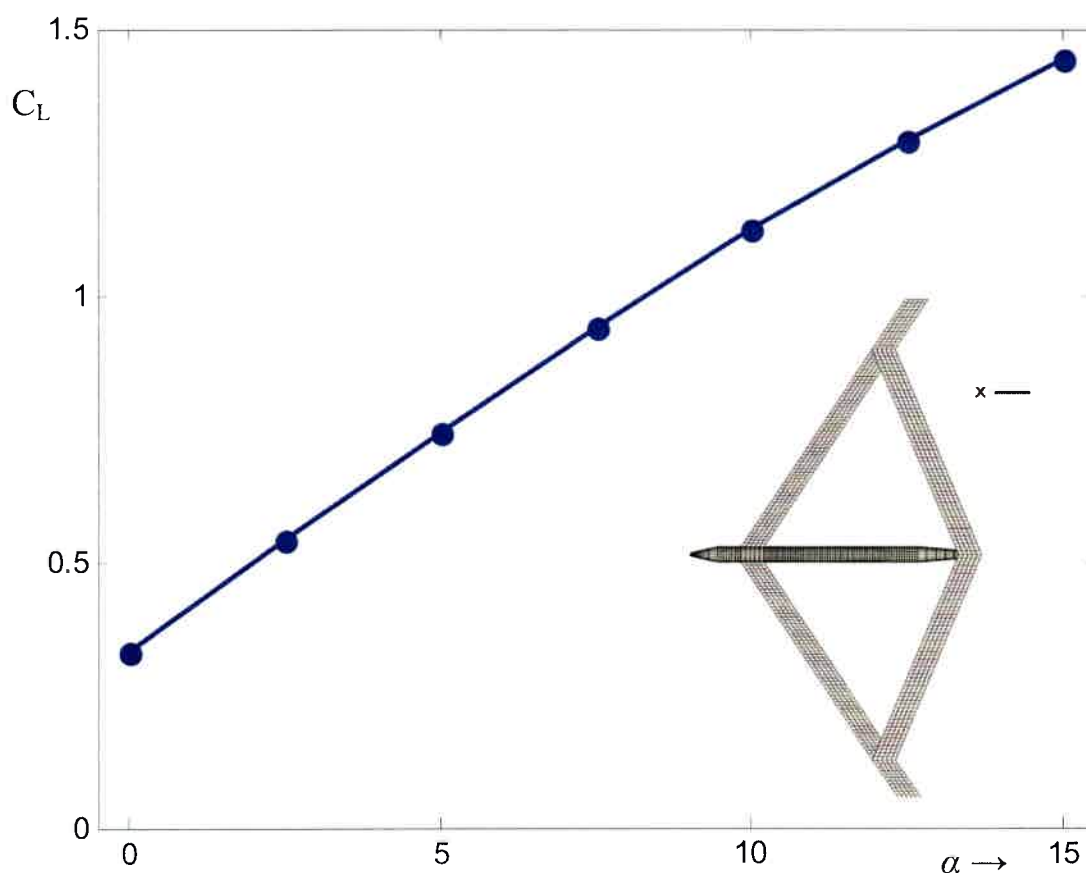


Figura 4-21: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulo de ataque.

En la Figura 4-22 se muestran las curvas del C_L versus el ángulo de ataque para algunas configuraciones de JW HALE UAV que tienen diferentes formas de planta alar. Las condiciones en que se realizan las simulaciones para obtener las curvas son las utilizadas para el caso presentado en la Figura 4-21.

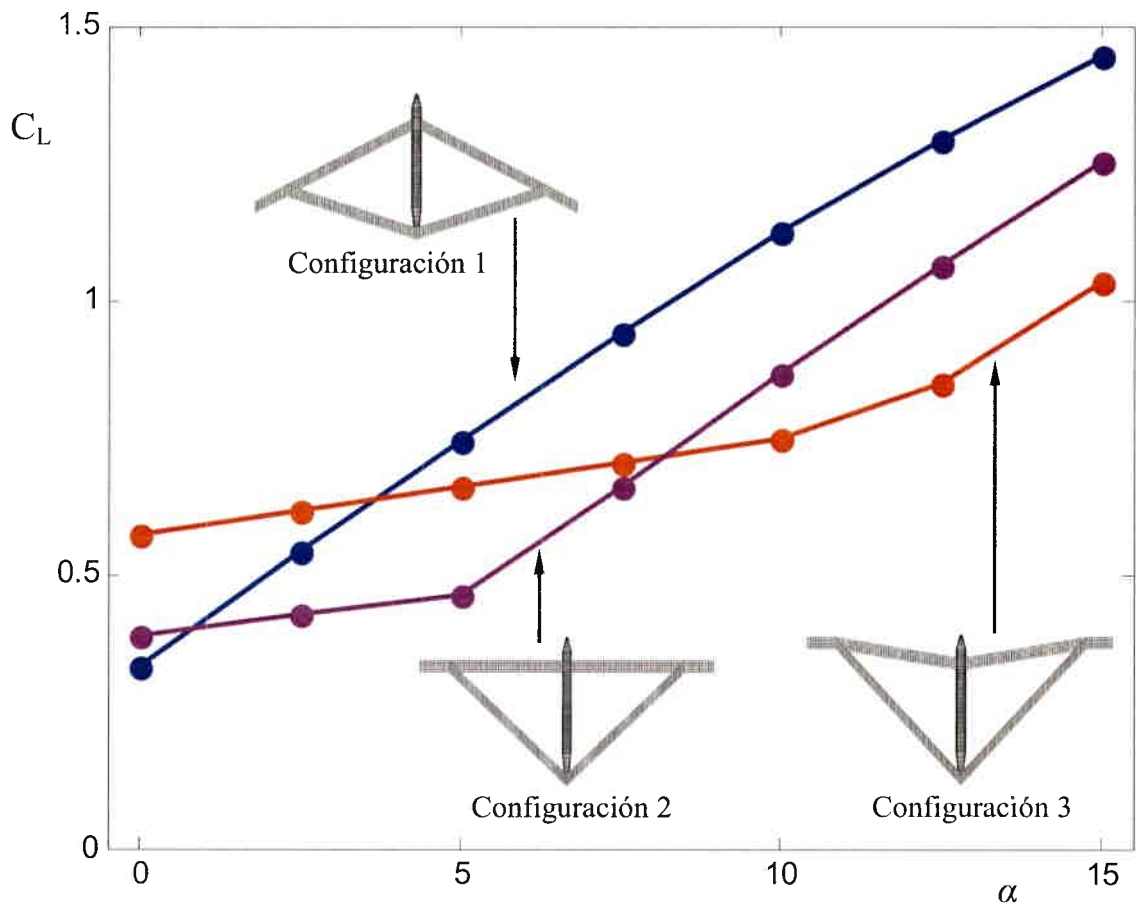


Figura 4-22: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulos de ataque y para distintas configuraciones de JW HALE UAVs.

Las diferentes formas de la planta alar se obtienen a partir de la configuración denominada 1, que es la presentada en las secciones anteriores. Para obtener las configuraciones denominadas 2 y 3 se cambió el ángulo de flecha del ala delantera interior. Todas las otras características que permiten definir la configuración del UAV (diedros, envergadura, perfiles alares, dimensiones del fuselaje, etc.) permanecen inalteradas. En la Figura 4-22 se muestran imágenes de todas las configuraciones. El ángulo de flecha del ala delantera interior de las configuraciones 1, 2 y 3 vale 30° , 0° y -10° respectivamente.

V CONCLUSIONES Y TRABAJOS FUTUROS

5.1. Conclusiones

En este trabajo de tesis se desarrolló una herramienta computacional que permite hacer simulaciones numéricas para estudiar el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados (UAVs: Unmanned Aerial Vehicles) que son aeronaves robóticas autónomas o controladas remotamente. En particular se estudió un diseño conceptual de UAV con una configuración de alas unidas conocido por la sigla JW HALE UAV (Joined Wing, High-Altitude Long-Endurance Aircraft).

En la herramienta computacional se implementó un modelo aerodinámico basado en el método de red de vórtices inestacionario y no-lineal (NUVLM) que ha sido utilizado con efectividad en diversas aplicaciones y en este trabajo se lo especializó para que pueda realizar simulaciones de configuraciones de JW HALE UAV. En este trabajo el modelo aerodinámico fue validado exitosamente comparándolo con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados.

La herramienta desarrollada tiene la capacidad de calcular coeficientes adimensionales de sustentación y permite visualizar las influencias del fuselaje y el empenaje vertical sobre las estelas emitidas por las superficies sustentadoras y la influencia mutua entre las estelas. Las simulaciones numéricas permiten también visualizar como se distribuye el coeficiente de presión sobre las alas delantera y trasera, y trazar curvas que muestran el cambio del coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para diversas configuraciones de JW HALE UAV que tienen diferentes formas de planta alar.

Complementariamente, se desarrolló un preprocesador para crear de manera simple y rápida distintas configuraciones de JW HALE UAVs. La incorporación del preprocesador permite explorar de manera simple las influencias que producen cambios en la geometría de la configuración sobre el comportamiento aerodinámico del vehículo; y permite crear con gran flexibilidad, distintas configuraciones de UAVs a partir de parámetros geométricos generales, información relativa a los perfiles alares, y parámetros de configuración de la malla. Los datos de los perfiles y los parámetros geométricos suelen disponerse en la instancia preliminar de diseño o en una posterior etapa de rediseño.

Una capacidad importante que posee el preprocesador es que la geometría se genera de manera adecuada para ser luego tratada por el código que implementa el NUVLM. Esto permite prescindir de programas externos de CAD y generadores de mallas durante la etapa donde se define la geometría y es muy beneficioso porque los datos se generan de una manera rápida y se evitan los errores que podrían aparecer al manipular los datos con distintos programas de computadora.

5.2. Trabajos futuros

Este trabajo forma parte de la etapa inicial de un esfuerzo mucho mayor cuyo objetivo general es lograr un entendimiento cabal del comportamiento aeroelástico inestacionario y no-lineal de JW HALE UAVs. Para materializar aquel entendimiento se continuará con el desarrollo de herramientas computacionales de alta fidelidad para ser utilizadas en simulaciones numéricas. Los nuevos conocimientos derivados de este estudio serán usados para predecir respuestas controladas y no-controladas de JW HALE UAVs.

Algunos aspectos novedades del trabajo futuro son: *i*) la combinación entre el modelo estructural (modelo lineal/no-lineal de elementos finitos) y el modelo aerodinámico (NUVLM) para capturar los aspectos físicos provenientes de la interacción fluido-estructura; y *ii*) el estudio de inestabilidades dinámicas (por ejemplo: pandeo dinámico, flutter), y comportamientos post-críticos tales como oscilaciones de ciclo límite (LCOs).

Para alcanzar el objetivo general anteriormente mencionado se planea realizar las siguientes tareas:

i) Desarrollar modelos estructurales no-lineales de elementos finitos para los JW HALE UAVs, desarrollar un modelo que permita combinar un modelo estructural de elementos finitos con un modelo aerodinámico, implementar en una herramienta computacional todos los modelos involucrados y aplicar la herramienta a diferentes configuraciones de JW HALE UAV;

ii) Llevar a cabo un detallado análisis dinámico no-lineal que incluya investigaciones relativas a inestabilidades de origen aeroelástico, tales como flutter y divergencia, mediante el uso de herramientas numéricas utilizadas en el estudio de bifurcaciones,

iii) Investigar inestabilidades estructurales, tales como pandeo, en la presencia de cargas aerodinámicas en JW HALE UAV; y

iv) Desarrollar y explorar controladores de flutter y oscilaciones por ráfagas a partir del conocimiento adquirido de la dinámica de lazo abierto del sistema y del uso de materiales inteligentes embebidos en la estructura del UAV.

Otros trabajos futuros, enmarcados en el contexto del objetivo general, consisten en:

a) ampliar las capacidades que tiene el preprocesador, dotándola de mayor libertad para modelar el fuselaje y la unión entre alas;

b) equipar al preprocesador con una interfaz gráfica de usuario (GUI) que permita ingresar todos los datos de entrada de una manera cómoda e intuitiva; y

c) usar técnicas de computación en paralelo y técnicas de *grid computing* para incrementar la *performace* o desempeño computacional de la herramienta desarrollada en este trabajo y en las herramientas por desarrollar.



REFERENCIAS

- [1] L. R. Newcome, "Unmanned aviation: A brief history of unmanned aerial vehicles", 1st. ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 2004.
- [2] T. H. Cox, C. J Nagy, M. A. Skoog, I. A. Somers, "Civil UAV Capability Assessment, Draft Version (Draft Version)," NASA, Dic. 2004.
- [3] M. Okrent, "Civil UAV Activity Within the Framework of European Commission Research", AIAA-2004-6329, AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit, Chicago, Illinois, Set. 20-23, 2004.
- [4] "25 Nations for an Aerospace Breakthrough, European Civil Unmanned Air Vehicle Roadmap Volume 1- Overview," (Document_Library/_UAVNET_ROADMAP/), www.uavnet.com [Consulta: Abril 2007].
- [5] Past Projects - ERAST A Gateway into Future Aeronautics, [Consulta: Diciembre 2008] <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/erast.html>.
- [6] Dryden – Research Programs and Projects, <http://www.nasa.gov/centers/dryden/research/index.html> [Consulta: Diciembre 2008].
- [7] J. S. Walker, "Enabling America's Next Generation of Aviation Vehicles – UAV's", ICNS Conference & Workshop, Abr. 26-30, 2004.
- [8] "Status overview of CAPECON project", May 2004, (Document_Library/CAPECON/), www.uavnet.com [Consulta: Abril 2007].
- [9] Western States Fire Mission, <http://www.nasa.gov/centers/dryden/research/wsfm.html> [Consulta: Diciembre 2008].
- [10] B. Keidel, "Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen", 2000.
- [11] T. Tschida, Perseus B, NASA Photo: EC99-45185-1 <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Perseus/HTML/EC99-45185-1.html>, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Set. 1999 [Consulta: Mayo de 2010].
- [12] T.Tschida, Altus, NASA Photo: EC02-0162-58 [Consulta: Mayo de 2010]. <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Altus/HTML/EC02-0162-58.html>, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, July 12, 2002
- [13] Global Hawk, <http://en.wikipedia.org/wiki/File:Globalhawk.750pix.jpg> .

- [14] Scaled Composites, D-2, NASA Photo: EC97-44102-2
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/D-2/HTML/EC97-44102-2.html> NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, 1996 [Consulta: Mayo de 2010].
- [15] Condor Unmanned Aerial Vehicle
<http://www.boeing.com/history/boeing/condor.html> [Consulta: Mayo de 2010].
- [16] C. Thomas, Helios, NASA Photo: ED03-0152-1
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED03-0152-1.html>, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Jun. 7, 2003 [Consulta: Mayo de 2010].
- [17] C. Nickol, M. Guynn, L. Kohout y T. Ozoroski, "High altitude long endurance air vehicle analysis of alternatives and technology requirements development", AIAA-2007-1050, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Ene. 8-11, 2007.
- [18] D.J. Lucia, "The sensorcraft configurations: A non-linear aeroservoelastic challenge for aviation", AIAA 2005-1943, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Austin, Texas, Abr. 18-21, 2005.
- [19] J. Wolkovich, "The joined wing: An overview", Journal of Aircraft, Vol. 23, No. 3, pp. 161-178, 1986.
- [20] F. P. Johnson, "Sensor Craft - Tomorrow's eyes and ears of the Warfighter", AIAA-2001-4370, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, Montreal, Canada, Ago. 6-9, 2001.
- [21] S. Preidikman, "Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems", Ph.D. Dissertation, Department of Engineering Science and Mechanics. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1998.
- [22] J.R. Gloudemans, P.C. Davis y P.A. Gelhausen, "A rapid geometry modeler for conceptual aircraft", AIAA 96-0052. AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, 34th, Reno, NV, Ene. 1996.
- [23] D.L. Rodriguez y P. Sturdza, "A rapid geometry engine for aircraft design. AIAA 2009-929", 44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Ene. 9-12, 2006.
- [24] ERAST Project, D-2 Demonstrator, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/d2.html>

- [25] ERAST - Altair UAV Technology Demonstrator, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/research/Altair/index.html> .
- [26] Past Projects - Helios Prototype, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/index.html> .
- [27] ERAST - Pathfinder/Pathfinder Plus, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/pathfinder.html>
- [28] Past Projects - ERAST Perseus A, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseusa.html>
- [29] Past Projects - ERAST Perseus B, [Consulta: Diciembre de 2009]
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseusb.html>.
- [30] Past Projects – ERAST Proteus, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/proteus.html>
- [31] R. Johnstone, N. J. Arntz, “CONDOR-High Altitude Long Endurance (Hale) Autonomously Piloted Vehicle”, AIAA-90-3279-CP, 1990.
- [32] D. Nixon, “The Boeing Condor”, SAE World Aviation Congress, 2001 Aerospace Congress, Seattle, Washington, Set. 10-14, 2001.
- [33] RQ-4 GLOBAL HAWK, [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.af.mil/information/factsheets/factsheet.asp?fsID=13225>
- [34] Global Hawk at Dryden Flight Research [Consulta: Diciembre de 2009].
<http://www.nasa.gov/centers/dryden/aircraft/GlobalHawk/index.html>
- [35] Airborne Science Program <http://airbornescience.nasa.gov/index.html> [Consulta: Diciembre de 2009].
- [36] C. Thomas, Helios, NASA Photo: ED03-0152-4 [Consulta: Mayo de 2010]
<http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED03-0152-4.html>,
NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Jun. 7, 2003.
- [37] T. Landis, Global Hawk, NASA Photo: ED07-0244-074 [Consulta: Mayo de 2010].
http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Global_Hawk/HTML/ED07-0244-074.html,
NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Dic. 3, 2007
- [38] D. W. Hall, C. D. Fortenbach, E. V. Dimiceli, y R.W.Parks, “A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains”, NASA CR-3699, Dic., 1983.

- [39] J. W. Youngblood, T. A. Talay, y R. J. Pegg, "Design of Long Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion", AIAA 84-1430, Jun. 1984.
- [40] R. J. Foch y K. G. Ailinger, "Low Reynolds Number, Long Endurance Aircraft Design", AIAA 92-1263, Feb. 1992.
- [41] A. Colozza, "Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship", NASA CR 2003-212724, Dic.2003.
- [42] G. Romeo, G. Frulla, E. Cestino y G. Corsino, "HELIPLAT: Design, Aerodynamic and Structural Analysis of Long-Endurance, Solar-Powered Stratospheric Platform", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 6, Nov.-Dec. 2004.
- [43] S. Atreya, M. Mata, R. Jones y L. Kohout, "Power System Comparisons for a High Altitude Long Endurance (HALE) Remotely Operated Aircraft (ROA)", AIAA 2005-7401, Set. 2005.
- [44] J. Wolkovitch, "Joined wing aircraft", US Patent number: 3942747, Mar. 9, 1976.
- [45] A. Ratony, "Staggered channel wing-type aircraft", US Patent number: 4053125, Oct. 11, 1977.
- [46] J. Wolkovitch, "Joined wing aircraft", US Patent number: 4365773, Dic. 28, 1982.
- [47] T. Garrett, "Aerodynamic body having coplanar joined wings", US Patent number: 5899410, May. 4, 1999.
- [48] A. Frediani, "Large dimension aircraft", US Patent number: 5899409, May. 4, 1999.
- [49] J. P. Fanucci, M. J. King, D. Maass y P. Bystricky, "Extendable joined wing system for a fluid-born body", US Patent number: 6986481, Ene. 17, 2006.
- [50] J. Wolkovich, "The Joined Wing: An Overview", Journal of Aircraft, Vol. 23, No. 3, pp. 161-178, 1986.
- [51] M. F. Samuels, "Structural weight comparison of a joined wing and a conventional wing", AIAA-1981-366, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 19th, Saint Louis, MO, Ene. 12-15, 1981.
- [52] H. Miura, A. Shyu y J. Wolkovitch, "Parametric Weight Evaluation of Joined Wings by Structural Optimization", Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 12, pp. 1142-1149, 1988.

- [53] S. C. Smith, S. E. Cliff y I. M. Kroo, "The design of a joined wing flight demonstrator aircraft", AIAA-1987-2930, AHS, and ASEE, Aircraft Design, Systems and Operations Meeting, Saint Louis, MO, Set. 14-16, 1987.
- [54] J. Wai, W. Herling y D. A. Muilenburg, "Analysis of a Joined-Wing Configuration", AIAA Paper 94-0657, 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Ene. 1994.
- [55] T. L. Bagwill y B. P. Selberg, "Aerodynamic Investigation of Twist and Cant Angles for Joined Wing Transport Aircraft", AIAA Paper 97-0037, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Ene. 1997.
- [56] B. P. Selberg y D. L. Cronin, "Aerodynamic-Structural Optimization of Positive/Negative Stagger Joined Wing Configurations", AIAA Paper 86-2626, AIAA/AHS/ASEE Aircraft Systems, Design and Technology Meeting, Oct. 1986.
- [57] I. M. Kroo, J. W. Gallman y S. C. Smith, "Aerodynamic and Structural Studies of Joined-Wing Aircraft", *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 1, pp. 74-81, 1991.
- [58] J. W. Gallman, I. M. Kroo y S. C. Smith, "Optimization of Joined-Wing Aircraft", *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 4, pp. 446-452, 1993.
- [59] J. W. Gallman y I. M. Kroo, "Structural Optimization for Joined-Wing Synthesis", *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 1, pp. 214-223, Ene.-Feb. 1996.
- [60] H. Lin, J. Zhou y R. Stearman, "Influence of Joint Fixity on the Aeroelastic Characteristics of a Joined Wing Structure", AIAA-90-0980-CP, pp.1442-1454, 1990.
- [61] R. K. Nangia, "Towards Designing Novel High Altitude Joined-Wing Sensor-Craft (HALE-UAV)", AIAA-2003-2695, AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years, Dayton, Ohio, Jul. 14-17, 2003.
- [62] C. Rasmussen, R. Canfield y M. Blair, "Joined-Wing Sensor-Craft Configuration Design", AIAA-2004-1760, 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, California, Abr. 19-22, 2004.
- [63] C. Rasmussen, R. Canfield y M. Blair, "Optimization Process for Configuration of Flexible Joined-Wing", AIAA-2004-4330, 10th AIAA/ ISSMO Multi-disciplinary Analysis and Optimization Conference, Albany, New York, Ago. 30-1, 2004.
- [64] V. Kaloyanova, K. Ghia y U. Ghia, "Structural Modeling and Optimization of the Joined-Wing of a High-Altitude Long-Endurance (HALE) Aircraft", AIAA-2005-1087, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Ene. 10-13, 2005.

- [65] R. Roberts, R. Canfield y M. Blair “Sensor-Craft Structural Optimization and Analytical Certification”, AIAA-2005-2015, 46th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas, Abr. 18-21, 2005.
- [66] C. Cesnik y W. Su, “Nonlinear Aeroelastic Modeling and Analysis of Fully Flexible Aircraft”, AIAA-2005-2169, 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Austin, Texas, Abr. 18-21, 2005.
- [67] H. Lee, Y. Kim, G. Park, R. Kolonay y M. Blair y R. Canfield, “Structural Optimization of a Joined-Wing Using Equivalent Static Loads”, AIAA-2006-7009, 11th AIAA/ ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, Set. 6-8, 2006.
- [68] J. Schwartz, R. Canfield y M. Blair, “Aero-Structural Coupling and Sensitivity of a Joined-Wing SensorCraft”, AIAA-2003-1580, 44th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, Abr. 7-10, 2003.
- [69] F. Kimler y R. Canfield, “Structural Design of Wing Twist for Pitch Control of Joined Wing SensorCraft”, AIAA-2006-7134, 11th AIAA/ISSMO Multi-disciplinary Analysis and Optimization Conference, Portsmouth, Virginia, Set. 6-8, 2006.
- [70] R. Sivanji, U. Ghia, K. Ghia y H. Thornbug, “Aerodynamic analysis of the joined-wing configuration of a HALE aircraft”, AIAA-2003-606, 41st Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Ene., 2003.
- [71] C. Tyler, G. Schwabacher y D. Carter, “Comparison of computational and experimental studies for a joined-wing aircraft”, AIAA 2002-0702, 40th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Ene., 2002.
- [72] S. M. Belotserkovskii, “Calculating the Effects of Gust of an Arbitrary Thin Wing”, Fluid Dynamics, Vol. 1, No. 1, pp. 34-40, Ene.-Feb., 1966.
- [73] S. D. Ermolenko, “Nonlinear Theory of Small Aspect Ratio Wings”, Soviet Aeronautics, Vol. 9, pp. 5-11, 1966.
- [74] S. M. Belotserkovskii, “Calculation of the Flow around Wings of Arbitrary Planform in a Wide Range of Angles of Attack”, NASA TT F-12291, May., 1968.
- [75] S.M. Belotserkovskii, and M. I. Nisht, , “Nonstationary Nonlinear Theory of a Thin Wing of Arbitrary Planform”, Fluid Dynamics, Vol. 9, No. 4, pp. 583-589, 1974.

- [76] D. T. Mook y S. A. Maddox, "An Extension of a Vortex-Lattice Method to Include the Effects of Leading-Edge Separation", *Journal of Aircraft*, Vol. 11, No. 2, pp. 127-128, Feb. 1974.
- [77] O. A. Kandil, "Prediction of the Steady Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces Having Sharp-Edge Separation", Ph. D. Thesis, Department of Engineering Science and Mechanics, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1974.
- [78] O. A., Kandil, D. T. Mook, and A. H., Nayfeh, "Nonlinear Prediction of the Aerodynamic Loads on Lifting Surfaces", *Journal of Aircraft*, Vol. 13, pp 22-28, Ene. 1976.
- [79] P. Konstadinopoulos, D. T. Mook y A. H. Nayfeh, "A numerical method for general unsteady aerodynamics", AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Albuquerque, New Mexico, Ago. 19-21, 1981.
- [80] G. K. Batchelor, "An Introduction to fluid dynamics", Cambridge University Press. Cambridge, UK, 1967.
- [81] J. Cattarius, "Numerical Wing/Store Interaction Analysis of a Parametric F16 Wing", Ph.D. Dissertation. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA, 1999.
- [82] J. Katz y A. Plotkin, "Low-Speed Aerodynamics", 2nd Edition, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, UK, 2005.
- [83] A. Srivastava y D. T. Mook, "Redundancy in the discrete vortex method for closed bodies", *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, pp. 1436-1437, 1994.
- [84] G. Strang, "Introduction to linear algebra. 3rd ed.", Wellesley-Cambridge Press, Wellesley, USA, 2003.
- [85] M. Blair y R. Camfield, "A joined-wing structural weight modeling study", AIAA-2002-1337, 43rd AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Denver, Colorado, Abr. 2002, pp. 22-25.

ANEXO A:

DESCRIPCIÓN DE LA HERRAMIENTA COMPUTACIONAL

En este anexo se presenta una descripción general de la herramienta computacional desarrollada para este trabajo de tesis y se detalla el algoritmo que implementa el modelo aerodinámico del NUVLM.

La herramienta computacional desarrollada consta de tres partes. La principal es un código que implementa el modelo aerodinámico basado en el NUVLM, el cual está descrito en el Capítulo 2. Otra parte es la implementación del preprocesador de configuraciones de JW HALE UAV, descrito en Capítulo 3. La tercera parte es una implementación computacional que permite obtener los resultados en las diferentes formas que se describen en el Capítulo 4.

En la Figura A-1 se muestra un esquema de la organización de la herramienta computacional donde se indican las tres partes.

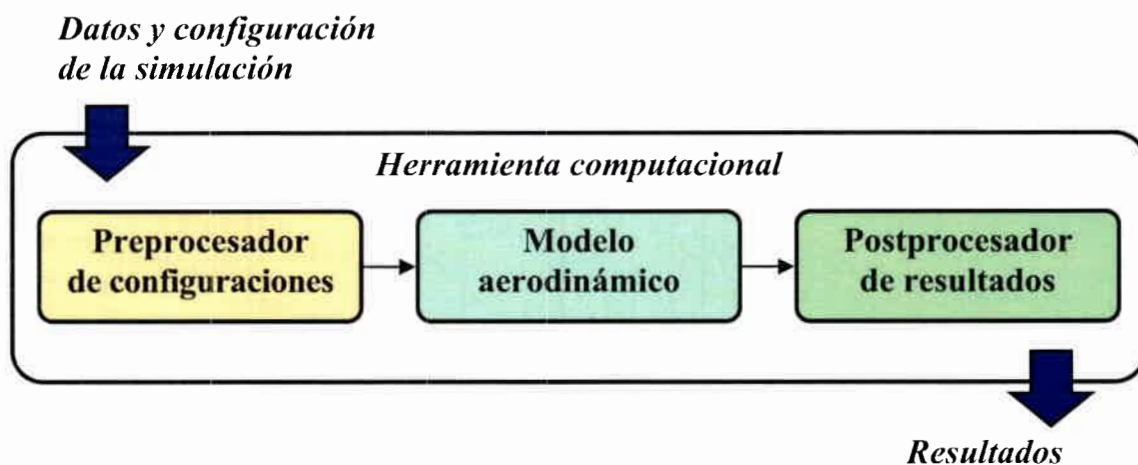


Figura A-1: Esquema de la organización de la herramienta computacional.

El Preprocesador de configuraciones es un código computacional escrito con el lenguaje programación Matlab. Se optó por utilizar ese lenguaje porque los requerimientos computacionales del preprocesador no son elevados. En el caso de la implementación del modelo aerodinámico, los requerimientos computacionales son más importantes, por ello se optó por escribir el código computacional utilizando Fortran 95. Aunque el Postproceso de resultados no es exigente en la demanda de recursos computacionales, igualmente se

optó por utilizar Fortran 95 para el código computacional del Postprocesador de resultados porque de esta forma se ganó simplicidad en la escritura del código.

Como ya se mencionó, la parte principal de la herramienta computacional desarrollada en este trabajo implementa el modelo aerodinámico basado en NUVLM. En la Tabla A-1 se lista un algoritmo del NUVLM que sido tomado como base para la implementación computacional y a continuación se brindan algunos detalles del algoritmo empleado.

Tabla A-1: Algoritmo del modelo aerodinámico.

Modelo aerodinámico (NUVLM)

1. *Lectura y ordenamiento de datos.*
 2. *Cómputo de la matriz de coeficientes de influencia aerodinámicos.*
 3. *Cómputo del lado derecho del sistema de ecuaciones.*
 4. *Solución del sistema de ecuaciones: cálculo de la circulación.*
 5. *Para cada paso de tiempo se realizan los siguientes cálculos:*
 - 5.1. *Convección de las partículas de fluido.*
 - 5.2. *Cómputo del nuevo lado derecho del sistema de ecuaciones.*
 - 5.3. *Solución del nuevo sistema de ecuaciones.*
 - 5.4. *Cómputo de los coeficientes de presión y cargas.*
 - 5.5. *Almacenamiento de los resultados obtenidos en el paso de tiempo actual.*
-

El primer paso, esto es, el punto 1 del algoritmo de la Tabla A-1, consiste en leer y ordenar los datos necesarios para que el código del NUVLM pueda ejecutarse. Los datos leídos en este paso son: *i*) algunos parámetros que permiten configurar la simulación, y *ii*) datos de la geometría de la configuración de JW HALE UAV debidamente preparados por el código preprocesador.

En el segundo paso se computa la matriz de coeficientes de influencia aerodinámicos y en el tercero el vector lado derecho del sistema de ecuaciones algebraicas lineales que se menciona en la sección 2.3.1 del Capítulo 2. Es importante destacar que en esta

instancia, debido a que aún no se ha comenzado la emisión de vorticidad desde los bordes de fuga y punteras de las alas, el lado derecho calculado no posee ningún aporte de la velocidad asociada a la sábana vorticiosa libre. El aporte de la mencionada velocidad, recién aparece a partir del paso 5.2 del algoritmo de la Tabla A-1, luego que ha sido realizada la convención en el paso 5.1 mediante un procedimiento como el que se describe en la sección 2.3.3 del Capítulo 2.

Los pasos 4 y 5.3 se refieren a la resolución del sistema de ecuaciones algebraicas lineales, para ello se optó por un método numérico basado en la factorización $A = LU$. El código de computadora utilizado pertenece a la biblioteca *Numerical Recipes* para programación en Fortran. Cada vez que se realiza la secuencia de cálculos del paso 5 se usa la misma matriz del sistema de ecuaciones y sólo se producen cambios en el vector lado derecho. La matriz de coeficientes de influencia permanece sin cambios pues la geometría del UAV es la misma en todo momento; no se producen deformaciones en el vehículo. El lado derecho cambia en cada ejecución del conjunto de pasos 5 pues la influencia de la velocidad asociada a la sábana vorticosas libre cambia debido al movimiento libre de la mencionada sábana.

En el paso 5.4 del algoritmo de la Tabla A-1 se realiza el cálculo de los coeficientes de presión y las cargas aerodinámicas según se describe en la sección 2.3.2 del Capítulo 2. Por último, en el paso 5.5 se almacenan los resultados. En este paso se realiza el postproceso de resultados y se preparan los resultados para que puedan ser presentados en las diferentes formas en que se describen en el Capítulo 4. Todos los resultados son preparados para que puedan ser visualizados con el software Tecplot.

ANEXO B:

REDUCCIÓN DEL TIEMPO COMPUTACIONAL

En este anexo se describen algunas técnicas que fueron empleadas para mejorar el desempeño del código que implementa el NUVLM con el objetivo de reducir el tiempo de ejecución del programa. En la herramienta computacional se implementaron técnicas tendientes a:

- i) aprovechar la simetría que posee el problema y
- ii) no calcular las influencias causadas por paneles que se encuentran en zonas de las estelas muy alejadas del vehículo por resultar insignificantes.

B.1. Aprovechamiento de la simetría

Todas las variantes en las configuraciones de los JW HALE UAV, a los cuales esta dirigida la herramienta desarrollada en este trabajo, poseen un plano de simetría. Esto permite obtener importantes ventajas que son descriptas a continuación.

Como primera ventaja sólo es necesario generar los datos del mallado para una de las mitades del vehículo, esto fue mencionado en la descripción del preprocesador en el Capítulo 3. En la Figura B-1 se muestra la parte de la malla del UAV que es generada como entrada para el código que implementa el NUVLM. En esa figura puede observarse que los datos generados corresponden al empenaje vertical, la mitad del fuselaje y un solo juego de alas.

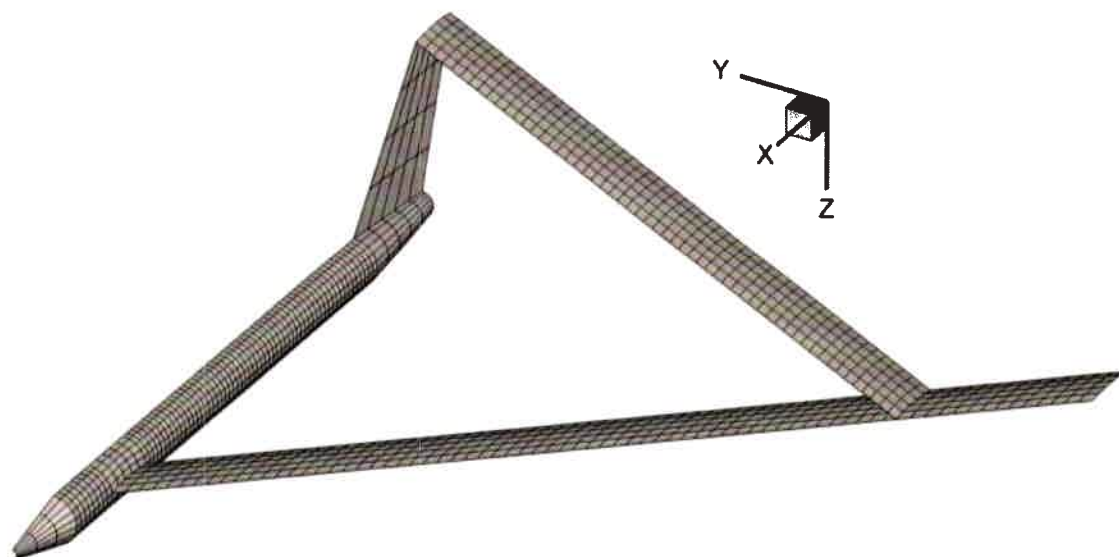


Figura B-1: Malla de la mitad de una configuración JW HALE UAV.

Como segunda ventaja se puede reducir, significativamente, la cantidad de operaciones totales a realizar utilizando una técnica de reflexión en el código que implementa el modelo aerodinámico basado en el NUVLM. En [83] pueden consultarse más detalles acerca de esta técnica y de su implementación en códigos computacionales.

La técnica empleada es muy simple y se aplica a varias etapas del código computacional: *i*) “generación de la matriz de coeficientes de influencia aerodinámicos”, *ii*) “convección de las partículas de fluido” y *iii*) “cómputo del nuevo lado derecho”. La descripción de esas etapas se detallada en el Anexo A de este trabajo de tesis.

La idea central de esta técnica consiste en utilizar “paneles reflejos” para tener en cuenta la mitad simétrica que no ha sido mallada. Por ejemplo, cada vez que se calcula la velocidad de una partícula de fluido considerando la influencia de los paneles que pertenecen a las sábanas vorticosas adheridas en la parte mallada, simultáneamente se considera la influencia del panel reflejo que corresponde a la parte simétrica.

Los datos de coordenadas espaciales para el panel reflejo se obtienen a partir de la condición de simetría y son generados aplicando una transformación simple que consiste en cambiar únicamente el signo de las coordenadas ‘ y ’.

Por otro lado, el cálculo de las influencias de los paneles que pertenecen a las sábanas libres recibe el mismo tratamiento, se consideran las influencias de paneles simétricos que son reflejo de paneles que están sobre el mallado de las sábanas que representan las estelas. Al considerar la simetría, las estelas generadas se desprenden únicamente desde los bordes filosos de un sólo juego de alas delantera y trasera.

La cantidad de partículas de fluido pertenecientes a las sábanas vorticosas resulta ser la mitad, respecto de considerar a la configuración completa, es decir, cuando no se aprovecha la simetría del sistema en estudio. Esto impacta el tamaño del sistema de ecuaciones lineales algebraicas y, en general, en la cantidad total de operaciones a realizar. Consecuentemente, se obtiene una reducción importante en el tiempo que insume la ejecución del programa de computadora.

En la Figura B-2 se muestra la mitad mallada y la mitad simétrica sin datos de mallado de una configuración de JW HALE UAV. En esa figura se esquematiza el uso de la técnica de reflexión en el cálculo de la entrada A_{ij} de la matriz de coeficientes aerodinámicos. Como se describe en el Capítulo 2, el valor de A_{ij} depende de la velocidad del punto de control del panel i , inducida por el panel j presente en malla de la sábana adherida discretizada.

En el esquema de la Figura B-2 se muestra el panel i ubicado en el ala delantera interna y el panel j posicionado en el ala trasera. También se muestra la ubicación del panel virtual (simétrico) que es un reflejo del panel j y, con líneas de trazos rojas, se representan las influencias que deben calcularse sobre el punto de control del panel i . Adicionalmente, se muestra un vector cuya magnitud es el valor de la entrada A_{ij} y que es la proyección, en la dirección del versor normal del panel i , del vector de velocidad calculado al considerar las influencias del panel j y su panel reflejo.

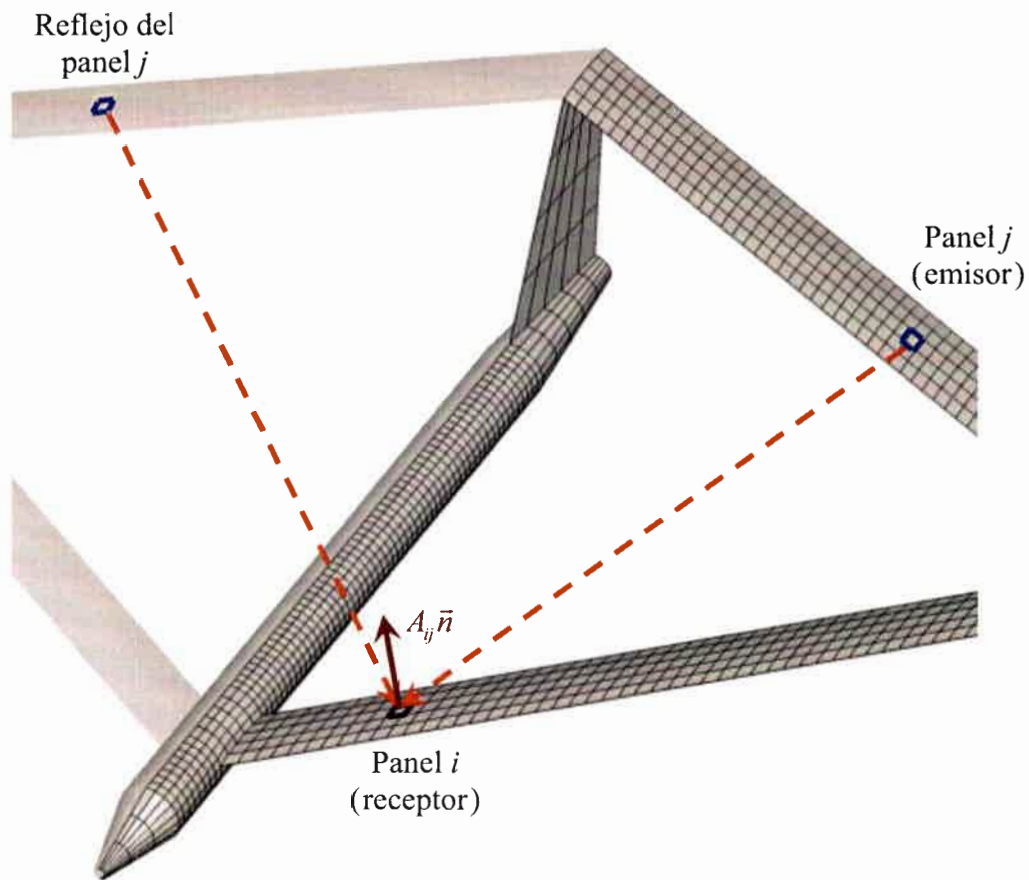


Figura B-2: Esquema del cálculo del coeficiente A_{ij} considerando la técnica de reflexión

B.2. Recorte de las influencias de paneles de la estela alejados del UAV.

Otra técnica que se empleó en el código computacional con el fin de lograr reducciones en los tiempos de ejecución del programa, consistió en despreciar las influencias causadas por paneles que se encuentran en zonas de la estela muy alejadas del vehículo. Esos paneles, producen aportes muy pequeños al valor de la circulación, y consecuentemente, producen aportes despreciables en el cálculo de cargas aerodinámicas.

La técnica se puede implementar de manera simple fijando un número dado de pasos de simulación como un parámetro de configuración del programa y cuando se alcanza ese número de pasos prefijados se “truncan” las estelas. Todos los paneles de la estela que se generarían con posterioridad, no son calculados y consecuentemente sus influencias sobre las partículas de fluido presentes en las sábanas vorticosas discretizadas tampoco son calculadas. Esto se traduce en ahorro de tiempo que trae como contrapartida un error que es insignificante,

En la Figura B-3 se muestran evoluciones temporales del coeficiente de sustentación C_L , para la denominada “configuración base” de JW HALE UAV que fue descrita en el Capítulo 4. Las evoluciones mostradas en la figura se obtuvieron con ejecuciones en las que sólo se varió el parámetro de “truncamiento” de la estela. Las restantes condiciones de simulación son las mismas: malla aerodinámica de 1450 paneles, número de Mach igual a 0,6, ángulo de ataque geométrico igual a 5 grados y número total de pasos de simulación igual a 500. Los valores usados para el parámetro de “truncamiento” son: 50, 100, 150, 200 y 300 pasos. Adicionalmente, se muestra el resultado de una ejecución en la que no se ha aplicado la técnica de “truncar” la estela.

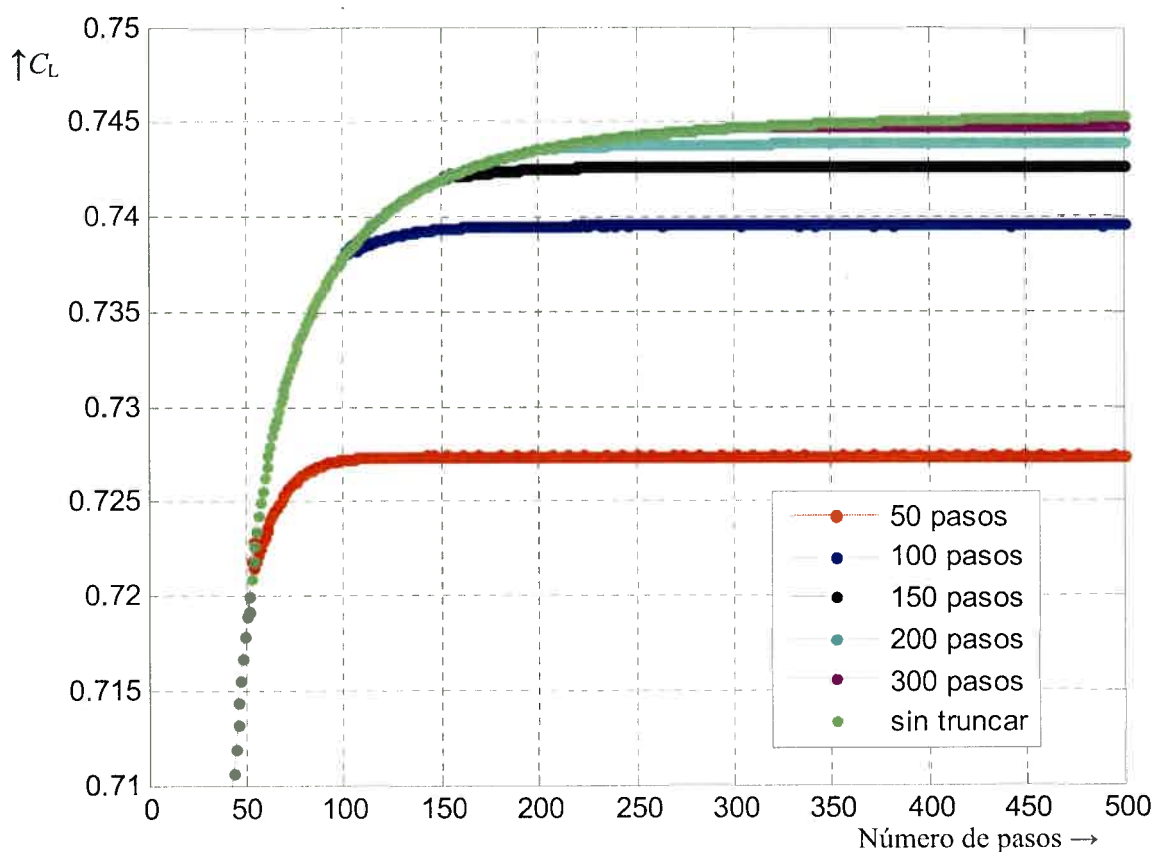


Figura B-3: Variación de la evolución temporal del C_L para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas.

En la Figura B-3 puede observarse que cuando se truncan “tempranamente” las influencias de los nuevos paneles de la estela, el valor del coeficiente de sustentación calculado presenta una diferencia importante respecto del valor de coeficiente obtenido en la ejecución sin “truncar”. Una buena aproximación se observa cuando la estela se trunca luego de 300 pasos de simulación. Con esa cantidad de pasos, las partículas de la estela recorren aproximadamente una distancia equivalente a 6 fuselajes.

Para cuantificar las diferencias observadas en el valor del coeficiente de sustentación se calcula el error porcentual, tomando como referencia la ejecución en la que no se truncan las influencias. La evolución temporal de estos errores se muestra en la Figura B-4 y allí puede observarse, como es de esperar, que el error porcentual es cero mientras no se alcanza el número de paso de truncado. Una vez superado ese número el error comienza a crecer presentando, a los 500 pasos de simulación, errores que varían entre 2,4 % y 0,06 %, valores que corresponden a los casos de ejecución de truncado en 50 y 300 pasos, respectivamente.

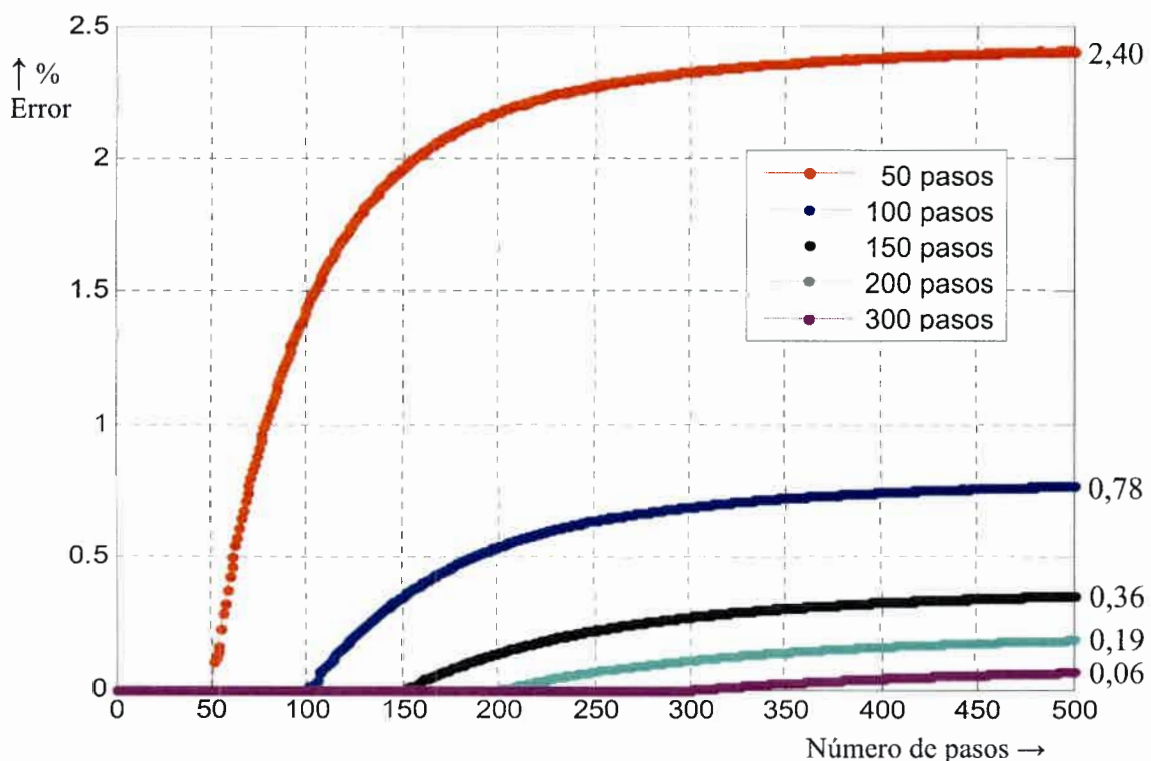


Figura B-4: Evoluciones del error porcentual cometido en el cálculo de C_L para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estetas.

El empleo de esta técnica requiere configurar correctamente el parámetro de truncado para evitar cometer errores importantes en el cálculo de cargas aerodinámicas.

Para configurar ese parámetro es necesario realizar varias corridas y una de esas corridas debe ser realizada sin truncar la estela, ya que es necesario tomarla como referencia para evaluar el error cometido en el cálculo.

En principio, puede parecer que el uso de esta técnica no aporta ninguna reducción en el tiempo de ejecución, pero en realidad el beneficio se ve cuando deben realizarse múltiples ejecuciones para una misma configuración. El trazado de una curva de coeficiente de sustentación versus ángulo de ataque geométrico es un ejemplo, ya que en ese caso sólo es necesario explorar una vez qué valor de paso de truncamiento hay que usar. Una vez determinado el parámetro de truncamiento para la configuración del vehículo posicionado en algún valor de ángulo de ataque determinado, luego, es posible hacer uso directo de ese mismo parámetro en las restantes ejecuciones para los diferentes ángulos de ataque.

ANEXO C:

LISTA DE PUBLICACIONES DEL AUTOR RELACIONADAS CON ESTE TRABAJO

En este anexo se listan las publicaciones del autor relacionadas con este trabajo de tesis. Los textos completos de las publicaciones se encuentran disponibles en el disco compacto que se adjunta a este trabajo.

C.1. Publicaciones en congresos internacionales con referato

1. L. Ceballos, S. Preidikman y J. Massa, "Una herramienta computacional para el diseño de vehículos aéreos no tripulados de gran envergadura y gran altitud," IX International Congress on Numerical Methods in Engineering, CIMENICS 2008, Isla Margarita, Venezuela, ISBN: 978-980-7161-00-8, pp.TC 7-14, 2008.
2. L. Ceballos, S. Preidikman y B. Roccia, "Simulaciones numéricas del comportamiento aerodinámico inestacionario y no lineal de vehículos aéreos no tripulados con alas unidas de gran envergadura," XIII Congreso Chileno de Ingeniería Mecánica, Energía, Agua y Minería, COCIM 2008, Arica, Chile, noviembre de 2008.

C.2. Publicaciones en congresos nacionales con referato

3. L. Ceballos, S. Preidikman, y J. Massa, "Desarrollo de una herramienta computacional para diseño de vehículos aéreos no tripulados," I Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica, CAIM 2008. Bahía Blanca, Argentina, 1-3 de octubre de 2008.
4. L. Ceballos, S. Preidikman, y J. Massa, "Generador paramétrico de geometrías de UAVs de alas unidas orientado al método no-lineal e inestacionario de red de vórtices," XVII Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, ENIEF 2008. San Luis, Argentina. ISSN 1667-6070, Vol. XXVII, Número 40, pp. 2983-3007, 2008.
5. L. Ceballos, S. Preidikman y J. Massa, "Herramienta computacional para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados con una configuración de alas unidas," XVII Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, ENIEF 2008, San Luis, Argentina. ISSN 1667-6070, Vol. XXVII, Número 42, pp. 3169-3189, 2008.

6. L. Ceballos, S. Preidikman y J. Massa, "Vehículos aéreos no tripulados de alas unidas: simulaciones del comportamiento aerodinámico," Primer Congreso Argentino de Aeronáutica, CAIA 2008. La Plata, Argentina, ISBN 978-950-34-0496-6, 3 al 5 de diciembre de 2008.
7. L. Ceballos, S. Preidikman, C. Gebhardt, J. Massa, "Comportamiento aeroelástico inestacionario y no-lineal de vehículos aéreos no tripulados de alas unidas: herramienta para relacionar el modelo aerodinámico con el estructural," V Congreso Argentino de Tecnología Espacial, CATE 2009, Mar del Plata, Argentina, 13 al 15 de Mayo de 2009.
8. L. Ceballos, S. Preidikman, B. Rocchia y J. Massa, "*Generación automática de la geometría de vehículos aéreos no tripulados y simulaciones de su comportamiento aerodinámico*", Congreso Información y Comunicación para la Sociedad del Conocimiento □ CNIT 2009, Córdoba, Argentina, 16, 17 y 18 de Junio de 2009.
9. L. Ceballos, S. Preidikman y M. Verstraete, "*Avances en el estudio del comportamiento aeroelástico de vehículos aéreos no tripulados*". II Congreso de Matemática Aplicada, Computacional e Industrial - II MACI 2009, Rosario, Argentina, 14 al 16 de diciembre de 2009.
10. L. Ceballos, A. Barone, A. Flores y S. Preidikman. "*Desarrollo de una estrategia de paralelización explícita para el método de red de vórtices inestacionario y no lineal*", Memorias del Segundo Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica - II CAIM 2010, San Juan, Argentina, 16 al 19 de noviembre de 2010.

U.N.R.C.
Biblioteca Central



49059

49059