

UNIVERSIDAD NACIONAL DE CÓRDOBA

Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales

Tesis Doctoral



Aeroelasticidad No-Lineal de Vehículos Aéreos
No-Tripulados con una Configuración No-Convencional
de Alas Unidas

Autor: Mg. Ing. Luis Ramón CEBALLOS

Director: Prof. Dr. Sergio PREIDIKMAN

Abril de 2017

Aeroelasticidad No-Lineal de Vehículos Aéreos
No-Tripulados con una Configuración No-Convencional
de Alas Unidas

por

Mg. Ing. Luis Ramón CEBALLOS

Prof. Dr. Sergio PREIDIKMAN

Director

COMISIÓN ASESORA:

Prof. MSc. Julio MASSA

FCEFyN - UNC

Prof. Dr. José TAMAGNO

FCEFyN - UNC

Esta Tesis fue enviada a la Facultad de Ciencias Exactas Físicas y Naturales de la Universidad Nacional de Córdoba para cumplimentar los requerimientos de obtención del grado académico de Doctor en Ciencias de la Ingeniería.

Córdoba, Argentina

Abril de 2017



UNC

UNIVERSIDAD NACIONAL DE CORDOBA
Facultad de Cs. Exactas, Físicas y Naturales

ACTA DE EXAMENES

Libro: 00001

Acta: 03844

Hoja 01/01

LLAMADO: 1

20/04/2017

CATEDRA - MESA:

DI002 TESIS DOCTORADO EN CIENCIAS DE LA INGENIERIA

NUMERO	APELLIDO Y NOMBRE	DOCUMENTO	INGRESO	COND.	NOTA	FIRMA
24996384	CEBALLOS, Luis	DNI: 24996384	2006	T	APROBADO	

STUARDI, José Enrique - STORTI, Mario - SCARABINO, Ana - CASTELLO, Walter Braulio -

Observaciones:

WALTER B. CASTELLO

Córdoba, / / .

Certifico que la/s firma/s que ha/n sido puesta/s en la presente Acta pertenece/n a: _____

1	—	1	—	1
Inscriptos	Ausentes	Examinados	Reprobados	Aprobados

11/04/2017 12:17:13

Página en blanco dejada intencionalmente

*Dedicado a mi familia y amigos.....
a mi esposa Laura y a mi abuela Emma*

*El fruto del silencio es la oración; el fruto de la oración es la fe; el fruto de la fe es el amor; el
fruto del amor es el servicio; y el fruto del servicio es la paz
Santa Teresa de Calcuta.*

*El amor es paciente, servicial y sin envidia. No quiere aparentar ni se hace el importante.
No actúa con bajeza, ni busca su propio interés. El amor no se deja llevar por la ira, sino que
olvida las ofensas y perdona. Nunca se alegra de algo injusto y siempre le agrada la verdad.
El amor disculpa todo; todo lo cree, todo lo espera y todo lo soporta.
1ºCorintios 13,4-7.*

Página en blanco dejada intencionalmente

Agradecimientos

En primer lugar deseo agradecer a Dios fuente de amor verdadero y a Lauri, mi esposa y compañera de camino, sin su acompañamiento no podría haber realizado este trabajo.

Deseo hacer un agradecimiento especial a Sergio Preidikman y Julio Massa, por contribuir a mi formación profesional, por ayudarme a realizar este trabajo de tesis y por iniciar mi interés en la investigación. Sus numerosos consejos y su accionar como personas de bien me han aportado muy buenas enseñanzas de vida. Gracias por brindarme su amistad.

Al Doctor José Tamagno y a los miembros del jurado por el tiempo dedicado a la lectura de este trabajo.

A la Universidad Nacional de Córdoba (UNC) y su escuela de posgrado, a la Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales y su Departamento de Estructuras, al CONICET, a la Universidad Nacional de Río Cuarto (UNRC) y su Facultad de Ingeniería, y a las autoridades, a los docentes y a los no docentes de estas instituciones, porque me han brindado la posibilidad de continuar con mi formación de postgrado. Un agradecimiento especial al personal del Centro de Cómputo de Alto Desempeño de la UNC por facilitarme el acceso al Cluster Mendieta, que forma parte del SNCAD-MinCyT de Argentina.

A los integrantes del Grupo de Matemática Aplicada de la Facultad de Ingeniería de la UNRC, en especial a mis compañeros Marcos y Bruno, 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 de la UNRC y a mis compañeros docentes con los cuales he compartido el dictado de clases de las asignaturas Calculo Estructural I, Métodos Numéricos, Informática y Algebra Lineal.

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, mis cuñados, mis suegros, mis sobrinos y mis amigos de toda la vida, por su apoyo incondicional y oraciones... realmente, en todos ellos he encontrado un tesoro.

Página en blanco dejada intencionalmente

Aeroelasticidad No-Lineal de Vehículos Aéreos No-Tripulados con una Configuración No-Convencional de Alas Unidas

Luis Ramón Ceballos

Resumen

En este trabajo de tesis se estudia mediante simulaciones numéricas el comportamiento aeroelástico dinámico, inestacionario, y no-lineal de aviones no-tripulados, con gran envergadura y con una configuración no convencional de alas unidas.

Los vehículos aéreos no-tripulados o Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) se usan para vigilancia, reconocimiento y telecomunicaciones. Algunos conceptos noveles 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 cabal entendimiento de su comportamiento aeroelástico, y ese entendimiento puede lograrse realizando simulaciones numéricas con herramientas computacionales que incorporan modelos estructurales y aerodinámicos de alta fidelidad.

Para realizar las simulaciones, en esta tesis, se desarrolló una herramienta computacional robusta y fácil de configurar que combina dos subsistemas dinámicos, desarrollados independientemente, que interactúan entre sí hasta obtener la convergencia numérica. Uno de los sistemas dinámicos, denominado el modelo aerodinámico (basado en el método de red de vórtices inestacionario y no-lineal), se utiliza para obtener el flujo de aire alrededor de la aeronave. El otro, denominado el modelo estructural (basado en el método de los elementos finitos), describe la evolución temporal del estado y la aceleración de las alas delanteras y traseras de la aeronave. Para poder capturar los aspectos físicos provenientes de la interacción fluido-estructura, el sistema dinámico acoplado es simulado mediante el computo separado de i) la deformación, la velocidad y la aceleración de las alas, y ii) del campo de presiones y velocidad del flujo de aire, para luego ser combinados mediante una técnica de

acoplamiento fuerte: se transfieren fuerzas desde el modelo aerodinámico hacia el modelo estructural, y se transfieren desplazamientos, velocidades, y aceleraciones desde el modelo estructural hacia el aerodinámico. Para transferir la información entre los dos sub-sistemas se emplea un procedimiento de interpolación y una técnica basada en el principio de los trabajos virtuales. Todas las ecuaciones gobernantes son integradas simultánea e interactivamente en el dominio del tiempo mediante un algoritmo predictor-corrector de cuarto orden.

Para validar la técnica propuesta se empleó un caso testigo de la teoría clásica de aeroelasticidad. Además, en esta tesis se muestra cómo detectar, mediante resultados de simulaciones numéricas, la condición de operación crítica para la cual se produce una inestabilidad aeroelástica dinámica asociada a una configuración particular de aeronave con alas unidas.

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

Palabras clave: Aeroelasticidad, Aerodinámica, Dinámica Estructural, Co-Simulación, Vehículos Aéreos No-Tripulados, Configuración de Alas Unidas, Método de Red de Vórtices, Método de los Elementos Finitos.

Nonlinear Aeroelasticity of Unmanned Aerial Vehicles with an Unconventional Configuration of Joined-Wings

Luis Ramón Ceballos

Abstract

In this thesis, unsteady non-linear dynamic aeroelastic behavior of unmanned aircraft with large unconventional joined-wings configuration is studied by numerical simulations.

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

To perform the simulations, in this thesis it was developed a robust and easy-to-configure software that combines two dynamical sub-systems, developed independently, that interact with each other until achieving numerical convergence. One of the dynamical systems, called the aerodynamic model (based on the nonlinear and unsteady vortex lattice method), is used to obtain the airflow around the aircraft. The other, called the structural model (based on the finite element method), describes the time evolution of the state and the acceleration of the fore and aft wings of the aircraft. In order to capture the physical aspects due to fluid-structure interaction, the coupled dynamical system is simulated by separate computation of i) deformation, velocity and acceleration of the wings, and ii) the field of pressure and velocity of the airflow, before being combined with a strong-coupling technique: forces are transferred from the aerodynamic model to the structural model, and displacements, velocities, and accelerations are transferred from the structural model to the aerodynamic model. In order to transfer information between the two subsystems an interpolation procedure and a technique based on the virtual work are used. All governing equations are integrated simultaneously and interactively in the time

domain using a fourth order predictor-corrector algorithm. In order to validate the proposed technique, a classical theory of aeroelasticity test-case was used.

In addition, this thesis shows how to detect, by results of numerical simulations, the condition of critical operation for which a dynamic aeroelastic instability associated with a particular joined-wing aircraft configuration occurs.

Results obtained so far are an initial stage in the development of an aeroservoelastic model; future computational implementations of this model, will allow performing numerical simulations and study the aeroservoelastic behavior of large-span joined-wings UAVs.

Keywords: Aeroelasticity, Aerodynamics, Structural Dynamics, Co-Simulation, Unmanned Aerial Vehicles, Joined-Wings Configuration, Vortex Lattice Method, Finite Element Method.

Aeroelasticidade Não-Linear de Veículos Aéreos Não-Tripulados com uma
Configuração Não-Convencionais das Asas Unidas

Luis Ramón Ceballos

Resumo

Nesta tese é estudada através de simulações numéricas o comportamento aeroelástico dinâmico, não-estacionário e não-linear das aeronaves não tripuladas com grande envergadura de asa e com uma configuração não convencionais das asas unidas.

Veículos aéreos não tripulados ou Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) são utilizados para vigilância, reconhecimento e telecomunicações. Alguns novos conceitos de UAVs são concebidos como uma alternativa para os satélites de comunicações atuais. Estes veículos são caracterizados por serem muito leves e por tem asas altamente flexível e de grande envergadura de asa. Para projetá-los corretamente, você precisa ter um conhecimento profundo do seu comportamento aeroelástico, e que o entendimento pode ser conseguido através da realização de simulações numéricas com ferramentas computacionais que incorporam modelos estruturais e aerodinâmicos de alta fidelidade.

Para executar as simulações, esta tese, desenvolveu uma ferramenta de software robusta e fácil de configurar que combina dois sub-sistemas dinâmicos, desenvolvida de forma independente, interagindo uns com os outros até que a convergência numérica. Um dos sistemas dinâmicos, chamado o modelo aerodinâmico (com base no método rede de vórtices não linear e não estacionaro), utilizado para o fluxo de ar em torno da aeronave. O outro, chamado o modelo estrutural (com base no método dos elementos finitos), descreve a evolução no tempo do estado e a aceleração da frente e traseira asas da aeronave. Para capturar os aspectos físicos de interação fluido-estrutura, o sistema dinâmico acoplado é simulada pela computação separada de i) a deformação, velocidade e aceleração das asas, e ii) o campo de pressão e vazão ar, antes de ser combinada com a técnica de acoplamento forte: as forças são transferidas

a partir do modelo aerodinâmico para o modelo estrutural, e deslocamentos, velocidades e acelerações são transferidos a partir do modelo estrutural para a aerodinâmica. Para transferir informação entre os dois subsistemas de um processo de interpolação e uma técnica com base no princípio de trabalho virtual é usado. Todas as equações que regem são integrados em simultâneo e de forma interativa no domínio do tempo usando um preditor-corretor algoritmo de quarta ordem.

Para validar a técnica proposta foi utilizada uma testemunha da teoria clássica do caso aeroelasticidade. Além disso, este trabalho mostra como para detectar, através dos resultados de simulações numéricas, a condição de operação crítica para o qual uma instabilidade aeroelástico dinâmico associada a uma configuração particular de uma aeronave com asas unidas ocorre.

Os resultados obtidos estão numa fase inicial no desenvolvimento de um modelo aeroservoelástico; futuras implementações computacionais deste modelo, permitirá a realização de simulações numéricas e estudar o comportamento aeroservoelástico dos UAVs de asas unidas e com grande envergadura das asas.

Palavras chave: Aeroelasticidade, Aerodinâmica, Dinâmica de Estruturas, Co-Simulação, Veículos Aéreos Não-Tripulados, Configuração das Asas Unidas, Método da Rede de Vórtices, Método dos Elementos Finitos.

Índice general

1. Introducción, antecedentes y contenidos	1
1.1 Introducción.....	1
1.2 Antecedentes.....	6
1.2.1 UAVs del tipo HALE.....	6
1.2.2 La configuración de alas unidas.....	10
1.2.3 Modelos aerodinámicos y aeroelásticos.....	17
1.3 Objetivos.....	18
1.4 Contribuciones originales.....	19
1.5 Organización de la tesis.....	20
2. El Modelo aerodinámico.....	23
2.1 Introducción.....	23
2.2 El método de red de vórtices inestacionario y no-lineal.....	24
2.2.1 Sistemas de referencia utilizados.....	24
2.2.2 Cinemática del flujo.....	25
2.2.3 La ley de Biot-Savart.....	27
2.2.4 Condiciones de borde.....	28
2.2.5 Convección de vorticidad.....	28
2.3 Implementación computacional.....	30
2.3.1 Discretización.....	30
2.3.2 Cálculo de cargas aerodinámicas.....	32
2.3.3 Generación de las estelas.....	33
2.3.4 El parámetro <i>cutoff</i>	36
2.3.5 Otros aspectos de la implementación computacional.....	38
3. El modelo estructural.....	39
3.1 Sistemas de referencia utilizados.....	40
3.2 Ecuaciones de movimiento.....	41
3.3 Adimensionalización de ecuaciones.....	43
3.4 Implementación computacional.....	45
4. La combinación de modelos.....	47
4.1 Transferencia de desplazamientos velocidades y fuerzas.....	47
4.1.1 Relación entre los desplazamientos del modelo estructural y del modelo aerodinámico.....	47
4.1.2 Cálculo de la matriz de interpolación.....	50

4.1.3 Traslado de las fuerzas del modelo aerodinámico al estructural.....	54
4.2 Ecuaciones empleadas en el esquema de integración numérico.....	55
4.2.1 Adimensionalización de \mathbf{f}_A^*	56
4.2.2 Integración de las ecuaciones de movimiento.....	57
4.3 El esquema de integración numérica.....	58
4.4 Integración del modelo aerodinámico dentro del esquema numérico.....	62
5. El preprocesador de configuraciones.....	65
5.1 Procesador de geometrías y mallador aerodinámico.....	65
5.1.1 Datos de entrada.....	67
5.1.2 Curvas de referencia.....	70
5.1.3 Nudos de la malla aerodinámica.....	79
5.1.4 Otros datos del mallado.....	83
5.1.5 Extensión del mallador aerodinámico.....	87
5.2 Mallador estructural.....	89
5.2.1 Datos necesarios.....	89
5.2.2 Delineado general de la malla.....	90
5.2.3 Creación de nudos y elementos.....	92
6. Resultados.....	95
6.1 Preprocesamiento de configuraciones.....	95
6.1.1 Detalles del mallado aerodinámico de algunas zonas.....	95
6.1.2 Influencia de parámetros geométricos de entrada.....	97
6.1.3 Configuraciones de UAV de alas unidas.....	98
6.1.4 Mallas estructurales y aerodinámicas.....	102
6.2 Comportamiento aerodinámico.....	104
6.2.1 Verificaciones y validaciones.....	104
6.2.2 Verificaciones realizadas.....	105
6.2.3 Calibración de la herramienta.....	108
6.2.4 Validación.....	114
6.2.5 Simulaciones de configuraciones completas de JW HALE UAV.....	117
6.3 Comportamiento aeroelástico.....	126
6.3.1 Verificación de la herramienta aeroelástica.....	126
6.3.2 Simulaciones de una configuración completa de alas unidas.....	138
7. Conclusiones y trabajos futuros.....	157
7.1 Conclusiones.....	157
7.2 Trabajos futuros.....	159

A. Mejoras en el desempeño computacional.....	163
A.1 Algoritmo del NUVLM.....	164
A.2 Empleo de técnicas propias del NUVLM.....	166
A.2.1 Aprovechamiento de la simetría.....	166
A.2.2 Recorte de las influencias de paneles de la estela alejados del UAV.....	168
A.3 Empleo de técnicas de HPC.....	171
A.3.1 Identificación de los “cuellos de botella”.....	171
A.3.2 Estrategia de paralelización.....	172
A.3.3 Tiempos consumidos y parámetros que influyen sobre cada tarea.....	174
A.3.4 Implementación de la estrategia.....	177
A.3.5 Análisis de <i>performance</i>	178
A.4 Impacto de las mejoras en el código aeroelástico.....	180
B. Datos empleados en la validación.....	183
B.1 Datos experimentales.....	183
B.2 Datos geométricos.....	185
B.2.1 Datos geométricos no reportados.....	186
B.3 El modelo geométrico computacional.....	188
C. Lista de publicaciones del autor relacionadas con este trabajo.....	191
C.1 Publicaciones en congresos internacionales con referato.....	191
C.2 Publicaciones en congresos nacionales con referato.....	191
Referencias bibliográficas.....	195

Página en blanco dejada intencionalmente

Índice de figuras

Capítulo 1

Figura 1-1: Autonomía y altura de vuelo de algunos UAVs. Adaptado de (Keidel, 2000)...	4
Figura 1-2: Diseño conceptual de un UAV con una configuración de alas unidas.....	5
Figura 1-3: NASA/AeroVironment® Helios (Thomas, 2003b).....	7
Figura 1-4: Boeing® Condor (Caganer, 2013; Goebel, 2009).....	8
Figura 1-5: Northrop Grumman® Global Hawk (Landis, 2007).....	8
Figura 1-6: X-HALE de la Universidad de Michigan (Cesnik et al., 2012).....	10

Capítulo 2

Figura 2-1: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados.....	24
Figura 2-2: La ley de Biot-Savart.....	27
Figura 2-3: Malla de paneles de una geometría simple: placa rectangular.....	30
Figura 2-4: Malla de paneles generada para una configuración de UAV con alas unidas....	30
Figura 2-5: Interpretación geométrica de los coeficientes A_{ij}	31
Figura 2-6: Esquema de la evolución de las estelas: a) $t = 0$, b) $t = \Delta t$ y c) $t = 2\Delta t$	34
Figura 2-7: Ejemplos de estelas generadas para a) una geometría simple y b) una configuración de UAV de alas unidas.....	35
Figura 2-8: Gráfico del cambio de la velocidad asociada a un segmento vorticoso a medida que se incrementa la distancia al mismo	37

Capítulo 3

Figura 3-1: Ejemplo de malla estructural: a) vista frontal, b) vista lateral derecha, c) vista en planta y d) vista en conjunto a la representación geométrica de las alas derechas.....	39
Figura 3-2: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados.....	40
Figura 3-3: Modos de vibrar de la estructura de alas de un JW-UAV. a) Primer modo de vibrar, b) segundo modo de vibrar, c) tercer modo de vibrar y d) cuarto modo de vibrar....	46
Figura 3-4: Configuración JW-UAV con unión de alas al 20% de la semienvargadura del ala delantera. a) Estructura de elementos finitos, b) primer modo de vibrar, c) segundo modo de vibrar y d) tercer modo de vibrar.....	46

Capítulo 4

Figura 4-1: Mallas estructural y aerodinámica. Detalle de grados de libertad aerodinámicos y estructurales.....	48
Figura 4-2: Conexión con un punto interior.....	50
Figura 4-3: Conexión con un punto exterior.....	53

Capítulo 5

Figura 5-1: Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas.....	66
Figura 5-2: Datos de dos perfiles alares. a) NACA0021 y b) FX 60-126/1.....	67
Figura 5-3: Parámetros que definen la geometría de un UAV de alas unidas.....	68
Figura 5-4: Parámetros; detalle de las zonas de: a) la nariz y b) la parte trasera del fuselaje.....	68
Figura 5-5: Representación gráfica de parámetros usados para configurar el mallado.....	69
Figura 5-6: Ubicación del sistema de coordenadas utilizado.....	70
Figura 5-7: Ejemplo del tratamiento del Perfil FX 60-126/1.....	71
Figura 5-8: Curvas de referencia que delimitan la geometría del ala trasera.....	72
Figura 5-9: Curvas de referencia que delimitan la geometría del ala delantera externa.....	73
Figura 5-10: Curvas de referencia para delimitar la geometría del ala delantera interna.....	73
Figura 5-11: Detalle de la zona de intersección del ala delantera con el fuselaje.....	74
Figura 5-12: Vectores utilizados en la búsqueda de la intersección recta-cilindro.....	74
Figura 5-13: Curvas de referencia que delimitan la geometría del ala delantera interna.....	75
Figura 5-14: Curva base para crear las curvas de referencia utilizadas para delimitar el fuselaje.....	75
Figura 5-15: Curvas de referencia que sirven para delimitar el morro.....	76
Figura 5-16: Curvas de referencia que sirven para delimitar la parte posterior del fuselaje...	76
Figura 5-17: Curvas de referencia que sirven para delimitar el cuerpo central del fuselaje...	77
Figura 5- 18: Distribución de los nudos en la curva de referencia final de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje.....	78
Figura 5-19: Curvas de referencia que sirven para delimitar el empenaje vertical.....	78
Figura 5-20: Primer etapa en la creación de nudos del ala delantera externa.....	79
Figura 5-21: Nudos del ala delantera externa ya generados.....	80
Figura 5-22: Ordenamiento de la numeración de nudos del fuselaje.....	81
Figura 5-23: Ordenamiento de la numeración de nudos del ala delantera.....	82
Figura 5-24: Ordenamiento de la numeración de nudos del empenaje vertical.....	82
Figura 5-25: Ordenamiento de la numeración de paneles del ala delantera.....	83
Figura 5-26: Numeración de paneles y nudos en la zona de la raíz del ala delantera.....	84
Figura 5-27: Vectores utilizados para definir el vector normal de un panel de la malla.....	85
Figura 5-28: Vectores segmento de vorticidad de un panel de la malla.....	85
Figura 5-29: Zonas de emisión de estelas.....	86
Figura 5-30: a) Configuración JW-1 (Smith y Stonum, 1989) y b) detalle de su tipo de unión de alas.....	87
Figura 5-31: Representación de la posición de la puntera del ala trasera.....	88

Figura 5-32: Parámetros de posicionamiento del centro de corte.....	90
Figura 5-33: Unión de pares de puntos de centro de corte. Versores de cada componente.....	91
Figura 5-34: Nudo de intersección entre la superficie del fuselaje y la recta de acción de \hat{t}_1	91
Figura 5-35: Malla de ejemplo con numeración de nudos y elementos.....	93
Capítulo 6	
Figura 6-1: Detalles del mallado del fuselaje de un UAV de alas unidas.....	95
Figura 6-2: Detalles del mallado en la zona posterior de un UAV de alas unidas.....	96
Figura 6-3: Detalles del mallado en la zona de la unión de las alas.....	96
Figura 6-4: Detalles del mallado de la zona donde se une el ala interna con el fuselaje.....	97
Figura 6-5: Flechas positivas y negativas en alas delanteras internas y externas.....	98
Figura 6-6: Diedros positivos y negativos de las alas delanteras internas y externas.....	98
Figura 6-7: Ejemplos de distintas geometrías generadas por el mallador aerodinámico.....	99
Figura 6-8: Generación de mallas aerodinámicas presentadas en (Smith y Stonum, 1989): a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3.....	100
Figura 6-9: Detalle de la unión de alas de las configuraciones de la Figura 6-8.....	101
Figura 6-10: Mallas aerodinámica y estructural puestas juntas para una configuración presentada en (Blair y Camfield, 2002).....	102
Figura 6-11: Mallas aerodinámica y estructural puestas en conjunto para configuraciones con unión de alas posicionadas en diferentes partes del ala delantera.....	103
Figura 6-12: Esquematización de los procedimientos realizados. a) verificación y b) validación.....	105
Figura 6-13: Evolución espacial de la estela de una planta rectangular: a) 50 pasos de tiempo y b) 100 pasos de tiempo.....	105
Figura 6-14: Circulación Γ a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento. a) Paso de tiempo 0, b) evolución temporal (algunos pasos de tiempo).....	106
Figura 6-15: Distribución del salto del coeficiente de presión ΔC_p a lo largo de la cuerda en el centro del ala.....	107
Figura 6-16: Variación del coeficiente de sustentación C_L en función del ángulo de ataque α para un perfil NACA 0009.....	108
Figura 6-17: Valores de Γ de segmentos emisores de vorticidad del ala delantera, para los pasos de simulación: a) 1, b) 5, c) 10 y d) 25.....	109
Figura 6-18: representación esquemática de la evolución de los valores de la circulación Γ en el borde de fuga del ala delantera de la configuración JW-1.....	109
Figura 6-19: Evolución temporal de Γ para algunos segmentos vorticosos del borde de fuga del ala delantera.....	110
Figura 6-20: C_L vs. paso de tiempo computacional para la configuración JW-1.....	110

Figura 6-21: Variación de C_L en función del parámetro <i>cutoff</i>	112
Figura 6-22: Comparación de resultados numéricos y experimentales del coeficiente de sustentación C_L	115
Figura 6-23: Delimitación de zonas de la estela desprendida desde el UAV.....	117
Figura 6-24: Evolución de las estelas para 100, 200 y 300 pasos de tiempo.....	118
Figura 6-25: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona central.....	119
Figura 6-26: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas desde alas delanteras internas y alas traseras.....	120
Figura 6-27: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas de alas delanteras internas y alas traseras.....	121
Figura 6-28: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona de la unión de alas y en la punta de ala.....	121
Figura 6-29: Diferentes configuraciones de JW HALE UAV.....	122
Figura 6-30: Detalles de la distribución del ΔC_p sobre las superficies sustentadoras.....	123
Figura 6-31: Detalles de la distribución del ΔC_p en la zona de la unión de alas.....	123
Figura 6-32: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulo de ataque.....	124
Figura 6-33: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulos de ataque y para distintas configuraciones de JW HALE UAVs.....	125
Figura 6-34: Modelo geométrico-computacional del puente colgante. Mallas aerodinámica y estructural.....	127
Figura 6-35: a) Primer modo de vibrar y b) segundo modo de vibrar de la estructura empleada en el modelado del puente colgante.....	128
Figura 6-36: Ejemplos de respuestas temporales de q_1 y q_2 calculadas con la herramienta numérica.....	129
Figura 6-37: Error aproximado porcentual promedio para diferentes casos de truncado de estela.....	130
Figura 6-38: Ejemplos de mallas aerodinámicas empleadas en la calibración de la herramienta computacional.....	131
Figura 6-39: Calibración de la herramienta computacional, variación del alargamiento.....	132
Figura 6-40: Respuesta aeroelástica para una velocidad subcrítica, $V_\infty = 120$ ft/s. a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.....	134
Figura 6-41: Respuesta aeroelástica para una velocidad próxima a la de <i>flutter</i> , $V_\infty = 168$ ft/s. a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.....	136

Figura 6-42: Respuesta aeroelástica para una velocidad supercrítica, $V_\infty=175$ ft/s. a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.....	137
Figura 6-43: Configuración de alas unidas con unión de alas en el 20% de la semiemvergadura.....	138
Figura 6-44: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty=120$ m/s.....	141
Figura 6-45: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty=120$ m/s.....	142
Figura 6-46: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=120$ m/s.....	143
Figura 6-47: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty=120$ m/s.....	144
Figura 6-48: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty=120$ m/s.....	145
Figura 6-49: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty=156$ m/s.....	147
Figura 6-50: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty=156$ m/s.....	148
Figura 6-51: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=156$ m/s.....	149
Figura 6-52: Detalle de respuestas en el espacio de estados de q_1 y q_2 , $V_\infty=156$ m/s.....	149
Figura 6-53: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty=156$ m/s.....	150
Figura 6-54: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty=156$ m/s.....	151
Figura 6-55: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty=160$ m/s.....	152
Figura 6-56: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty=160$ m/s.....	153
Figura 6-57: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=160$ m/s.....	154
Figura 6-58: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty=160$ m/s.....	155
Figura 6-59: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty=160$ m/s.....	156
Anexo A	
Figura A-1: Esquema de la organización de la herramienta computacional.....	163
Figura A-2: Malla de la mitad de una configuración JW HALE UAV.....	166
Figura A-3: Esquema del cálculo del coeficiente A_{ij} considerando la técnica de reflexión...	168
Figura A-4: Variación de la evolución temporal del C_L para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas.....	169

Figura A-5: Evoluciones del error porcentual cometido en el cálculo de C_L para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas.....	170
Figura A-6: Esquema que ilustra la estrategia, para los pasos: a) $t = 0$, b) $t = \Delta t$ y c) $t = 2\Delta t$	173
Figura A-7: Influencia de la cantidad de pasos de simulación sobre la distribución de tiempos, simulaciones utilizando una configuración de JW UAV: a) simulaciones hasta 200 pasos y b) detalle de simulaciones hasta 20 pasos.....	177
Figura A-8: <i>Speedup</i> de la versión paralelizada del código: a) variando el número de <i>threads</i> para un número de pasos fijo y b) variando la cantidad de pasos de simulación para un número de <i>threads</i> fijo.....	179
Figura A-9: Eficiencia de la versión paralelizada del código: a) variando el número de <i>threads</i> para un número de pasos fijo y b) variando la cantidad de pasos de simulación para un número fijo de <i>threads</i>	180
Figura A-10: Valores experimentales de a) <i>speed up</i> y b) eficiencia del código aeroelástico.....	182
Anexo B	
Figura B-1: Diseño conceptual del avión JWRA (Smith y Stonum, 1989).....	184
Figura B-2: Avión de alas unidas denominado JWRA a) configuración JW-2 y b) configuración JW-3 (Smith y Stonum, 1989).....	184
Figura B-3: Curvas experimentales del coeficiente de sustentación C_L en función del ángulo de ataque α para las configuraciones a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3 (Smith y Stonum, 1989).....	185
Figura B-4: Datos geométricos de perfiles alares a) JWR, b) JWJ, c) JWT, d) JTR y e) JTT (Smith y Stonum, 1989).....	187

Índice de tablas

Capítulo 1

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

Capítulo 5

Tabla 5-1: Parámetros de entrada para el Preprocesador.....	67
---	----

Tabla 5-2: Parámetros para configurar el mallado.....	68
---	----

Capítulo 6

Tabla 6-1: Resumen de cambios de C_L y Γ según evoluciona el tiempo y costo computacional de las simulaciones.....	111
---	-----

Tabla 6-2: Cantidad de pasos usados en las ejecuciones del análisis de sensibilidad.....	113
--	-----

Tabla 6-3: Valores de C_L , cambio de C_L y costo computacional.....	114
--	-----

Tabla 6-4: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-1.....	116
--	-----

Tabla 6-5: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-2.....	116
--	-----

Tabla 6-6: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-3.....	116
--	-----

Tabla 6-7: Velocidad de <i>flutter</i> calculada para distintos tamaños de malla.....	131
---	-----

Tabla 6-8: Velocidad de <i>flutter</i> calculada para alas con distinto alargamiento.....	133
---	-----

Tabla 6-9: Propiedades del material de las alas.....	138
--	-----

Tabla 6-10: Propiedades de la sección estructural de las alas.....	138
--	-----

Tabla 6-11: Frecuencias de los primeros 10 modos de la configuración JW20.....	139
--	-----

Tabla 6-12: Frecuencias preponderantes observadas en las respuestas en el dominio de la frecuencia.....	140
---	-----

Anexo A

Tabla A-1: Algoritmo del modelo aerodinámico.....	165
---	-----

Tabla A-2: Ejecución del programa secuencial. Características de las mallas y cantidad de pasos de tiempo.....	175
--	-----

Tabla A-3: Ejecución del programa secuencial. Resultados de mediciones de tiempos totales y parciales.....	175
--	-----

Tabla A-4: Tiempo insumido con el programa usando una geometría simple y distintas cantidades de pasos de tiempo.....	176
---	-----

Tabla A-5: Tiempo insumido con el programa secuencial y paralelo usando distintas cantidades de hilos de ejecución.....	178
---	-----

Tabla A-6: Tiempos de ejecución insumido con el código aeroelástico usando distintas cantidades de hilos de ejecución. Porcentaje de reducción en el tiempo de ejecuciones.....	181
---	-----

Página en blanco dejada intencionalmente

Capítulo 1

Introducción, antecedentes y objetivos

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* (UAV), *Remotely Operated Aircraft* (ROA), *Remotely Piloted Vehicle* (RPV), o *Autonomously Piloted Vehicle* (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 sustentarse 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 (Newcome, 2004; Cox *et al*, 2004).

El concepto de aviación no tripulada es atribuido a Nikola Tesla (año 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 vehículo no tripulado. Sperry asistido por su hijo Lawrence y Peter Cooper Hewitt, pudieron construir, en el año 1918, la primera aeronave capaz de estabilizarse y navegarse a sí misma sin un piloto a bordo (Newcome, 2004).

En sus comienzos, la evolución de los UAVs estuvo marcada por aplicaciones militares y el desarrollo de este tipo de vehículos se vio impulsado durante los 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 *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 la aviación no tripulada pueden consultarse en (Newcome, 2004; Cox *et al*, 2004).

Aunque la evolución de UAVs estuvo ligada principalmente a aplicaciones de tipo militar, desde los primeros años del presente siglo el interés se ha extendido a numerosas aplicaciones no militares. Los proyectos europeos UAVNET, CAPECON, USICO, HELIPLAT, 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 en torno de UAVs que tienen como fin aplicaciones comerciales, civiles o científicas. En la Tabla 1-1 se presenta una clasificación de distintas misiones del tipo no militar que pueden ser realizadas por UAVs (Cox *et al*, 2004; Newcome, 2004; Okrent, 2004; Romeo *et al.*, 2005; Joulia y Le Tallec, 2005; <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/index.html>). Cabe mencionar que existen otras aplicaciones orientadas a la industria del entretenimiento, pero aquí no se detallan por exceder el alcance de este trabajo de tesis, algunas aplicaciones innovadoras en este área pueden consultarse en (Mirk y Hlavacs, 2014; Miyoshi, 2014).

Tabla 1-1: 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 (<i>e.g.</i> 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.

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

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 (<i>GPS/Galileo Augmentation System</i> – concepto de pseudo-satélite).• Conducción autónoma de vehículos terrestres.• Aplicaciones en agricultura (agricultura de precisión) e industria pesquera.• Transporte de cargas.
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 (Nickol *et al*, 2007; Lucia, 2005).

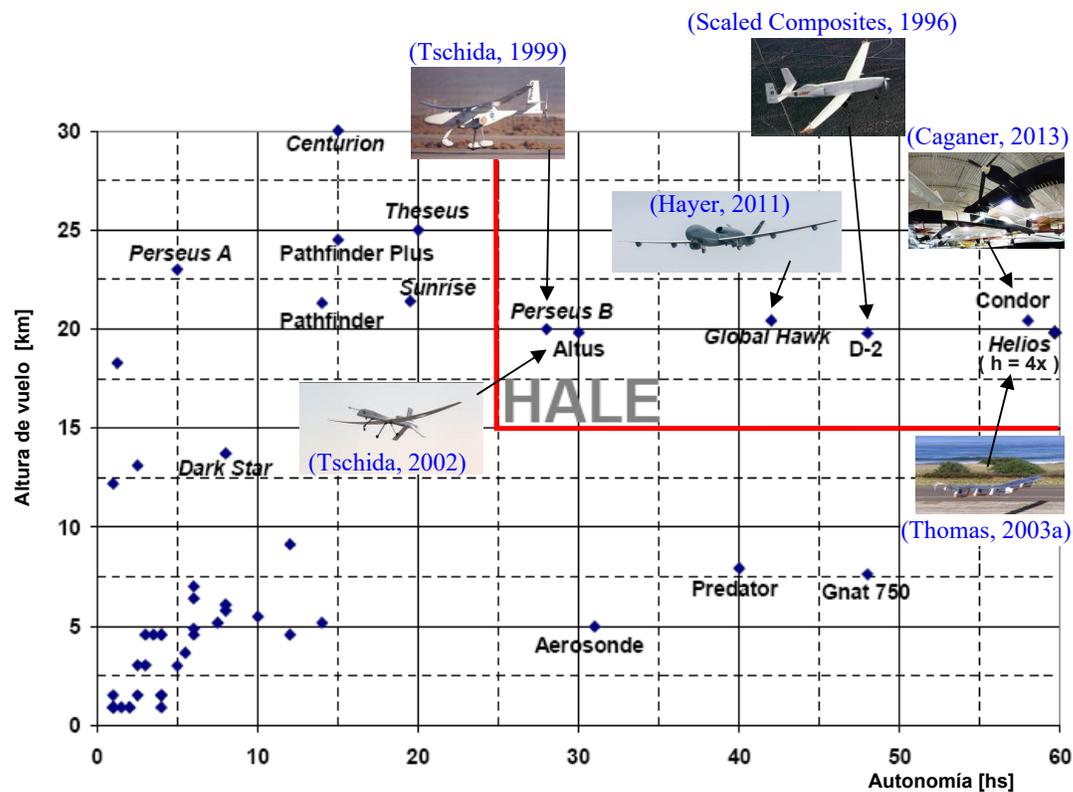


Figura 1-1: Autonomía y altura de vuelo de algunos UAVs. Adaptado de (Keidel, 2000).

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 (Wolkovich, 1986). Un diseño conceptual de JW HALE UAV, denominado “*sensorcraft*” (Johnson, 2001), se presenta en la Figura 1-2.

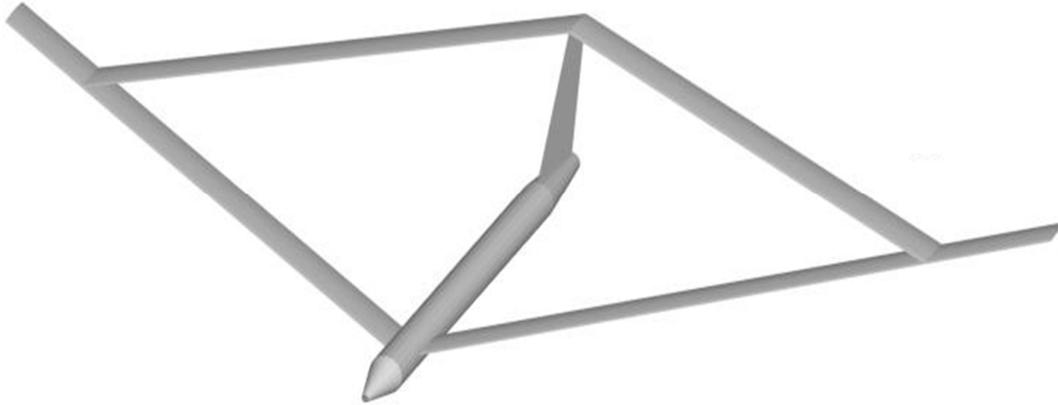


Figura 1-2: Diseño conceptual de un UAV con una configuración de alas unidas.

Las no linealidades aerodinámicas y estructurales juegan un rol importante en la respuesta aeroelástica de esos tipos de UAVs (Lucia, 2005). 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 (1998).

Como un primer paso hacia el desarrollo de un modelo aeroservoelástico, en este trabajo se presenta el desarrollo de un modelo aeroelástico que está compuesto, a su vez, por un modelo aerodinámico, un modelo estructural y un tercer modelo que acopla a los dos anteriores. El modelo aerodinámico está basado en la versión no lineal e inestacionaria del método de red de vórtices (NUVLM). El modelo estructural representa a las alas del UAV mediante elementos finitos unidimensionales de vigas que satisfacen las hipótesis de Euler-Bernoulli. El modelo de acoplamiento trata al flujo de aire y la estructura como elementos de un único sistema dinámico cuyas ecuaciones gobernantes se integran numéricamente en el dominio del tiempo de manera simultánea e interactiva. El modelo aeroelástico está implementado en una herramienta computacional que permite simular el comportamiento aeroelástico de JW HALE UAVs.

Para que la herramienta computacional sea útil 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 los trabajos de Gloude-mans *et al.* (1996) y de Rodríguez y Sturdza (2006). Las

herramientas de geometría paramétrica describen la geometría usando términos familiares para los diseñadores. Ello facilita la tarea al reducir la cantidad de datos geométricos del problema y mejora el significado descriptivo. Ese enfoque es muy potente, resulta más rápido e intuitivo que otros enfoques basados en el diseño asistido (CAD) y resulta la mejor elección en entornos de “diseño, análisis y optimización multidisciplinarios” (MDAO) (Gloudemans y McDonald, 2010; Denney *et al.*, 2012; Gloudemans y McDonald, 2015).

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 un programa de dinámica de fluidos computacional (CFD) o de 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. Antecedentes

La revisión de antecedentes abarca las siguientes temáticas: UAVs del tipo HALE en general, la configuración de alas unidas y enfoques para estudiar el comportamiento aeroelástico de aviones.

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 1996¹, el Altair/Predator B², que comenzó a operar en 1999, el Helios³ 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’s⁴, el Perseus A (1993–1994)⁵ y el Perseus B (1994–1999)⁶ y el Proteus (1998– 2003)⁷, son algunos ejemplos de diseños creados en general para probar distintas tecnologías aplicables a HALE UAVs y realizar distintas misiones científicas y/o comerciales.

¹ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/d2.html>

² <http://www.nasa.gov/centers/dryden/research/Altair/index.html>

³ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/index.html>

⁴ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/pathfinder.html>

⁵ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseusa.html>

⁶ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/perseusb.htm>

⁷ <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Erast/proteus.html>

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 (Noll *et al.*, 2004). 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 (Thomas, 2003b).

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® Condor⁸ 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 (Johnstone y Arntz, 1990; Nixon, 2001). Por otro lado, el Northrop Grumman® Global Hawk es un HALE UAV que actualmente está en servicio. Este vehículo es capaz de realizar misiones militares⁹ de inteligencia, vigilancia y reconocimiento (ISR-Intelligence, Surveillance and Reconnaissance) y misiones científicas¹⁰ a 60.000 pies (Bauer, 2007; Naftel, 2007; Naftel, 2011).

⁸ <http://www.boeing.com/history/products/condor-unmanned-aerial-vehicle.page>

⁹ <http://www.af.mil/AboutUs/FactSheets/Display/tabid/224/Article/104516/rq-4-global-hawk.aspx>

¹⁰ <http://www.nasa.gov/centers/armstrong/aircraft/GlobalHawk/index.html>

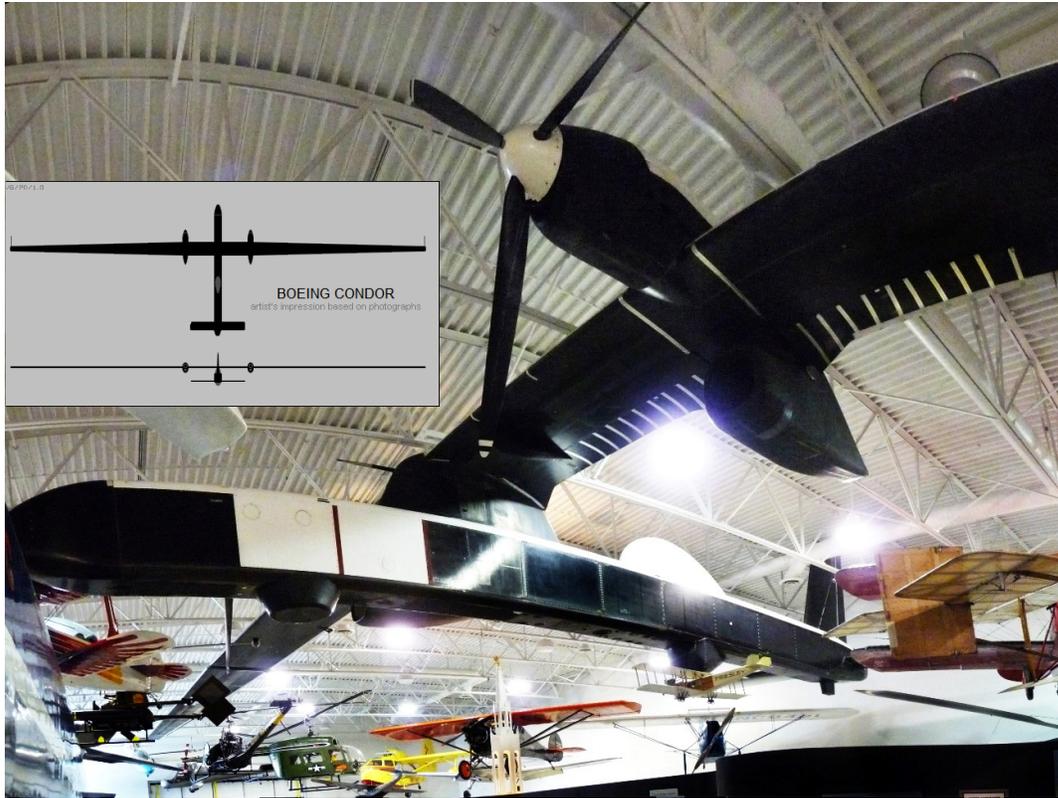


Figura 1-4: Boeing® Condor (Caganer, 2013; Goebel, 2009).



Figura 1-5: Northrop Grumman® Global Hawk (Landis, 2007).

Hall *et al.* (1983) 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.* (1984), 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 y Ailigner (1992) evaluaron 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 (2003). Factores tales como época del año, ubicación geográfica, velocidad del viento y carga se tuvieron en cuenta en la evaluación para tamaños dados del vehículo; esos aspectos se consideraron claves para el diseño y operación de la propulsión y del sistema de potencia. Romeo *et al.* (2004) presentaron 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.* (2005) 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. En un trabajo de Nickol *et al.* (2007) que tiene por objetivo desarrollar una variedad de diseños conceptuales de HALE UAVs para dos misiones en particular, 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.

La Universidad de Michigan ha diseñado y construido un UAV denominado X-HALE (Figura 1-6), el cual es aeroelásticamente representativo de un avión altamente flexible. El objetivo buscado es disponer de un banco de pruebas para recolectar datos de la respuesta aeroelástica geoméricamente no lineal acoplada con la dinámica del vuelo para ser usados en validaciones de códigos. (Cesnik *et al.*, 2010; Cesnik y Su, 2011; Cesnik *et al.*, 2012).

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

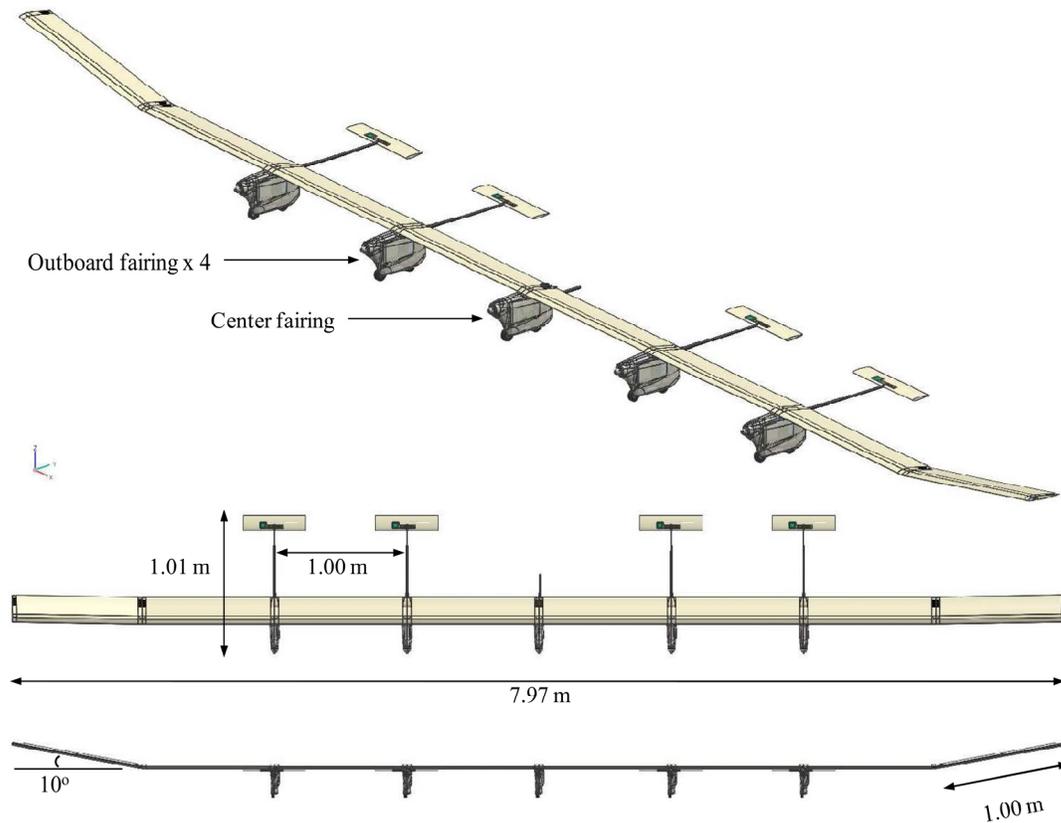


Figura 1-6: X-HALE de la Universidad de Michigan (Cesnik et al., 2012).

Los avances recientes en sensores aéreos y paquetes de comunicación han dado la oportunidad de colocar aeronaves en altitudes de vuelo elevadas durante largos períodos de tiempo. Este logro ha permitido aspirar a desarrollar vehículos capaces de llevar a cabo misiones de ISR, nodos de redes de comunicación e investigaciones atmosféricas en general y a plantear ambiciosos proyectos como: *i*) el programa VULTURE de DARPA (*Defense Advance Research Projects Agency*)^{11 12}, cancelado en 2012, *ii*) el Aquila de Facebook¹³, *iii*) el Zephyr de Airbus¹⁴ o *iv*) el Titan Solara-50 propiedad de Google Inc. (Warwick, 2015).

1.2.2. La configuración de alas unidas

El concepto de alas unidas es generalmente atribuido a Julian Wolkovitch y data de los años '70 (Wolkovitch, 1976), aunque, en el trabajo de Mamla y Galinski (2009) se cita que: *i*) en 1924, Prandtl consideró por primera vez el concepto y *ii*) en la década

¹¹ <http://www.darpa.mil/program/vulture>

¹² <http://boeing.mediaroom.com/2010-09-16-Boeing-Wins-DARPA-Vulture-II-Program>

¹³ <https://www.facebook.com/notes/mark-zuckerberg/the-technology-behind-aquila/10153916136506634/>

¹⁴ <https://airbusdefenceandspace.com/our-portfolio/military-aircraft/uav/zephyr/>

de los '40, el Instituto de Aviación de Moscú realizó el primer intento de construcción de un avión de alas unidas rediseñando un biplano denominado Polikarpov Po-2.

Patentes

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 \(1976\)](#) define en una patente la idea de una disposición triangular de las alas, mencionando como ventaja de esto, la reducción de peso sin perder resistencia estructural. [Ratony \(1977\)](#) también propone la aplicación de una configuración tipo triangular en un avión. En una nueva patente, [Wolkovitch \(1982\)](#) 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 \(1999\)](#) propone una configuración de alas unidas coplanares, a fines de obtener beneficios aerodinámicos y estructurales. Un gran avión de transporte con alas unidas, con capacidad para más de 400 pasajeros, fue patentado por [Frediani \(1999\)](#). [Fanucci \(2006\)](#) patentó un sistema de alas extensibles que en su posición final posee una configuración de alas unidas y [Yurkovich \(2007\)](#) patentó un vehículo aerodinámico con alas de configuración variable (*morphing wings*) que permite mutar desde una configuración de ala única a otra de alas unidas coplanares.

Artículos publicados en el siglo pasado

[Samuels \(1981\)](#), 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.

[Wolkovich \(1986\)](#) 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.

Selber y Cronin (1986) 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.

Miura *et al.* (1988) 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.

Smith *et al.* (1987) 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.

Lin *et al.* (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.

Trabajos realizados sobre métodos y estudios de optimización estructural mostraron las ventajas fundamentales que presenta la configuración de alas unidas (Kroo *et al.*, 1991; Gallman *et al.*, 1993; Gallman *et al.*, 1996).

Wai *et al.* (1994) utilizando técnicas de 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 (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 de un ala simple.

Trabajos desarrollados en la primera década del siglo XXI

Livne (2001) publicó una revisión de literatura sobre el comportamiento aeroelástico de la configuración de alas unidas. Analizó los logros obtenidos en trabajos anteriores, revisó la posible relevancia de algunos problemas aeroelásticos no lineales conocidos y listó varios tópicos para futuros temas de investigación, destacando: variaciones paramétricas, optimización aeroelástica, desarrollo de modelos escalados y modelado matemático para la investigación básica y el diseño conceptual. Planteó la necesidad de desarrollar estudios multidisciplinarios integrados para avanzar en las investigaciones.

Desde el comienzo del presente siglo, la Fuerza Aérea de Estados Unidos comenzó a trabajar en una plataforma de nueva generación para desarrollar misiones de ISR, denominada *Sensorcraft* (Johnson, 2001). Desde su concepción original, los HALE UAVs pensados para esta plataforma presentaron requerimientos de grandes envergaduras y estructuras altamente flexibles. Tres formas básicas de configuración han sido históricamente consideradas para el desarrollo de *sensorcrafts*: de ala volante o *blended-wing-body*, convencional de ala única o *wing-body-tail* y de alas unidas (Lucia, 2005); siendo este último tipo de configuración, inspiración para numerosos trabajos de investigación.

En el trabajo de Tyler *et al.* (2002), 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.

Weishaar y Lee (2002) ilustraron una metodología para integrar métodos formales de optimización dentro de un diseño aeroestructural de un vehículo de alas unidas. Las características aeroelásticas de las alas unidas fueron examinadas usando el método de Rayleigh-Ritz y, la estabilidad aeroelástica y la optimización del peso, usando ASTROS (*Automated STRuctural Optimization System*). Los resultados de este trabajo mostraron que la posibilidad de obtener un vehículo libre-de-*flutter* depende de la posición del centro de gravedad.

Distintos diseños conceptuales de *sensorcraft* de alas unidas se muestran en un trabajo de Nangia (2003), donde además se presenta un estudio de optimización sobre un

modelo que incluye sólo las alas. En ese trabajo se exploran casos en que varía el ángulo de flecha de los extremos de las alas delanteras, se utilizan perfiles alares con y sin simetría y se emplean técnicas de CFD para obtener características del comportamiento aerodinámico de las configuraciones analizadas.

[Sivanji et al. \(2003\)](#) 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.

[Schwartz et al. \(2003\)](#) describieron un proceso de diseño para generar configuraciones analíticas y estimaciones de peso. También, estudiaron cómo influye la ubicación de superficies de control.

[Rasmussen et al. \(2004a; 2004b\)](#) 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. \(2005\)](#) presentan modelados y optimizaciones estructurales que incluyen solamente las alas. 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. \(2005\)](#) 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 \(2005\)](#) introducen un enfoque para un modelado efectivo del comportamiento aeroelástico no lineal de un avión completamente flexible. 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. \(2006\)](#) realizaron una optimización estructural de modelos que incluyen sólo las alas, esos modelos consideran detalles constructivos de las alas.

[Kimler y Canfield \(2006\)](#) presentaron un trabajo de diseño estructural donde investigaron aspectos referidos al control de vuelo enfocándose en el diseño del ala frontal

y analizaron dos tipos de uniones de alas. También realizaron un análisis de velocidad de *flutter* utilizando un código comercial que implementa el método de red de vórtices.

Demasi y Livne desarrollaron, hacia finales de la primera década de presente siglo, una serie de estudios detallados sobre la aeroelasticidad de configuraciones de alas unidas (Demasi y Livne 2005; 2007; 2008; 2009). Emplearon los software comerciales PANAIR, ZAERO y NASTRAN. En los primeros trabajos (Demasi y Livne 2005; 2007) usaron un método de perturbación de cargas para construir las rigideces geométricas no lineales. Desarrollaron un procedimiento para acoplar códigos de aerodinámica inestacionaria lineal de orden reducido (*doublet lattice* y otros métodos de paneles) con modelos estructurales de elementos finitos geoméricamente no lineales y de orden completo. En (Demasi y Livne 2008) se extendió el trabajo previo y se empleó un modelo de orden completo para la aerodinámica inestacionaria. En (Demasi y Livne 2009) se presentan dos formulaciones en el dominio del tiempo que integran modelos aerodinámicos inestacionarios que usan un enfoque modal con modelos de elementos finitos de orden completo para estructuras que presentan no linealidades geométricas.

Di Palma *et al.* (2009) presentaron el desarrollo de una metodología integrada capaz de facilitar el diseño aeroelástico de un UAV (el “D-2 Demonstrator”) que tiene una configuración de alas unidas y una estructura altamente flexible.

Trabajos recientes

En (Paletta *et al.*,2010) se presenta un método para alivianar cargas estructurales durante una maniobra simétrica balanceada en un vehículo de alas unidas denominado HPAD. Este trabajo utiliza modelos lineales para la estructura y la aerodinámica.

Bhasin *et al.* (2012) acoplaron por medio de OpenFSI, el método de red de vórtices inestacionario con el *solver* de dinámica no lineal estructural del software MD Nastran para realizar estudios de la respuesta aeroelástica de una configuración de alas unidas en régimen subsónico. Obtienen las respuestas en el dominio del tiempo de la sustentación generada por las alas bajo varias condiciones de carga. La frontera de *flutter* es calculada considerando las respuestas, en el dominio del tiempo, estables e inestables. También presentan las respuestas en el dominio del tiempo cuando las alas

están sujetas a excitaciones externas, prediciendo el comienzo de *flutter* y el comportamiento *post flutter*.

[Cavallaro et al. \(2013\)](#) emplearon fuerzas seguidoras no conservativas en modelos estructurales y concluyen que las técnicas de optimización multidisciplinaria preliminar pueden no ser confiables si se realizan análisis lineales. Recomiendan fuertemente realizar estudios poscríticos para realizar diseños seguros de configuraciones de alas unidas.

[Cavallaro et al. \(2014\)](#) presentaron un estudio sobre el comportamiento aeroelástico dinámico de alas unidas estructuralmente no lineales. Investigaron tres configuraciones caracterizadas por tener la unión de alas de distintas formas y diferentes posiciones. Estudiaron la *snap-divergence* desde una perspectiva dinámica para conocer la respuesta de las configuraciones e investigaron la ocurrencia de *flutter* y el comportamiento poscrítico, observando oscilaciones de ciclo límite seguidas de una pérdida de periodicidad en la solución a medida que aumenta la velocidad. Evaluaron diferencias entre velocidades de *flutter* determinadas con análisis lineales y no lineales.

[Sotoudeh \(2015a\)](#) presenta una revisión de artículos publicados desde el año 2000 en áreas relacionadas con estudios numéricos y modelado de alas unidas y propone algunas áreas de investigación para trabajos futuros. La autora muestra el crecimiento en la cantidad de publicaciones a partir del año 2000 y las áreas revisadas refieren a modelos estructurales, aerodinámica, comportamiento aeroelástico y diseño conceptual y diseño y optimización multidisciplinarios.

[Sotoudeh \(2015b\)](#) estudia y compara el comportamiento aeroelástico de alas convencionales de gran alargamiento y de alas unidas empleando modelos geoméricamente no lineales. Concluye que la configuración de alas unidas es mucho más rígida que la convencional y que la velocidad de *flutter* es mayor y la amplitud de las oscilaciones de ciclo límite son más pequeñas para la configuración de alas unidas.

Existen numerosos trabajos que han sido desarrollados en torno de un subgrupo particular de configuraciones de alas unidas conocidas como *box-wing*. Esta configuración excede la temática del presente trabajo de tesis, no obstante, por completitud aquí se cita para referencia del lector el trabajo ([Bombardieri et al., 2016](#)) donde se presenta una revisión de aeroelasticidad de *box-wings* y *PradtPlane*.

1.2.3. Modelos aerodinámicos y aeroelásticos

Los modelos usados para determinar las cargas aerodinámicas que actúan sobre un cuerpo que está 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 \(1998\)](#).

El modelo aerodinámico 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 \(1966\)](#) quién desarrolló un método inestacionario que modela la superficie sustentadora con un sistema de vórtices de herradura. Ese método no determinaba la geometría de la estela y estaba limitado a pequeños ángulos de ataque. [Ermolenko \(1966\)](#) 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 \(1968\)](#) desarrolló un método no-lineal para flujo estacionario y alas con configuraciones arbitrarias. Posteriormente [Belotserkovskii y Nisht \(1974\)](#) presentaron un método no-lineal para flujo inestacionario que determina la forma de las estelas emanadas desde las punteras y el borde de fuga. Ese método no considera la separación del borde de ataque.

[Mook y Maddox \(1974\)](#) incluyeron los efectos de separación en el borde de ataque. [Kandil \(1974\)](#) y más tarde [Kandil et al. \(1976a\)](#) 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.* \(1981\)](#) se presenta un método general para flujos tridimensionales, no viscosos, incompresibles e inestacionarios. El método puede aplicarse a cualquier configuración alar 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.

Entre los desarrollos más recientes, se destaca una nueva formulación para el método de red vórtices presentada en ([Gabor *et al.*, 2016](#)), donde se tienen en cuenta los efectos de la viscosidad. Debido al bajo costo computacional del método, resulta ser una muy buena herramienta para desarrollar diseños rápidos y precisos y procedimientos de optimización. Se validan los resultados numéricos obtenidos y se muestra una aplicación en la que se modifica el ala de un UAV para incrementar su eficiencia aerodinámica y reducir la resistencia.

Existen varios trabajos cuyo enfoque se basa en acoplar el método de red de vórtices con diferentes modelos estructurales lineales y no lineales, el lector puede consultar ([Preidikman y Mook, 2000](#); [Wang *et al.*, 2006](#); [Wang *et al.*, 2010](#); [Varello *et al.*, 2011](#); [De Souza *et al.*, 2012](#); [Simpson y Palacios, 2013](#))

[Murua *et al.* \(2012\)](#) presentaron una importante revisión de literatura acerca de la utilización del método de red de vórtices inestacionario en el análisis aeroelástico de aviones y como puede ser implementado como una alternativa a otras técnicas para diversas situaciones que refieren a dinámica de aeronaves-flexibles.

1.3. Objetivos

El objetivo principal de este trabajo es estudiar el comportamiento aeroelástico 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 aeroelástico adecuado a las características operacionales y constructivas de estos UAVs específicos. Mediante el uso de esta herramienta es posible llevar a cabo una serie de simulaciones numéricas, y el estudio de los resultados obtenidos de estas simulaciones pueden 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 fueron:

- i)* desarrollar un modelo aerodinámico especializando el NUVLM para geometrías de UAVs de alas unidas y con gran envergadura;
- ii)* desarrollar un modelo estructural de elementos finitos para modelar la estructura de la planta alar de UAVs de alas unidas;
- iii)* desarrollar un modelo aeroelástico basado en el acoplamiento fuerte de los modelos mencionados en *i)* y *ii)*;
- iv)* implementar, mediante el desarrollo de un único procesador o código computacional, los modelos *i)* a *iii)*;
- v)* desarrollar un preprocesador que permita generar, de manera simple, rápida y libre de errores, la geometría de distintas configuraciones de UAVs de alas unidas;
- vi)* desarrollar un código computacional que procese automáticamente la geometría generada (item *v)*) y genere la malla o red de vórtices utilizada para discretizar las sabanas vorticosas adheridas a la superficie externa del UAV;
- vii)* en el código mencionado en *vi)*, agregar la capacidad de generar automáticamente la malla de elementos finitos que represente la estructura de la planta alar del UAV;
- viii)* desarrollar un posprocesador que permita visualizar la evolución espacio-temporal del flujo de aire alrededor del vehículo;
- ix)* calcular la distribución espacio-temporal de las cargas aerodinámicas sobre la planta alar del UAV;
- x)* desarrollar un posprocesador que permita visualizar los resultados de la simulación aeroelástica y que permita detectar la presencia de inestabilidades aeroelásticas dinámicas denominada *flutter*, y
- xi)* realizar pruebas de verificación y validación utilizando diferentes datos recolectados en la literatura disponible.

1.4. Contribuciones originales

La herramienta computacional desarrollada permite realizar simulaciones del comportamiento aeroelástico 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 un acoplamiento entre modelos basados en el NUVLM y el método de los elementos finitos, *iii*) simular el comportamiento aeroelástico 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. También posibilitan desarrollar estudios para detectar la presencia de inestabilidades del tipo aeroelásticas.

Se adaptó el NUVLM, la técnica de acoplamiento y el modelo aeroelástico a configuraciones de dos superficies sustentadoras que convergen e intersecan geoméricamente (configuraciones de alas unidas).

Se documentaron algunos casos de verificación y validación que pueden servir para evaluar resultados de códigos desarrollados en el futuro. También, se desarrolló una estrategia de paralización basada en un modelo de memoria compartida que aportó mejoras significativas en el desempeño computacional y que puede servir de base para futuras implementaciones en las que se combinen modelos de programación paralela híbridos.

La mayor contribución de esta tesis es el desarrollo e implementación de un modelo aeroelástico 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. El aporte dado por este trabajo es fundamental para avanzar en la futura implementación de modelos estructurales no lineales, explorar la incorporación de técnicas de control y desarrollar estudios numéricos referidos a roturas y extracción de energía.

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 presenta el modelo estructural de las alas del UAV que se modelan usando elementos finitos unidimensionales de vigas. En ese capítulo se presentan las ecuaciones de movimiento empleadas y se describe el proceso de adimensionalización a las que se sometieron estas ecuaciones.

Los modelos aerodinámicos y estructural, descritos en los dos capítulos anteriores, son combinados para construir un modelo aeroelástico inestacionario y no lineal que permite describir el comportamiento aeroelástico del JW-HALE. En el Capítulo 4 se describe el esquema numérico de integración de las ecuaciones de movimiento y se explicita como se incorpora el modelo aerodinámico dentro del esquema. Adicionalmente, se muestra la metodología empleada para transferir desplazamientos, velocidades y fuerzas durante la combinación del modelo estructural con el aerodinámico. Finalmente, se explicita la versión final adimensional de las ecuaciones de movimiento que son utilizadas en el esquema numérico.

En el Capítulo 5 se presenta un preprocesador de configuraciones de vehículos aéreos de alas unidas que permite generar, de manera fácil y sin errores, geometrías y mallas para estos vehículos. La generación se realiza a partir de algunos datos de parámetros básicos de la geometría y de las mallas. Las mallas que se generan son de dos tipos: una está orientada a ser tratada por un modelo del NUVLM y la otra, a ser tratada por un modelo del método de los elementos finitos. Estas mallas están perfectamente adaptadas para ser empleadas por los modelos implementados computacionalmente y que se describen en los Capítulos 2, 3 y 4.

En el Capítulo 6 se presentan resultados obtenidos utilizando todas las herramientas computacionales desarrolladas. Los resultados se organizan en tres secciones. En la primera sección se presentan algunos resultados que muestran la potencia y flexibilidad del preprocesador de configuraciones, allí se muestra la generación de varias geometrías y mallas de UAVs de alas unidas.

En la segunda sección del Capítulo 6 se muestran los resultados de simulaciones referidos al comportamiento aerodinámico. Primero se presentan algunos casos estudiados para verificar y validar (V&V) la porción del código computacional que implementa el modelo aerodinámico y luego, se presentan resultados de simulaciones del comportamiento inestacionario y no-lineal para algunas configuraciones de UAVs de alas unidas, y se muestra cómo influyen algunos parámetros sobre el coeficiente de sustentación.

En la tercera y última sección del Capítulo 6 se presentan algunas aplicaciones del código computacional que demuestran su capacidad para detectar la inestabilidad aeroelástica dinámica denominada *flutter*. En primer lugar, se muestra el resultado de una verificación del código aeroelástico completo, en el cual se emplea un caso testigo de la teoría clásica de aeroelasticidad. Posteriormente, se muestra cómo detectar, mediante resultados de simulaciones numéricas, la condición de operación crítica para la cual se produce *flutter* en una configuración particular de JW HALE UAV.

En el Capítulo 7 se presentan las conclusiones y se enumeran algunos trabajos futuros que pueden derivarse de este trabajo de tesis.

Al final se incluyen tres anexos. En el Anexo A se describen las técnicas que fueron utilizadas para incrementar la velocidad de ejecución de la porción del código computacional que implementa el NUVLM. En una primera parte introductoria 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 una segunda parte se describen las técnicas propias del NUVLM que sirven para mejorar el desempeño computacional. Estas técnicas consisten en aprovechar la simetría del problema a resolver y en recortar estelas luego de algunos pasos de tiempo de simulación. A continuación, se presenta la aplicación de técnicas de computación de alto desempeño (HPC). En particular, se desarrolla una estrategia de paralelización que consiste en realizar una descomposición del dominio centrada en los datos de entrada sobre un modelo de arquitectura de memoria compartida. Por último, se presentan algunos resultados que muestran el impacto, sobre todo en el código aeroelástico, que tienen las mejoras de HPC introducidas.

En el Anexo B se presentan los datos experimentales y geométricos empleados en el proceso de validación desarrollado en la segunda sección del Capítulo 6. Adicionalmente, se presentan las consideraciones generales asumidas al crear el modelo geométrico-computacional empleado en las simulaciones aerodinámicas de validación.

En el Anexo C se listan las publicaciones del autor relacionadas con este trabajo de tesis.

La lista de referencias bibliográficas empleadas puede consultarse en las últimas páginas de esta tesis.

Capítulo 2

El modelo aerodinámico

2.1. Introducción

El modelo aerodinámico usado en este trabajo de tesis es el método de 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 en las cuales se ha probado que este método es confiable y muy buen predictor de las cargas aerodinámicas inestacionarias y no-lineales (Konstadinopoulos *et al.*, 1981; Preidikman, 1998).

En flujos sobre superficies sólidas donde el número de Reynolds es alto, se genera vorticidad en capas muy delgadas, llamadas capas límites, que están pegadas a las superficies sólidas. Parte de la vorticidad es emitida desde los bordes agudos de la aeronave (los bordes de fuga y las punteras de las alas del UAV) y luego es transportada por el fluido, generando así las estelas. Sobre las superficies sólidas generadoras de vorticidad se deben satisfacer las condiciones de borde denominadas condición de no-penetración y condición de 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.

La presencia de un sólido inmerso en el seno de un fluido genera discontinuidades en el campo de velocidades del fluido. En el NUVLM, para modelar estas discontinuidades, se emplean sábanas vorticosas. A las sábanas vorticosas pegadas a las superficies sólidas se las denomina “sábanas adheridas” (*Bound-Vortex Sheets*) y a las que representan las estelas se las denomina “sábanas libres” (*Free-Vortex Sheets*).

La distribución de vorticidad en la estela cercana al ala afecta de manera significativa el flujo alrededor del ala y consecuentemente 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 sobre el cuerpo sumergido 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 y del modelo empleado en la implementación de la herramienta computacional que se desarrolló como parte de este trabajo de tesis.

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 tiene asociado 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 \hat{i} , \hat{j} y \hat{k} , y a los versores de la base asociada al sistema B se los denota como \hat{b}_1 , \hat{b}_2 y \hat{b}_3 .

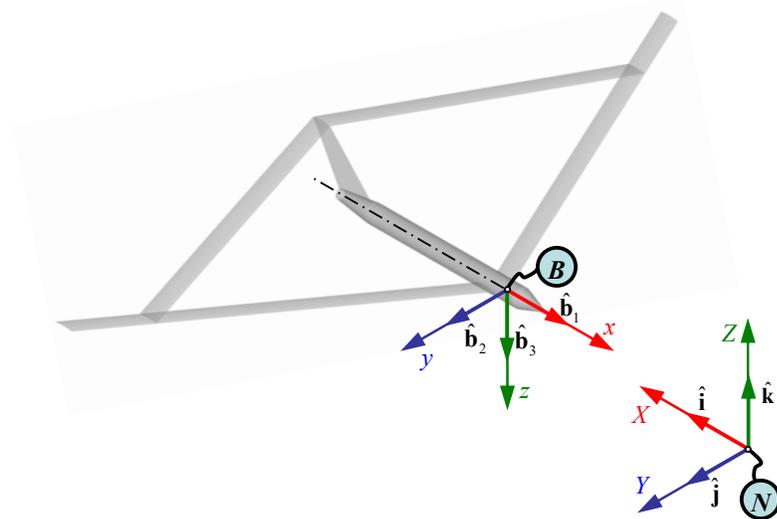


Figura 2-1: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados.

A cada una de las bases se le asocia además un sistema de coordenadas cartesiano ortogonal, ver 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 el campo de vorticidad $\boldsymbol{\omega}$, el cual se define como:

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

donde $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$ es la velocidad, \mathbf{R} es el vector posición, t es el tiempo, \times denota el producto vectorial, y ∇ es el operador diferencial de carácter vectorial que en un sistema de coordenadas cartesianas se define como:

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

La ecuación de continuidad para un flujo incompresible es,

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

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 $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$ con el campo de vorticidad $\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}, t)$. Estas ecuaciones pueden ser “invertidas” a los efectos de expresar la velocidad como función de la vorticidad (Batchelor, 1976)

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

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

Es oportuno hacer algunas observaciones: 1) 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. 2) 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 [$\boldsymbol{\omega}(\mathbf{R}_0, t) = \mathbf{0}$], no contribuyen a $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$; 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 $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$ 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”), interactúa 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 $\boldsymbol{\omega}$ (o una aproximación a $\boldsymbol{\omega}$) imponiendo las condiciones de borde.

A efectos de evaluar numéricamente la velocidad \mathbf{V} , se reemplazan las láminas vorticosas por arreglos o redes de segmentos vorticosos. La justificación para flujos tridimensionales está lejos de ser rigurosa; se afirma 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 (Konstadinopoulos *et al.*, 1981; Preidikman, 1998).

Los elementos de la red de vórtices están compuestos por segmentos rectilíneos 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 vorticosa 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 espacialmente constante, la Ecuación (2.4) se reduce a la siguiente (ver Figura 2-2):

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

donde $\Gamma(t)$ es la circulación alrededor del segmento vorticoso, \mathbf{R} es el punto del campo donde la velocidad está siendo evaluada, $\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{r}_1 - \mathbf{r}_2$ y los vectores \mathbf{r}_1 y \mathbf{r}_2 están indicados en la Figura 2-2 junto con las restantes variables. La ecuación (2.5), que gobierna el campo de velocidades $\mathbf{V}(\mathbf{R}, t)$ asociado a un segmento vorticoso recto, de longitud finita, y con circulación constante, se conoce como la versión discreta de ley de Biot-Savart.

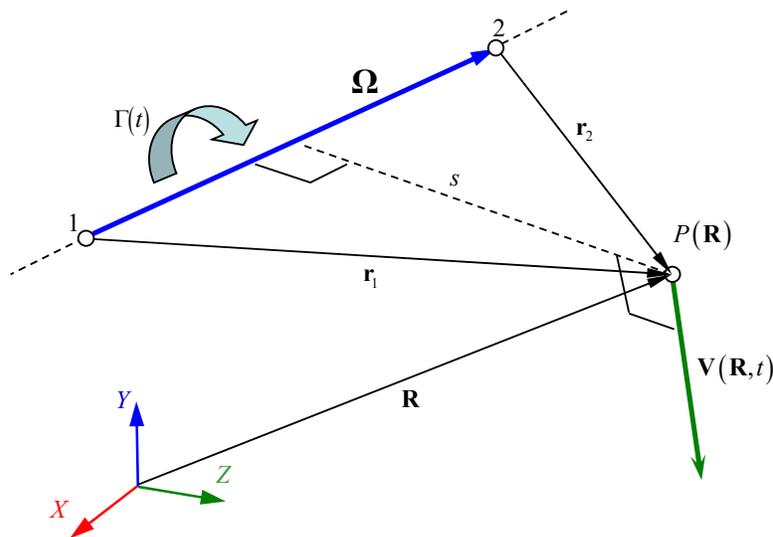


Figura 2-2: La ley de Biot-Savart.

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:

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

donde \mathbf{V}_B es la velocidad asociada a la sábana vorticiosa adherida al cuerpo del UAV y \mathbf{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. La posición y velocidad de las superficies 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,

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

donde \mathbf{V}_∞ es la velocidad de la corriente libre, \mathbf{V}_{LS} es la velocidad del cuerpo inmerso en la corriente de fluido y $\hat{\mathbf{n}}$ 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:

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

El NUVLM no tiene en cuenta directamente los efectos viscosos sino que los incorpora de manera indirecta a través de las dos sabanas vorticosas descritas anteriormente. La condición de Kutta se impone automáticamente en los bordes agudos de las superficies sustentadoras, convectando los segmentos vorticosos 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 evitar que 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 $\Delta\mathbf{R}_{nodo}$ está dado por

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

donde $\mathbf{R}_{nodo}(\tau)$ 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 (Preidikman, 1998). 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 permite satisfacer el requerimiento de que el salto de presión a lo largo del borde de fuga y de 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.

2.3. Implementación computacional

2.3.1. Discretización

En el NUVLM se discretiza 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 correspondiente 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 5 de esta tesis se describe un preprocesador especialmente desarrollado para generar mallas específicas del NUVLM para diferentes configuraciones de JW HALE UAV.

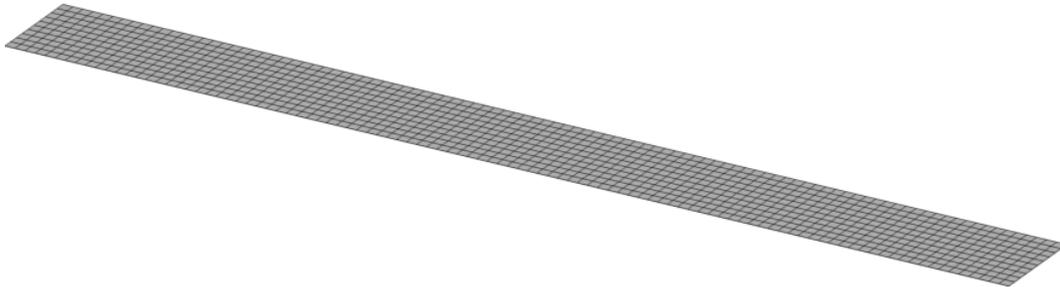


Figura 2-3: Malla de paneles de una geometría simple: placa rectangular.

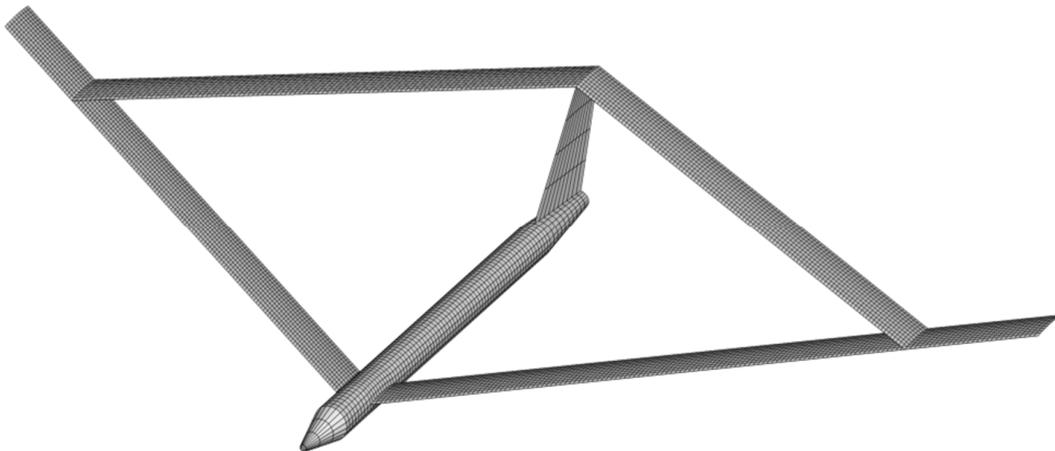


Figura 2-4: Malla de paneles generada para una configuración de UAV con alas unidas.

En cada uno de los paneles se define un punto de control que ese encuentra en el centroide del 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 está 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 vorticiosa adherida se debe satisfacer

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

donde NP es el número total de paneles utilizado en la discretización de la sábana vorticiosa adherida, $G_j(t)$ es 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 en el punto de control del panel i (panel receptor) inducida 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 de influencia aerodinámicos A_{ij} .

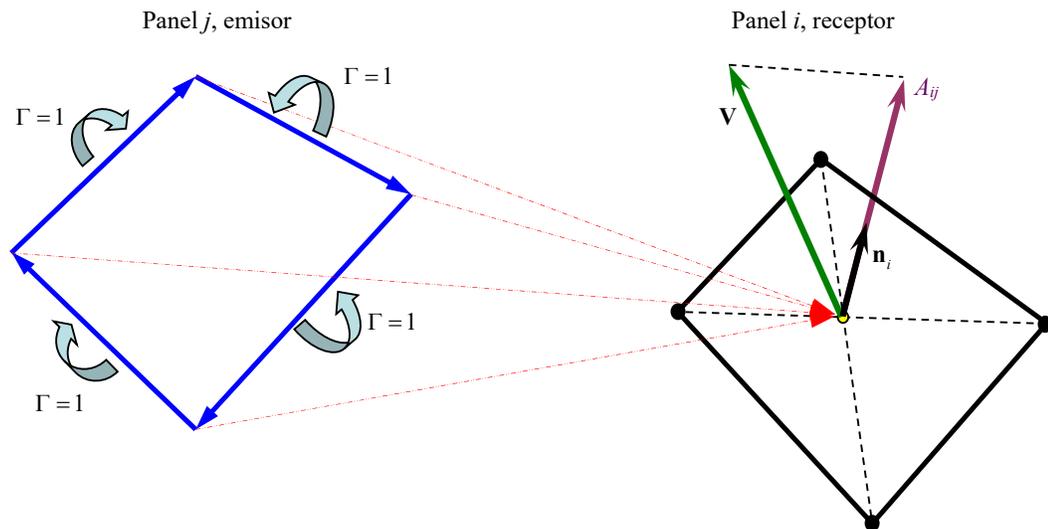


Figura 2-5: Interpretación geométrica de los coeficientes A_{ij} .

2.3.2. Cálculo de cargas aerodinámicas

A continuación, se considera el cálculo de las cargas aerodinámicas sobre la superficie sustentadora. Para obtener la fuerza en 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:

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

donde, $\Phi(\mathbf{R}, t)$ es la función potencial de velocidad, $p(\mathbf{R}, t)$ 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,

$V_c = V_\infty$ = magnitud de la 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,

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

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

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

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,

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

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

2.3.3. Generación de las estelas

En esta subsección se muestra un ejemplo de generación de las 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 agudos del ala: borde de fuga y punteras. La convección se hace calculando el desplazamiento que experimentan las partículas de fluido 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 la estela.

La Figura 2-6.a 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 agudos que emiten estela. Estas partículas son convectadas 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 2-6.b). Durante el segundo paso de tiempo, se realiza la convección de las partículas que pertenecen a la estela y de las partículas que están sobre el borde de fuga y las punteras (partículas destacadas con puntos negros en la Figura 2-6.b). El resultado al final del segundo paso de tiempo ($t = 2\Delta t$) está esquematizado en la Figura 2-6.c, en la cual se muestran las dos filas de las estelas obtenidas por “convección”. Para continuar con los pasos siguientes, se procede de manera similar, esto es, realizando el proceso de convección de todas las partículas que pertenecen a la estela, y de las partículas que están sobre los bordes agudos que emiten estela.

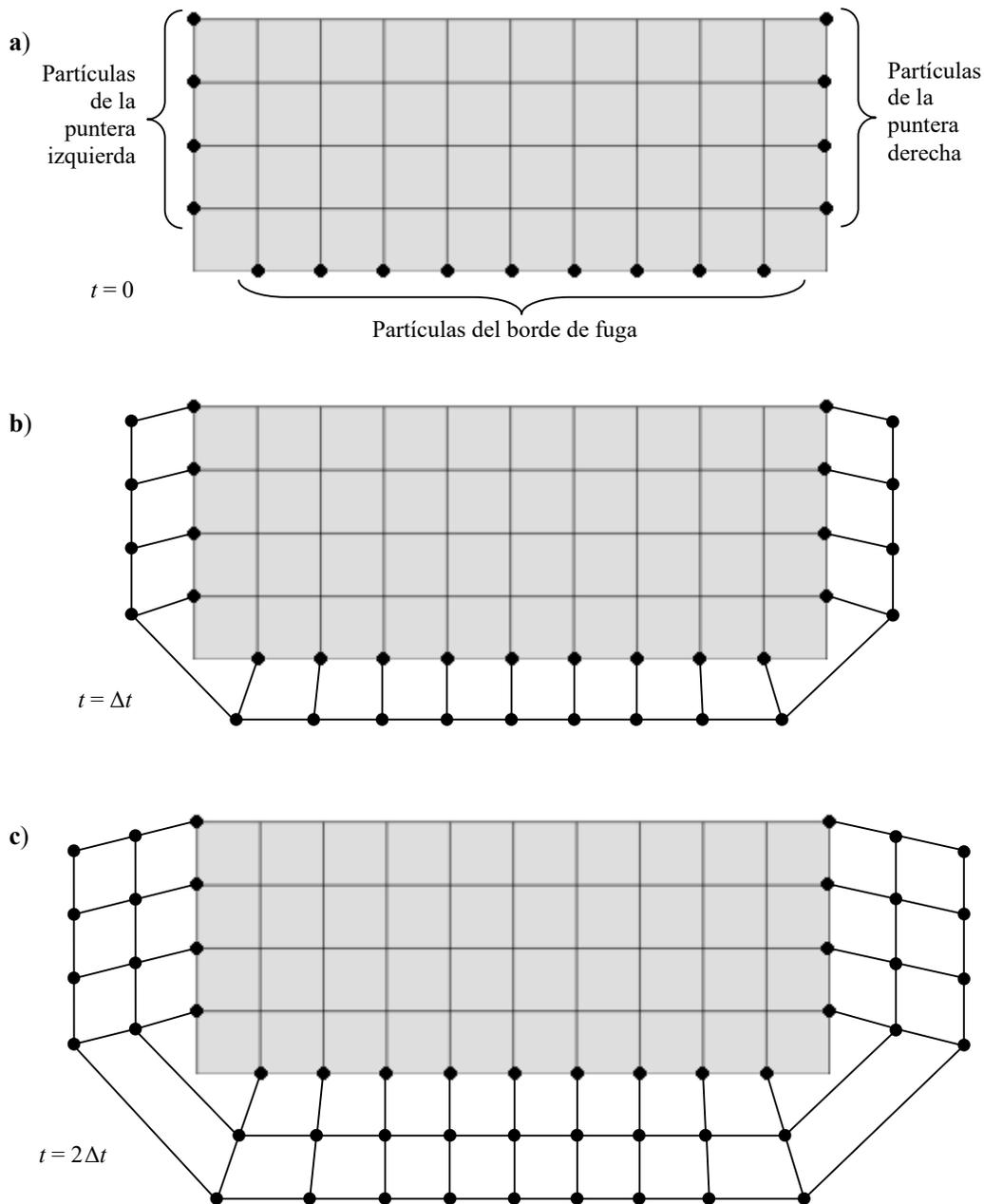


Figura 2-6: Esquema de la evolución de las estelas: a) $t = 0$, b) $t = \Delta t$ y c) $t = 2\Delta t$.

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

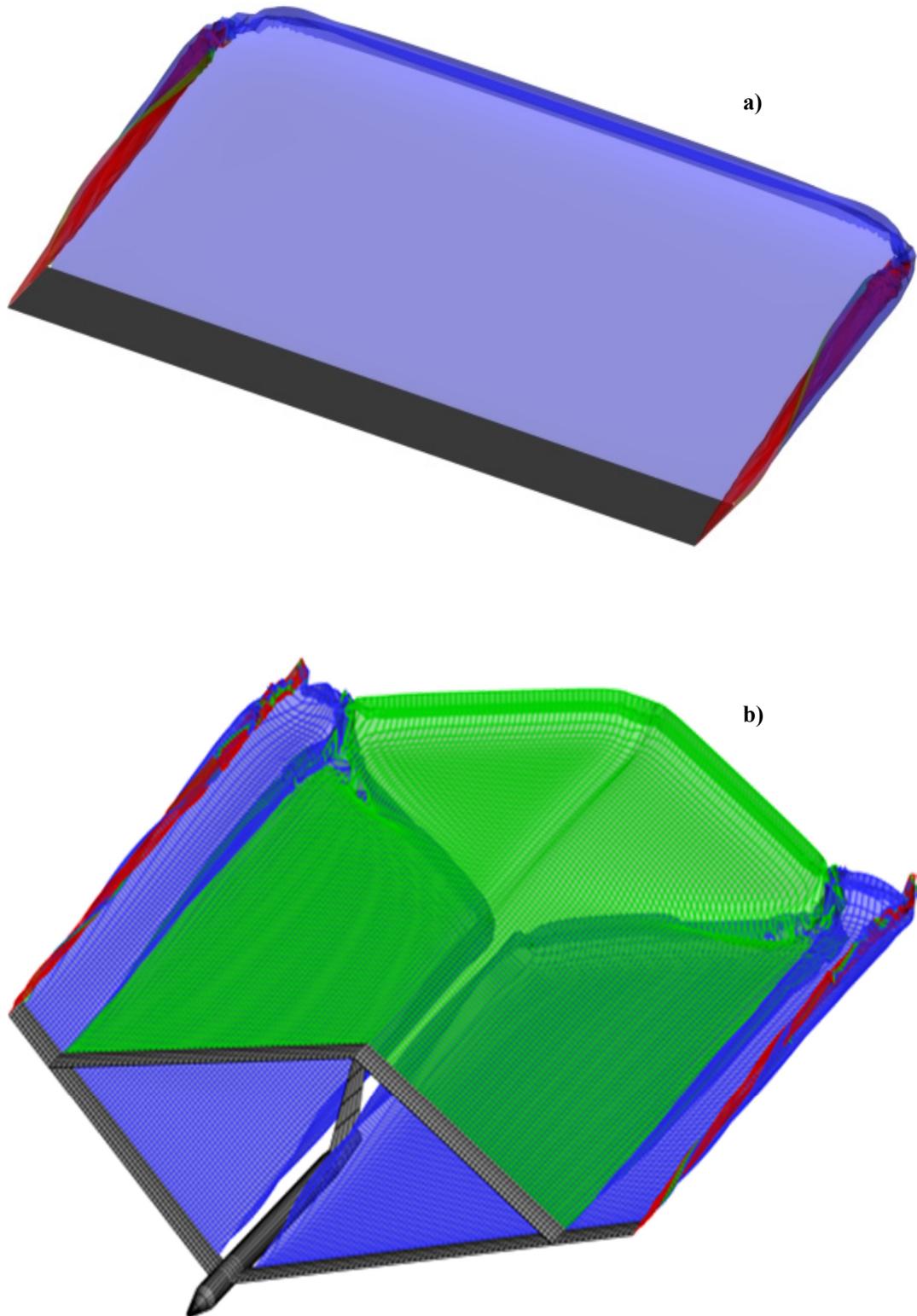


Figura 2-7: Ejemplos de estelas generadas para a) una geometría simple y b) una configuración de UAV de alas unidas.

2.3.4. El parámetro *cutoff*

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

Para realizar correcciones que mejoren la representación de las estelas es necesario limitar las grandes influencias que puedan producir los segmentos vorticosos. Una alternativa consiste en introducir un parámetro denominado *cutoff* que está relacionado con la menor distancia que separa a un segmento vorticoso del punto donde está 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 (Kostadinopoulos *et al.*, 1981).

Existen diversas maneras de limitar las grandes influencias (Roccia, 2013). Una forma de hacerlo consiste en imponer 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*. Esta manera de hacerlo ha sido utilizada con éxito (Kostadinopoulos *et al.*, 1981; Preidikman, 1998; Ceballos, 2008; Ceballos, 2010), posee un costo computacional bajo y es más simple de implementar que otros métodos, como por ejemplo el que impone una variación lineal de la velocidad (Cattarius, 1999).

A pesar de la implementación exitosa de la técnica que anula el valor de velocidad, en los trabajos Ceballos (2008) y Ceballos (2010) se requirió un gran esfuerzo para poder determinar valores adecuados para el *cutoff* con el fin de lograr representaciones correctas de estelas: fue necesario usar diferentes valores del parámetro *cutoff* para el caso de paneles pertenecientes a una misma sábana libre emitida.

Para reducir el esfuerzo de configurar el *cutoff*, en este trabajo de tesis se adoptó una técnica que permite utilizar un solo valor del parámetro por cada sábana libre emitida. Esta técnica fue empleada con éxito en Roccia (2013) y Roccia *et al.* (2013) y consiste en imponer una variación suave de la magnitud de velocidad cuando la distancia entre la partícula y el segmento vorticoso es inferior a cierto valor del *cutoff*

prefijado. Esa variación se obtiene al introducir, en el denominador de la expresión de ley de Biot-Savart, un término que depende del valor del *cutoff*, δ , y de la longitud del segmento vorticoso. La expresión que se emplea en la implementación computacional es (Roccia, 2013)

$$\mathbf{V}(\mathbf{R}, t) = \frac{\Gamma(t)}{4\pi} \frac{\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_1}{\|\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_1\|^2 + (\delta \|\boldsymbol{\Omega}\|)^2} \left(\boldsymbol{\Omega} \cdot \left(\frac{\mathbf{r}_1}{\|\mathbf{r}_1\|} - \frac{\mathbf{r}_2}{\|\mathbf{r}_2\|} \right) \right) \quad (2.15)$$

y en la Figura 2-8 se presenta un gráfico que muestra el cambio de la magnitud de la velocidad asociada a un segmento vorticoso a medida que se incrementa la distancia, s , al mismo. La representación geométrica de la distancia s se muestra en la Figura 2-2. La Figura 2-8 también muestra como impacta en la magnitud de la velocidad el empleo de diferentes valores del parámetro *cutoff*. Los valores seleccionados de δ se listan en la misma gráfica y se expresan como valores porcentuales de la longitud del segmento vorticoso. El lector puede notar que cuando el *cutoff* tiene un valor de cero se recupera la ecuación (2.5) para la cual existen grandes incrementos de la velocidad en las cercanías del segmento vorticoso, lo cual produce los inconvenientes mencionados en el párrafo inicial de esta subsección.

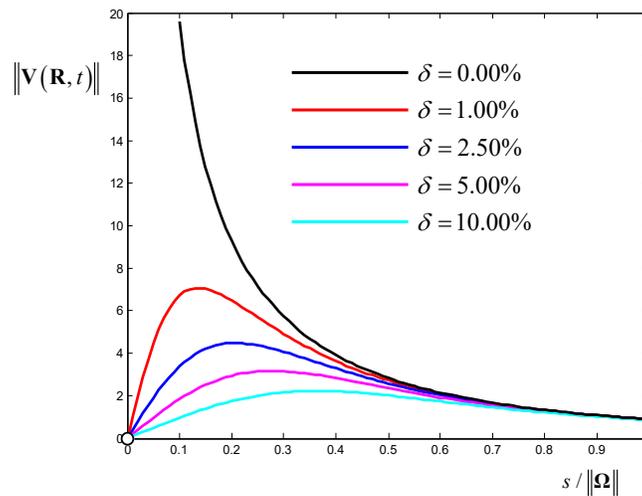


Figura 2-8: Gráfico del cambio de la velocidad asociada a un segmento vorticoso a medida que se incrementa la distancia al mismo (Roccia, 2013).

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 y comparando los resultados de las simulaciones con soluciones de casos conocidas que fueron obtenidas por medio de otras técnicas.

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 90. Al ser implementado en un programa, el NUVLM 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 aprovecharon dos aspectos favorables propios del NUVLM y adicionalmente se han implementado técnicas de *High Performance Computing* (HPC).

En lo relacionado al NUVLM, se toma ventaja de la simetría que presenta el problema, lo que permite almacenar sólo la mitad de la información, y se desprecia las influencias de las zonas de las estelas que se encuentran muy alejadas del UAV (Preidikman, 1998; Katz y Plotkin, 2005), sin introducir errores apreciables en los resultados obtenidos. Las dos técnicas mencionadas se describen en el Anexo A.

En referencia a las técnicas de HPC implementadas, se desarrolló una estrategia de paralelización que consiste en realizar una descomposición del dominio centrada en los datos de entrada sobre un modelo de arquitectura de memoria compartida. La implementación computacional se realizó con un código escrito en Fortran 90 que utiliza una biblioteca con el estándar de OpenMP. En el Anexo A se describe la técnica implementada.

Capítulo 3

El modelo estructural

En este capítulo se presenta el modelo estructural empleado en esta tesis, donde las alas del UAV se representan mediante elementos finitos unidimensionales de vigas que satisfacen las hipótesis de Euler-Bernoulli. En este trabajo se asume que el conjunto fuselaje-empenaje vertical es completamente rígido por lo que, en este modelo, la estructura de las alas se encuentra empotrada en los nudos que representan las raíces de las alas delantera y trasera. En la Figura 3-1 se muestra un ejemplo de la malla estructural de la mitad derecha de un vehículo aéreo con alas unidas, junto con una representación geométrica del fuselaje y empenaje vertical. Esta configuración está basada en un diseño conceptual del AFRL presentado en la Figura 1-2 del Capítulo 1. La malla está construida con 24 nudos y 23 elementos. En las Figuras 3-1.a y 3-1.b, respectivamente, se muestra una vista frontal y lateral derecha de la malla. En la Figura 3-1.c se muestra una vista en planta y en la Figura 3-1.d se muestra la malla estructural superpuesta con la discretización aerodinámica de las alas delantera y trasera.

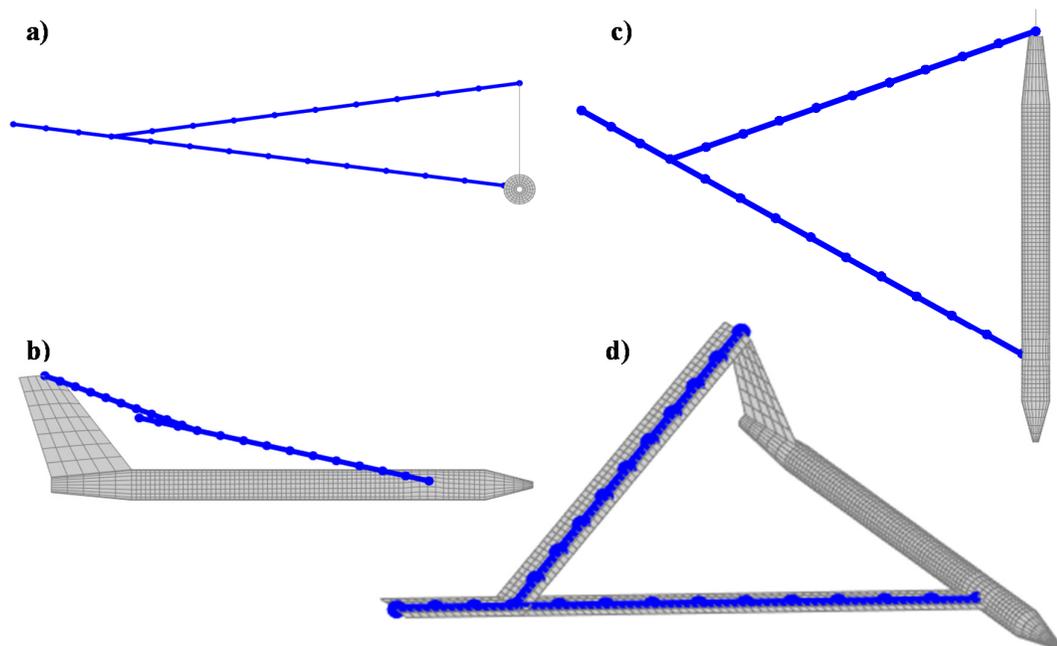


Figura 3-1: Ejemplo de malla estructural: a) vista frontal, b) vista lateral derecha, c) vista en planta y d) vista en conjunto a la representación geométrica de las alas derechas.

3.1. Sistemas de referencia utilizados

Los sistemas de referencia usados son cuatro: un sistema inercial o Newtoniano que se encuentra fijo al suelo (N) y tres sistemas móviles que se encuentran fijos al UAV en todo momento. El primer sistema móvil (S_2) se encuentra fijo al fuselaje y los dos restantes se encuentran posicionados en las alas delantera (S_3) y trasera (S_4). Cada uno de estos sistemas de referencia tiene asociado una terna de vectores ortonormales que conforman una base vectorial dextrógira. A los versores de la base asociada al sistema N , S_2 , S_3 y S_4 se los denota, respectivamente, como $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$, $(\hat{s}_{12}, \hat{s}_{22}, \hat{s}_{32})$, $(\hat{s}_{13}, \hat{s}_{23}, \hat{s}_{33})$ y $(\hat{s}_{14}, \hat{s}_{24}, \hat{s}_{34})$, y se los representa en la Figura 3-2.

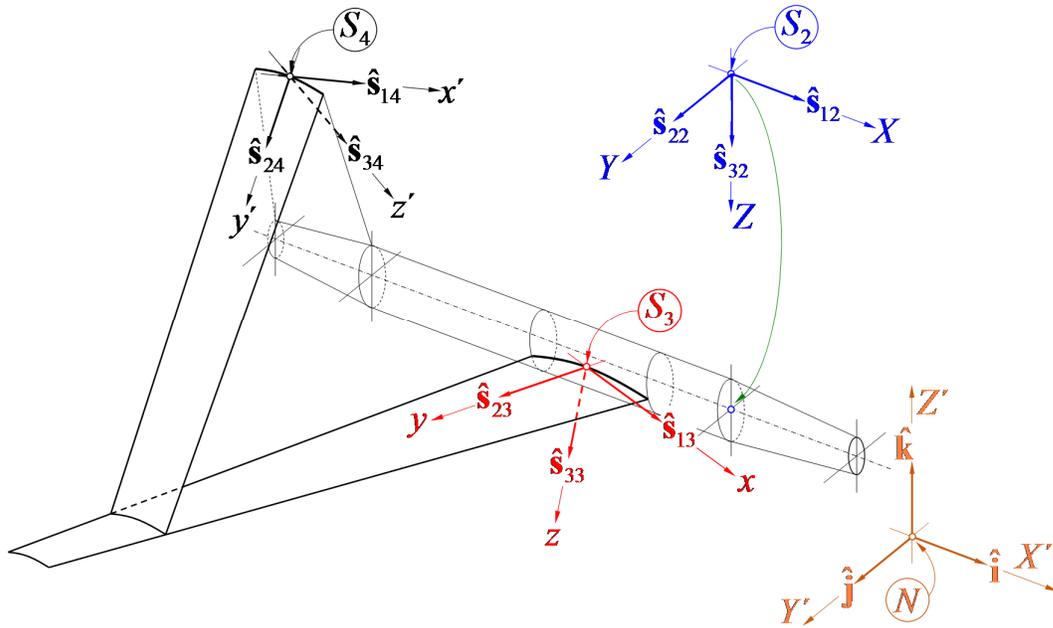


Figura 3-2: Vectores base y sistemas de coordenadas utilizados.

A cada una de las bases se le asocia además un sistema de coordenadas cartesiano ortogonal, ver Figura 3-2. Los ejes del sistema de coordenadas asociado a la base de N , S_2 , S_3 y S_4 son denotados, respectivamente, como (X', Y', Z') , (X, Y, Z) , (x, y, z) y (x', y', z') . El sistema de coordenadas asociado al sistema S_2 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. El sistema de coordenadas asociado al sistema de referencia S_3 mantiene en todo momento su eje y alineado con el eje elástico del ala delantera sin deformar y, análogamente, el sistema de coordenadas asociado al sistema S_4 posee su eje y' alineado con el eje elástico del ala trasera.

3.2. Ecuaciones de movimiento

El modelo estructural empleado en este trabajo de tesis es lineal y está basado en el modelo presentado en el trabajo de Predikman (1998). La versión semidiscreta de las ecuaciones de movimiento de la planta alar en términos de variables físicas dimensionales, tiene la forma

$$[\mathbf{M}^*] \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{v}_E^*(t^*) + [\mathbf{K}^*] \mathbf{v}_E^*(t^*) = \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.1)$$

donde el asterisco indica que se trata de variables con dimensión, t^* es el tiempo físico, $[\mathbf{M}^*]$ es la matriz de masa, $[\mathbf{K}^*]$ es la matriz de rigidez, $\mathbf{f}_E^*(t^*)$ es el vector de fuerzas nodales generalizadas, $\mathbf{v}_E^*(t^*)$ es el vector de desplazamientos nodales generalizados, el cual está conformado por traslaciones y rotaciones nodales. El subíndice E denota cantidades relacionadas con la estructura. El número de grados de libertad del modelo de elementos finitos es m , por lo que las matrices de la ecuación (3.1) son de dimensión $(m \times m)$ y los vectores de esa ecuación, de $(m \times 1)$.

Para describir el movimiento de la planta alar, se emplea una expansión en términos de los modos de vibrar de la estructura. Los coeficientes dependientes del tiempo en esa expansión son las coordenadas generalizadas del sistema dinámico completo. Para obtener los modos de vibrar de la estructura se debe resolver el problema de autovalores generalizado

$$[\mathbf{K}^*] [\tilde{\Phi}^*] = [\mathbf{M}^*] [\tilde{\Phi}^*] [\tilde{\Lambda}^*] \quad (3.2)$$

donde $[\tilde{\Phi}^*]$ es una matriz de dimensión $(m \times m)$ con sus columnas, ϕ_j^* , igual a los m autovectores o vectores de formas modales, y $[\tilde{\Lambda}^*]$ es una matriz diagonal de $(m \times m)$ cuyas entradas de la diagonal principal corresponden a los m autovalores, ω_j^{*2} , los cuales son los cuadrados de las frecuencias naturales de la estructura.

Introduciendo la siguiente expansión

$$\mathbf{v}_E^*(t^*) = \sum_{j=1}^n q_j(t^*) \phi_j^* = [\Phi^*] \mathbf{q}(t^*) \quad (3.3)$$

donde $[\Phi^*]$ es una matriz de dimensión $(m \times n)$ con sus columnas, ϕ_j^* , igual a los n autovectores o vectores de formas modales considerados en la expansión (3.3), $\mathbf{q}(t^*)$ es un n -vector adimensional de las coordenadas generalizadas $q_j^*(t^*)$, y $n < m$. $\mathbf{q}(t^*)$ es una función adimensional de la variable física t^* . En las simulaciones realizadas en este trabajo se usaron 10 modos, es decir, $n = 10$.

Introduciendo la ecuación (3.3) y su segunda derivada en la ecuación (3.1) se obtiene

$$[\mathbf{M}^*][\Phi^*] \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + [\mathbf{K}^*][\Phi^*] \mathbf{q}(t^*) = \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.4)$$

Premultiplicando esta ecuación por $[\Phi^*]^T$ y teniendo en cuenta las propiedades de ortogonalidad de $[\Phi^*]^T$ con respecto de las matrices de masa y rigidez, esto es,

$$[\Phi^*]^T [\mathbf{M}^*] [\Phi^*] = \text{diag}(m_j^*) \quad (3.5)$$

y

$$[\Phi^*]^T [\mathbf{K}^*] [\Phi^*] = \text{diag}(k_j^*) \quad (3.6)$$

se obtiene

$$[\Phi^*]^T [\mathbf{M}^*] [\Phi^*] \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + [\Phi^*]^T [\mathbf{K}^*] [\Phi^*] \mathbf{q}(t^*) = [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.7)$$

o

$$\text{diag}(m_j^*) \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + \text{diag}(k_j^*) \mathbf{q}(t^*) = [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.8)$$

donde $\text{diag}(m_j^*)$ es una matriz diagonal de $(n \times n)$ cuyas entradas de la diagonal principal corresponden a las masas modales y $\text{diag}(k_j^*)$ es también, una matriz diagonal de $(n \times n)$ y cuyas entradas de la diagonal principal corresponden a las rigideces modales.

Dado que $\text{diag}(m_j^*)$ es una matriz definida positiva, su inversa existe, por lo que se puede premultiplicar la ecuación (3.8), obteniéndose

$$\frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + \text{diag}(m_j^*)^{-1} \text{diag}(k_j^*) \mathbf{q}(t^*) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.9)$$

pero

$$\text{diag}(m_j^*)^{-1} \text{diag}(k_j^*) = \text{diag}\left(\frac{k_j^*}{m_j^*}\right) = \text{diag}(\omega_j^{*2}) = [\Lambda^*] \quad (3.10)$$

donde $[\Lambda^*]$ es una matriz diagonal ($n \times n$) cuyas entradas de la diagonal principal son los cuadrados de las primeras n frecuencias naturales de la estructura.

Reemplazando (3.10) en (3.9), se obtiene

$$\frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + [\Lambda^*] \mathbf{q}(t^*) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.11)$$

3.3. Adimensionalización de ecuaciones

A partir de aquí, se utilizan las mismas cantidades características empleadas para adimensionalizar el modelo aerodinámico (ver la subsección 2.3.2 del Capítulo 2). Se introduce el tiempo adimensional o tiempo computacional, t , el cual se relaciona con el tiempo físico, t^* , según la ecuación

$$t^* = T_C t \quad (3.12)$$

donde T_C es el tiempo característico, el cual se obtiene realizando el cociente entre la longitud característica L_C y la velocidad característica V_C , según se muestra en el Capítulo 2.

Se introduce, además, un nuevo n -vector, $\mathbf{q}(t)$, cuyas componentes son las coordenadas modales, $q_j(t)$, funciones del tiempo adimensional

$$\mathbf{q}(t) = \mathbf{q}[t^*(t)] = (\mathbf{q} \circ t^*)(t) \quad (3.13)$$

Usando la regla de la cadena, se pueden evaluar la primera derivada

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d}{dt} \mathbf{q}(t) = \frac{d}{dt} (\mathbf{q} \circ t^*)(t) \quad (3.14)$$

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}[t^*(t)] \frac{d}{dt} t^*(t) \quad (3.15)$$

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}[t^*(t)] \frac{d}{dt} (T_C t) \quad (3.16)$$

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = T_C \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}[t^*(t)] \quad (3.17)$$

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = T_C \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}(t^*) \quad (3.18)$$

y la segunda derivada

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d^2}{dt^2} \mathbf{q}(t) = \frac{d^2}{dt^2} (\mathbf{q} \circ t^*)(t) \quad (3.19)$$

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d}{dt} \left\{ T_C \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}[t^*(t)] \right\} \quad (3.20)$$

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) = \frac{d}{dt^*} \left\{ T_C \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}[t^*(t)] \right\} \frac{d}{dt} t^*(t) \quad (3.21)$$

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) = T_C^2 \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}[t^*(t)] \quad (3.22)$$

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) = T_C^2 \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) \quad (3.23)$$

Luego, la ecuación (3.11) puede reescribirse como

$$\frac{1}{T_C^2} \ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}^*] \mathbf{q}(t) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\mathbf{\Phi}^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.24)$$

multiplicando por T_C^2 ambos miembros de la (3.24)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + T_C^2 [\mathbf{\Lambda}^*] \mathbf{q}(t) = T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\mathbf{\Phi}^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.25)$$

pero

$$T_C^2 [\mathbf{\Lambda}^*] = \text{diag}(T_C^2 \omega_j^{*2}) = \text{diag} \left(\left(\frac{L_C \omega_j^*}{V_C} \right)^2 \right); j = 1..n \quad (3.26)$$

$$[\Lambda] = T_C^2 [\Lambda^*] = \text{diag}(\omega_j^2); \quad j = 1..n \quad (3.27)$$

donde $[\Lambda]$ es una matriz diagonal ($n \times n$) cuyas entradas de la diagonal principal, son las frecuencias adimensionales o reducidas, ω_j . Luego empleando $[\Lambda]$ en la ecuación (3.25)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\Lambda] \mathbf{q}(t) = T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (3.28)$$

En el siguiente capítulo se describe como, las ecuaciones (3.28) obtenidas, deben ser combinadas con el modelo aerodinámico para que puedan ser integradas simultánea e interactivamente como un único sistema dinámico.

3.4. Implementación computacional

Según lo expresan las ecuaciones (3.28), es necesario calcular las frecuencias y formas de los modos de vibrar de la estructura de la planta alar, por ello, se debe resolver el problema de autovalores generalizado expresado en la ecuación (3.2). En este trabajo de tesis se desarrolló un código computacional escrito en Matlab[®] que permite resolver ese problema de autovalores a partir de los datos de una malla de elementos finitos. Esta malla es generada como se describe en la última sección del Capítulo 5.

En la Figura 3-3 se muestran gráficas de las formas modales y las frecuencias de los primeros 4 modos de vibrar simétricos de la estructura mostrada en la Figura 3-1. Se presentan las formas modales de la estructura junto con la configuración del UAV. En todos los casos se representa en un color gris transparente, la configuración de la planta alar indeformada. Los modos aquí exhibidos muestran una preponderancia de la flexión. En el modo 3 puede observarse una presencia leve de torsión en las alas delanteras y traseras.

En la Figura 3-4 se muestra la malla estructural, y las formas modales y frecuencias de los modos de vibrar simétricos, de una configuración de UAV que posee la unión de alas posicionada en el 20% de la semienvigadura del ala delantera. La Figura 3-4.a muestra la malla estructural que posee 19 nudos y 18 elementos. Todos los modos presentan flexión y torsión en las alas. En los modos 1 y 3 prepondera la flexión y en el modo 2 predomina la torsión en el ala delantera externa.

© The Matworks, Inc.

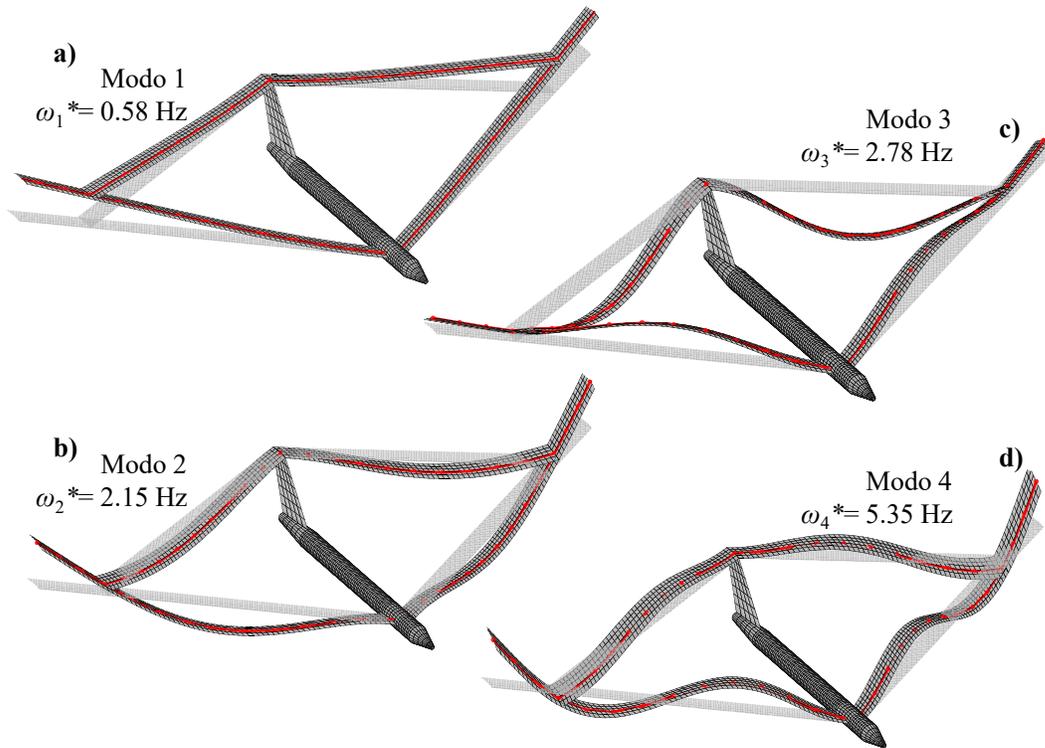


Figura 3-3: Modos de vibrar de la estructura de alas de un JW-UAV. a) Primer modo de vibrar, b) segundo modo de vibrar, c) tercer modo de vibrar y d) cuarto modo de vibrar.

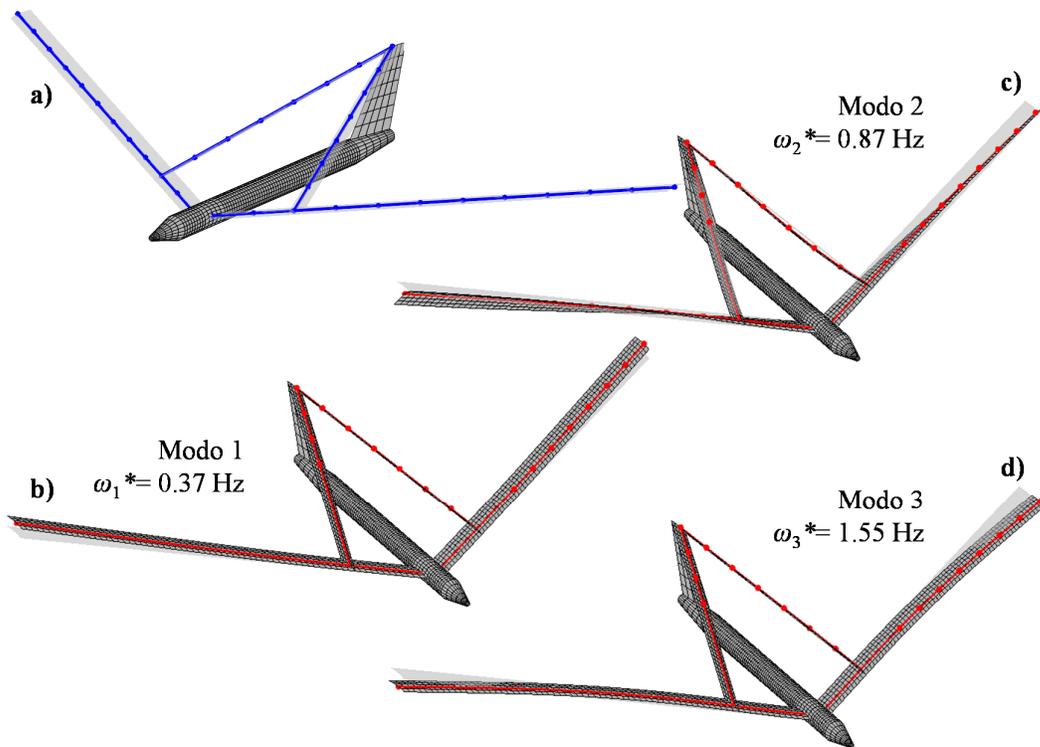


Figura 3-4: Configuración JW-UAV con unión de alas al 20% de la semienvagadura del ala delantera. a) Estructura de elementos finitos, b) primer modo de vibrar, c) segundo modo de vibrar y d) tercer modo de vibrar.

Capítulo 4

La combinación de modelos

En este capítulo se describe el modelo usado para combinar los modelos aerodinámico y estructural descriptos, respectivamente, en los Capítulos 2 y 3. En la primera sección se explicita la metodología empleada para transferir desplazamientos, velocidades y fuerzas durante la combinación de los modelos estructural y aerodinámico. En la segunda sección se introduce la metodología de transferencia en las ecuaciones de movimiento y se presenta la versión final de estas ecuaciones a ser integradas numéricamente. En la tercera, se desarrolla el esquema de integración numérica empleado para resolver las ecuaciones de movimiento de todo el sistema acoplado aire-estructura. En la cuarta y última sección se especifica cómo el modelo aerodinámico es introducido dentro del esquema de integración.

4.1. Transferencia de desplazamientos, velocidades y fuerzas

El problema de combinar los modelos aerodinámico y estructural requiere formular la manera de transferir desplazamientos y fuerzas entre los modelos involucrados. En esta sección se da una explicación detallada de las técnicas empleadas para intercambiar datos entre los dos modelos cuya discretización espacial obedece a finalidades diferentes.

4.1.1 Relación entre los desplazamientos del modelo estructural y del modelo aerodinámico

La discretización espacial de la sábana vorticosa (red de vórtices) depende de consideraciones puramente aerodinámicas y es independiente de la discretización de la viga (malla de elementos finitos) que obedece únicamente a consideraciones del cálculo estructural.

El problema de transferir datos entre el modelo aerodinámico (red de vórtices) y el estructural (malla de elementos finitos) usualmente involucra:

- i) la transferencia de desplazamientos desde los nudos del modelo estructural hacia los puntos nodales del modelo aerodinámico; y
- ii) la transferencia de fuerzas desde los llamados puntos de control del modelo aerodinámico hacia los nudos del modelo estructural.

Las grillas estructural y aerodinámica son conectadas mediante técnicas de interpolación. El método de interpolación es comúnmente llamado *splining* (ZAERO, 2004). La interpolación permite la generación independiente de nudos en el modelo estructural y de puntos nodales y de control en el modelo aerodinámico de la superficie sustentadora de acuerdo a los requerimientos de cada una de las teorías utilizadas.

En la Figura 4-1 se presentan las mallas estructural y aerodinámica de la mitad derecha de la planta alar de un UAV con una configuración de alas unidas. En la misma figura se muestra, con dos niveles de detalle, una porción de las mallas en el ala delantera exterior. En las imágenes de detalle, se señalan nudos de las mallas aerodinámicas y estructurales y se representan, esquemáticamente, los grados de libertad correspondientes a los nudos de ambas mallas.

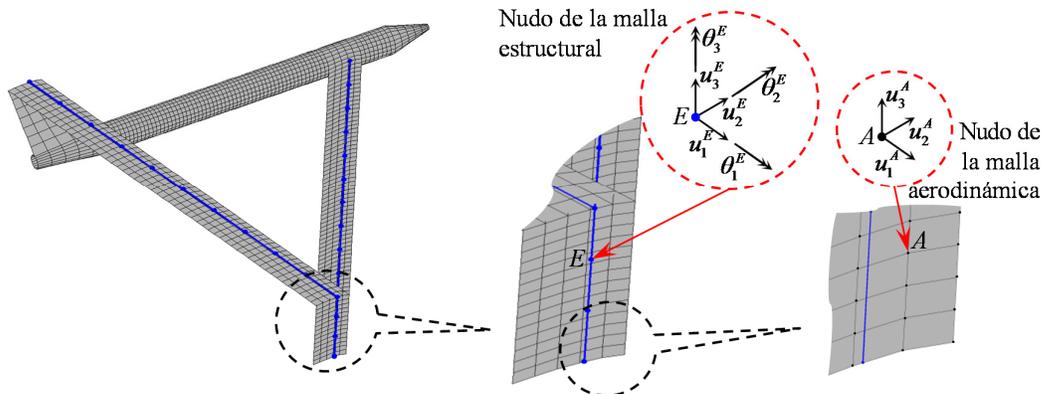


Figura 4-1: Mallas estructural y aerodinámica. Detalle de grados de libertad aerodinámicos y estructurales.

Los grados de libertad del modelo estructural han sido elegidos como las variables independientes; los grados de libertad del modelo aerodinámico son las variables dependientes. La transferencia de datos entre la viga y la superficie alar se logra mediante el uso de una matriz de interpolación. Esta matriz explicita la relación que existe entre los grados de libertad dependientes e independientes.

En la siguiente subsección se presenta la derivación de la matriz de interpolación. La misma se construye por bloques cuya estructura depende de la ubicación relativa de los puntos nodales de la superficie alar respecto a los nudos en la viga. La ubicación relativa permite distinguir entre: *i*) puntos internos y *ii*) puntos externos (ver Figuras 4-2 y 4-3).

La relación entre los grados de libertad del modelo aerodinámico, $\mathbf{U}_A(t)$, y los grados de libertad estructurales, $\mathbf{U}_E(t)$, está dada por la siguiente relación:

$$\mathbf{U}_A(t) = [\mathbf{G}_{AE}] \mathbf{U}_E(t) \quad (4.1)$$

donde $\mathbf{U}_A(t)$ es un vector $(3n_A \times 1)$ que contiene las componentes de los desplazamientos de determinados puntos de la superficie alar; $\mathbf{U}_E(t)$ es un vector $(6n_E \times 1)$ que contiene las componentes de desplazamiento de los nudos de la viga; $[\mathbf{G}_{AE}]$ es la matriz de interpolación $(3n_A \times 6n_E)$ que relaciona los grados de libertad de ambos modelos; n_A es el número de puntos seleccionados en la superficie alar y n_E es el número de nudos usados para definir la viga.

Para construir la matriz de interpolación $[\mathbf{G}_{AE}]$ es necesario conocer:

- i*) la geometría de la viga y de la superficie alar;
- ii*) la cantidad nudos, y sus coordenadas, de la superficie alar y de la viga; y
- iii*) el tipo de elemento finito elegido para discretizar la viga.

A modo de ilustración se considera un caso donde el número de puntos nodales de la red de vórtices es $n_A = 4$ y el número de nudos de la viga es $n_E = 2$. En tal caso, la matriz de interpolación $[\mathbf{G}_{AE}]$ tiene la siguiente forma:

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{U}_1(t) \\ \mathbf{U}_2(t) \\ \mathbf{U}_3(t) \\ \mathbf{U}_4(t) \end{Bmatrix}_A = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{AE1,1} & \mathbf{G}_{AE1,2} \\ \mathbf{G}_{AE2,1} & \mathbf{G}_{AE2,2} \\ \mathbf{G}_{AE3,1} & \mathbf{G}_{AE3,2} \\ \mathbf{G}_{AE4,1} & \mathbf{G}_{AE4,2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{U}_1(t) \\ \mathbf{U}_2(t) \end{Bmatrix}_E \quad (4.2)$$

donde $\{\mathbf{U}_j(t)\}_A$ es un vector (3×1) asociado a las tres componentes de traslación del punto i de la superficie alar; $\{\mathbf{U}_j(t)\}_E$ es un vector (6×1) asociado a las tres traslaciones y tres rotaciones del nudo j de la viga (Figura 4-1); finalmente $[\mathbf{G}_{AE\ m,n}]$ es una submatriz

(3×6) que relaciona los desplazamientos del punto nodal m de la superficie alar con el desplazamiento del nudo n de la viga.

Dependiendo de las condiciones de borde de la estructura y de la relación entre los puntos de la superficie alar y los de la viga, algunas submatrices $[G_{AE\ m,n}]$ son reemplazadas por matrices $[0]$ (3×6), cuyas componentes son todas iguales a cero.

4.1.2 Cálculo de la matriz de interpolación

En esta subsección se determinan los elementos que constituyen la matriz de interpolación $[G_{AE}]$ que relaciona los desplazamientos de un punto de la superficie alar, supongamos el punto A , con los desplazamientos generalizados de ciertos nudos de la viga estructural. Se considera que el punto genérico A se encuentra incluido en un plano perpendicular al eje indeformado de la viga; por lo tanto existen dos casos que deben ser tratados en forma diferente:

- i) el plano que contiene al punto A intercepta el eje de la viga y se trata de un “punto interior”, y
- ii) el plano intercepta a una extensión imaginaria del eje de la viga y se trata de un “punto exterior”.

Caso I: Conexión con un punto interior

En primer lugar se selecciona un punto A de la superficie alar y luego se localiza un punto B sobre el eje elástico de la viga, el cual se encuentra comprendido entre los nudos I y J de la malla de elementos finitos, de forma tal que los puntos A y B yacen en el mismo plano perpendicular al eje indeformado de la viga. La posición relativa del punto A respecto del punto B está dada por el vector p^* (Figura 4-2).

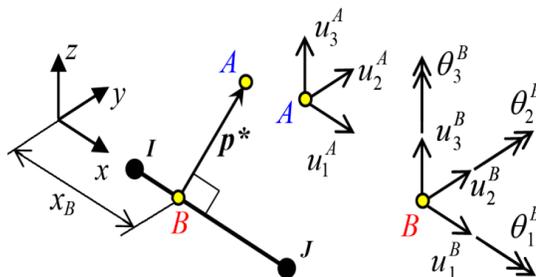


Figura 4-2: Conexión con un punto interior.

Consistente con la hipótesis de Euler-Bernoulli, se asume que la sección plana normal al eje indeformado de la viga permanece plana después de la deformación, y se asume además que la sección transversal mantiene su forma, por lo tanto la conexión que une los puntos A y B (vector \mathbf{p}^*) es rígida. Los desplazamientos del punto nodal A están relacionados con los desplazamientos y las rotaciones del punto B mediante la siguiente relación:

$$\mathbf{u}_A = \left[\mathbf{I}_{3 \times 3} \mid \mathbf{P}_B^* \right] \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_B \\ \boldsymbol{\theta}_B \end{Bmatrix} \quad (4.3)$$

o bien;

$$\begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix}_A = \left[\begin{array}{ccc|ccc} 1 & 0 & 0 & 0 & p_3 & -p_2 \\ 0 & 1 & 0 & -p_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & p_2 & 0 & 0 \end{array} \right] \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \end{Bmatrix}_B \quad (4.4)$$

donde $(0, p_2, p_3)$ son las componentes del vector \mathbf{p}^* , $(u_1, u_2, u_3)_A$ son las componentes de traslación del punto A de la superficie alar, y $(u_1, u_2, u_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3)_B$ son las componentes del desplazamiento (y del giro) del punto B correspondiente a la viga. Todas estas componentes están referenciadas al sistema de coordenadas (x, y, z) que se muestra en la Figura 4-2. Notar que θ_1 corresponde a la torsión de la viga mientras que θ_2 y θ_3 corresponden a la flexión.

El campo de desplazamiento dentro de cada elemento finito depende del tipo de elemento finito utilizado en el proceso de discretización.

En general, este campo puede ser escrito como una combinación lineal de funciones de forma y de los desplazamientos generalizados de los nodos.

Para el caso particular de este trabajo, los desplazamientos y rotaciones dentro del elemento se obtienen como combinaciones lineales de las funciones de forma N_1, N_2, N_3, N_4, N_5 y N_6 dadas en la ecuación (4.7) y de los desplazamientos u_i^I y u_i^J y las rotaciones θ_i^I y θ_i^J de los nudos I y J .

Se comienza definiendo la coordenada adimensional α :

$$\alpha = \frac{x - x_I}{L} \quad (4.5)$$

donde x_I es la coordenada sobre el eje elástico de la viga del nudo I ; x es la coordenada sobre el eje elástico de la viga del punto considerado; y L es la longitud del elemento de viga, que es igual a la diferencia entre la coordenada- x del nudo J y la coordenada- x del nudo I .

Las traslaciones u_i y rotaciones θ_i del punto B con coordenadas $(x_B, 0, 0)$ son funciones de la coordenada adimensional α , y se pueden aproximar usando las “funciones de forma” N_1, N_2, N_3, N_4, N_5 y N_6 , correspondientes a un tramo de viga de sección constante dados en (4.7):

$$\begin{aligned} u_1(\alpha) &= u_1^I N_1(\alpha) + u_1^J N_2(\alpha) \\ u_2(\alpha) &= u_2^I N_3(\alpha) + u_2^J N_4(\alpha) - \theta_3^I N_5(\alpha) - \theta_3^J N_6(\alpha) \\ u_3(\alpha) &= u_3^I N_3(\alpha) + u_3^J N_4(\alpha) + \theta_2^I N_5(\alpha) + \theta_2^J N_6(\alpha) \end{aligned} \quad (4.6)$$

en donde

$$\begin{aligned} N_1(\alpha) &= 1 - \alpha & N_4(\alpha) &= \alpha^2(3 - 2\alpha) \\ N_2(\alpha) &= \alpha & N_5(\alpha) &= \alpha(1 - 2\alpha + \alpha^2)L \\ N_3(\alpha) &= 1 - 3\alpha^2 + 2\alpha^3 & N_6(\alpha) &= \alpha^2(\alpha - 1)L \end{aligned} \quad (4.7)$$

Las rotaciones θ_i son funciones de los N_i y sus derivas N_i' . Las expresiones de θ_i y N_i' se han omitido por razones de espacio.

Utilizando notación matricial, se pueden escribir las traslaciones \mathbf{u}_B y las rotaciones $\boldsymbol{\theta}_B$ del punto B , cuyas coordenadas son $(x_B, 0, 0)$, en el sistema establecido en el eje elástico de la viga en términos de los desplazamientos (\mathbf{u}_I y \mathbf{u}_J) y las rotaciones ($\boldsymbol{\theta}_I$ y $\boldsymbol{\theta}_J$) de los nudos I y J :

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{u}_B \\ \boldsymbol{\theta}_B \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{N}_{11} & \mathbf{N}_{12} & \mathbf{N}_{13} & \mathbf{N}_{14} \\ \mathbf{N}_{21} & \mathbf{N}_{22} & \mathbf{N}_{23} & \mathbf{N}_{24} \end{bmatrix}_\alpha \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_I \\ \boldsymbol{\theta}_I \\ \mathbf{u}_J \\ \boldsymbol{\theta}_J \end{Bmatrix} \quad (4.8)$$

donde las submatrices $[\mathbf{N}_{11}]$ hasta $[\mathbf{N}_{24}]$ son funciones de α . A modo de ejemplo:

$$[\mathbf{N}_{11}] = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 \\ 0 & N_3 & 0 \\ 0 & 0 & N_3 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$[\mathbf{N}_{12}] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -N_5 \\ 0 & N_5 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Sustituyendo (4.8) en (4.3) se obtiene la siguiente expresión para la traslación del punto A en términos de los desplazamientos \mathbf{u}_I y \mathbf{u}_J y de las rotaciones θ_I y θ_J de los nudos I y J :

$$\mathbf{u}_A = \left[\mathbf{G}_{AE1} \quad \mathbf{G}_{AE2} \mid \mathbf{G}_{AE3} \quad \mathbf{G}_{AE4} \right]_{\alpha} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_I \\ \theta_I \\ \mathbf{u}_J \\ \theta_J \end{Bmatrix} \quad (4.11)$$

donde, a modo de ejemplo:

$$[\mathbf{G}_{AE1}] = [\mathbf{N}_{11}] + \mathbf{P}_B^* [\mathbf{N}_{21}] = \begin{bmatrix} N_1 & p_2 N_3' & p_3 N_3' \\ 0 & N_3 & 0 \\ 0 & 0 & N_3 \end{bmatrix}_{\alpha} \quad (4.12)$$

Caso II: Conexión con un punto exterior

En este caso, el plano que contiene al punto A intercepta una extensión imaginaria del eje elástico de la viga. Por lo general esto sucede cuando el punto A se encuentra cerca o en la puntera del ala (Figura 4-3). En la misma figura se observa que el punto N es el último nudo de la malla de elementos finitos utilizada para discretizar la viga.

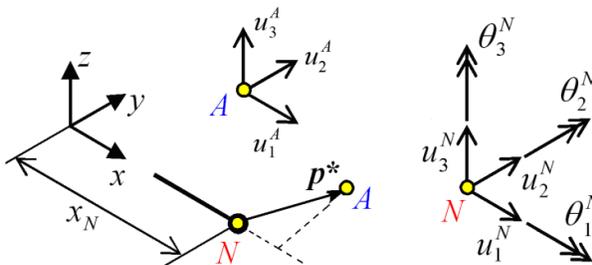


Figura 4-3: Conexión con un punto exterior.

El punto A en la superficie alar está conectado al punto N por medio de un vínculo rígido. Por lo tanto, la ecuación que describe el desplazamiento del punto A resulta:

$$\mathbf{u}_A = \left[\mathbf{I}_{3 \times 3} \mid \mathbf{P}_N^* \right] \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_N \\ \boldsymbol{\theta}_N \end{Bmatrix} \quad (4.13)$$

o bien

$$\begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{Bmatrix}_A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & p_3 & -p_2 \\ 0 & 1 & 0 & -p_3 & 0 & p_1 \\ 0 & 0 & 1 & p_2 & -p_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ \theta_1 \\ \theta_2 \\ \theta_3 \end{Bmatrix}_N \quad (4.14)$$

donde (p_1, p_2, p_3) son las componentes del vector \mathbf{p}^* , $(u_1, u_2, u_3)_A$ son las componentes de traslación del punto A de la superficie alar, y $(u_1, u_2, u_3, \theta_1, \theta_2, \theta_3)_N$ son las componentes del desplazamiento del punto N de la viga. Utilizando notación matricial las ecuaciones (4.13) y (4.14) pueden describirse de la siguiente manera:

$$\mathbf{u}_A = \left[\mathbf{G}_{AE1} \quad \mathbf{G}_{AE2} \right] \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_N \\ \boldsymbol{\theta}_N \end{Bmatrix} \quad (4.15)$$

Luego de repetir el procedimiento descrito anteriormente, ya sea el Caso I o el Caso II según corresponda, para cada punto seleccionado de la superficie alar, se ensambla la matriz global $[\mathbf{G}_{AE}]$ y se obtienen de esta manera los desplazamientos de todos los puntos seleccionados de la superficie alar en función de los desplazamientos establecidos de los nudos de la viga.

4.1.3 Traslado de las fuerzas del modelo aerodinámico al estructural

Para trasladar las fuerzas \mathbf{f}_A^* calculadas con el modelo aerodinámico a los nudos de la estructura (fuerzas \mathbf{f}_E^* en la viga) se debe garantizar que sean equivalentes, es decir que realicen el mismo trabajo para cualquier desplazamiento virtual:

$$\overline{\delta W}_A^* = \overline{\delta W}_E^* \quad (4.16)$$

donde la barra indican que estas cantidades representan incrementos infinitesimos y no verdaderas variaciones; los trabajos virtuales están dados por:

$$\delta \bar{W}_A^* = (\delta \mathbf{U}_A^*)^T \mathbf{f}_A^* \quad (4.17)$$

$$\delta \bar{W}_E^* = (\delta \mathbf{U}_E^*)^T \mathbf{f}_E^* \quad (4.18)$$

Teniendo en cuenta la ecuación (4.1) que relaciona los desplazamientos en ambos modelos se pueden escribir los desplazamientos virtuales como:

$$\delta \mathbf{U}_A^{PC*} = [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}] \delta \mathbf{U}_E^* \quad (4.19)$$

donde el superíndice *PC* indica que la matriz $[\mathbf{G}_{AE}^*]$ se ha definido para los Puntos de Control de la malla aerodinámica, donde se calculan las fuerzas.

Reemplazando (4.19) en (4.17) se tiene:

$$\delta \bar{W}_A^* = (\delta \mathbf{U}_A^*)^T \mathbf{f}_A^* = \left((\delta \mathbf{U}_E^*)^T [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}]^T \right) \mathbf{f}_A^* \quad (4.20)$$

Según (4.16) se debe igualar (4.20) a (4.18) y como el desplazamiento virtual es arbitrario resulta:

$$\mathbf{f}_E^* = [\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \quad (4.21)$$

donde $[\mathbf{G}_{EA}^{PC*}]$ es la matriz que permite transferir las cargas del modelo aerodinámico al estructural.

$$[\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] = [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}]^T \quad (4.22)$$

4.2. Ecuaciones empleadas en el esquema de integración numérica

El resultado expresado en la ecuación (4.21) puede ser sustituido en la ecuación de movimiento (3.28), que por conveniencia se repite a continuación

$$(3.28) \rightarrow \begin{aligned} \ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) &= T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\mathbf{\Phi}^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \\ \ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) &= T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\mathbf{\Phi}^*]^T [\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \end{aligned} \quad (4.23)$$

Resulta conveniente definir una nueva matriz, $[\mathbf{G}_{MA}^{PC*}]$, que relaciona las fuerzas aerodinámicas con las fuerzas modales

$$[\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] = \left[[\mathbf{G}_{AE}^{PC*}] [\mathbf{\Phi}^*] \text{diag}(m_j^*)^{-1} \right]^T \quad (4.24)$$

para reescribir la ecuación (4.23) como

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) = T_C^2 [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \quad (4.25)$$

4.2.1 Adimensionalización de \mathbf{f}_A^*

Se comienza considerando una fuerza $\{\mathbf{f}_k^*\}_A$ que actúa en el punto de control de un panel k de la malla aerodinámica

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \Delta p_k^* A_k^* \hat{\mathbf{n}}_k \quad (4.26)$$

donde Δp_k^* es el salto de presión a través del panel en el punto k y es definido como la presión debajo del panel menos la presión por encima del panel. Este salto de presión es calculado con la ecuación de Bernoulli para flujos inestacionarios, ecuación (2.11) del Capítulo 2. A_k^* es el área del panel k y $\hat{\mathbf{n}}_k$ es un vector unitario normal al panel k .

Haciendo uso de la definición de coeficiente de presión, C_p , se puede escribir al salto de presión como

$$\Delta p_k^* = (\Delta C_p)_k \frac{1}{2} \rho_C V_C^2 \quad (4.27)$$

y usando la longitud característica, L_C , se puede escribir el área del panel en términos del área adimensional, A_k , como

$$A_k^* = L_C^2 A_k \quad (4.28)$$

Introduciendo las ecuaciones (4.27) y (4.28) en la ecuación (4.26) se obtiene

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \frac{1}{2} \rho_C V_C^2 L_C^2 (\Delta C_p)_k A_k \hat{\mathbf{n}}_k \quad (4.29)$$

Definiendo la fuerza aerodinámica adimensional, $\{\mathbf{f}_k\}_A$, como

$$\{\mathbf{f}_k\}_A = (\Delta C_p)_k A_k \hat{\mathbf{n}}_k \quad (4.30)$$

y reescribiendo la ecuación (4.29)

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \frac{1}{2} \rho_C V_C^2 L_C^2 \{\mathbf{f}_k\}_A \quad (4.31)$$

Extendiendo esta idea para $k = 1$ hasta el $k =$ número total de paneles de las superficies sustentadoras

$$\mathbf{f}_A^* = \frac{1}{2} \rho_C V_C^2 L_C^2 \mathbf{f}_A \quad (4.32)$$

Luego, sustituyendo la (4.32) en la ecuación (4.25)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\Lambda] \mathbf{q}(t) = T_C^2 [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \left(\frac{1}{2} \rho_C V_C^2 L_C^2 \right) \mathbf{f}_A \quad (4.33)$$

reescribiendo esta última y teniendo en cuenta que $L_C = V_C T_C$, se obtiene

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\Lambda] \mathbf{q}(t) = \left(\frac{1}{2} \rho_C L_C^4 \right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \quad (4.34)$$

4.2.2 Integración de las ecuaciones de movimiento

Para integrar numéricamente las ecuaciones de movimiento (4.34) es necesario primero reescribirlas como un sistema de ecuaciones ordinarias diferenciales de primer orden. Para hacer esto se introduce el vector de estado

$$\mathbf{y}(t) = \begin{Bmatrix} \mathbf{y}_1(t) \\ \mathbf{y}_2(t) \end{Bmatrix} \quad (4.35)$$

de dimensión $(2n \times 1)$ (siendo n , el número de grados de libertad) y en donde las variables de estado $\mathbf{y}_1(t)$ y $\mathbf{y}_2(t)$ están dadas por

$$\mathbf{y}_1(t) = \mathbf{q}(t) \quad (4.36)$$

$$\mathbf{y}_2(t) = \dot{\mathbf{q}}(t) \quad (4.37)$$

Derivando estas dos últimas ecuaciones, respecto de t , y usando la ecuación (4.34) se obtiene

$$\dot{\mathbf{y}}_1(t) = \mathbf{y}_2(t) \quad (4.38)$$

$$\dot{\mathbf{y}}_2(t) = -[\Lambda] \mathbf{y}_1(t) + \left(\frac{1}{2} \rho_C L_C^4 \right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \quad (4.39)$$

Estas dos últimas ecuaciones se pueden escribir en la forma de estado como

$$\begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{y}}_1(t) \\ \dot{\mathbf{y}}_2(t) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{I}_{n \times n} \\ -[\mathbf{\Lambda}] & \mathbf{0}_{n \times n} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{y}_1(t) \\ \mathbf{y}_2(t) \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \mathbf{0}_{n \times 1} \\ \left(\frac{1}{2} \rho_C L_C^A\right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \end{Bmatrix} \quad (4.40)$$

donde $\mathbf{0}_{n \times n}$ es una matriz de ceros con dimensión $(n \times n)$, $\mathbf{0}_{n \times 1}$ es un vector de ceros con dimensión $(n \times 1)$ y $\mathbf{I}_{n \times n}$ es la matriz identidad de dimensión $(n \times n)$.

Finalmente, la ecuación (4.40) es integrada usando el esquema numérico de integración que se describe en la sección siguiente.

4.3. El esquema de integración numérica

El enfoque seguido en este trabajo trata al flujo de aire y la estructura como elementos de un único sistema dinámico cuyas ecuaciones gobernantes son integradas numéricamente en el dominio del tiempo de manera simultánea e interactiva. Este enfoque presenta una complicación fundamental: para predecir las cargas aerodinámicas se debe conocer el movimiento de la estructura y para conocer el movimiento de la estructura se deben conocer las cargas aerodinámicas. Para sortear ese inconveniente, en este trabajo se implementó un esquema de integración que tiene en cuenta la interacción entre las cargas aerodinámicas y el movimiento de la estructura.

El procedimiento de integración está basado en el método predictor-corrector de cuarto orden desarrollado por Hamming (Carnahan *et al.*, 1969). Ese procedimiento fue elegido debido a que el modelo aerodinámico funciona mejor cuando las cargas son únicamente evaluadas en los pasos de tiempo integral y porque las cargas aerodinámicas contienen contribuciones que son proporcionales a la aceleración. Estas contribuciones provienen de $\partial\Phi(\mathbf{R},t)/\partial t$, donde $\Phi(\mathbf{R},t)$ es el potencial de velocidad en la ecuación de Bernoulli, el cual es proporcional a la velocidad.

Las ecuaciones de movimiento (4.40) son un sistema de $2n$ ecuaciones diferenciales ordinarias de primer orden que pueden expresarse como

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{F}[\mathbf{y}(t)] \quad (4.41)$$

donde la mitad del vector \mathbf{F} representa las velocidades generalizadas y la otra mitad representa las fuerzas generalizadas divididas por las correspondientes inercias. En general, las cargas dependen explícitamente de \mathbf{y} , e implícitamente de la historia del

movimiento y de la aceleración a través del término $\partial\Phi(\mathbf{R},t)/\partial t$ (ver ecuación (2.11) del Capítulo 2).

En la ecuación (4.41) $\dot{\mathbf{y}}(t) = d\mathbf{y}(t)/dt$ y todos los vectores tienen $2n$ componentes, esto es, el vector \mathbf{F} tiene componentes $F_i[\mathbf{y}(t)]$, el vector $\mathbf{y}(t)$ tiene componentes $y_i(t)$ y el vector $\dot{\mathbf{y}}(t)$ tiene componentes $\dot{y}_i(t)$; con i variable entre 1 y $2n$.

A continuación se presentan los detalles del procedimiento numérico utilizado para determinar el valor actual del vector:

1. En t_0 (es decir, en $t = 0$) se conocen las condiciones iniciales del problema, esto es, se conoce $\mathbf{y}^0 = \mathbf{y}(t_0)$. Usando la ecuación (4.41) se obtiene el valor de $\dot{\mathbf{y}}^0$ haciendo

$$\dot{\mathbf{y}}^0 = \mathbf{F}^0 = \mathbf{F}(\mathbf{y}^0) \quad (4.42)$$

2. En t_1 (es decir, en $t = \Delta t$) la solución predicha, ${}^p\mathbf{y}^1$, se computa con el método explícito de Euler

$${}^p\mathbf{y}^1 = \mathbf{y}^0 + \Delta t \mathbf{F}^0 \quad (4.43)$$

3. La solución predicha es corregida usando el método de Euler modificado

$${}^{k+1}\mathbf{y}^1 = \mathbf{y}^0 + \frac{\Delta t}{2} ({}^k\mathbf{F}^1 + \mathbf{F}^0) \quad (4.44)$$

en donde k es el número de iteración y

$${}^k\mathbf{F}^1 = \mathbf{F}({}^k\mathbf{y}^1) \quad (4.45)$$

para el caso particular de $k=1$, ${}^1\mathbf{y}^1 = {}^p\mathbf{y}^1$. Este paso es repetido hasta que el error de iteración, $e^1 = \left\| {}^{k+1}\mathbf{y}^1 - {}^k\mathbf{y}^1 \right\|_{\infty}$, es menor que una tolerancia de error prescrita, ε . Una vez alcanzado ese requerimiento, se establece

$$\mathbf{y}^1 = {}^{k+1}\mathbf{y}^1 \quad (4.46)$$

$$\dot{\mathbf{y}}^1 = {}^{k+1}\dot{\mathbf{y}}^1 \quad (4.47)$$

4. En t_2 (es decir, en $t = 2\Delta t$) la solución predicha, ${}^p\mathbf{y}^2$, se computa con el método predictor de dos pasos de Adams-Bashforth

$${}^p \mathbf{y}^2 = \mathbf{y}^1 + \frac{\Delta t}{2} (3\mathbf{F}^1 - \mathbf{F}^0) \quad (4.48)$$

5. La solución predicha es corregida usando el método de dos pasos de Adams-Moulton

$${}^{k+1} \mathbf{y}^2 = \mathbf{y}^1 + \frac{\Delta t}{12} (5^k \mathbf{F}^2 + 8\mathbf{F}^1 - \mathbf{F}^0) \quad (4.49)$$

en donde

$${}^k \mathbf{F}^2 = \mathbf{F}({}^k \mathbf{y}^2) \quad (4.50)$$

para el caso particular de $k=1$, ${}^1 \mathbf{y}^2 = {}^p \mathbf{y}^2$. Este paso es repetido hasta que el error de iteración, $e^2 = \left\| {}^{k+1} \mathbf{y}^2 - {}^k \mathbf{y}^2 \right\|_{\infty}$, es menor que una tolerancia de error prescrita, ε . Una vez alcanzado ese requerimiento, se establece

$$\mathbf{y}^2 = {}^{k+1} \mathbf{y}^2 \quad (4.51)$$

$$\dot{\mathbf{y}}^2 = {}^{k+1} \dot{\mathbf{y}}^2 \quad (4.52)$$

6. En t_3 (es decir, en $t = 3\Delta t$) la solución predicha, ${}^p \mathbf{y}^3$, se computa con el método predictor de tres pasos de Adams-Bashforth

$${}^p \mathbf{y}^3 = \mathbf{y}^2 + \frac{\Delta t}{12} (23\mathbf{F}^2 - 16\mathbf{F}^1 + 5\mathbf{F}^0) \quad (4.53)$$

7. La solución predicha es corregida usando el método de tres pasos de Adams-Moulton

$${}^{k+1} \mathbf{y}^3 = \mathbf{y}^2 + \frac{\Delta t}{24} (9 {}^k \mathbf{F}^3 + 19 \mathbf{F}^2 - 5 \mathbf{F}^1 + \mathbf{F}^0) \quad (4.54)$$

en donde

$${}^k \mathbf{F}^3 = \mathbf{F}({}^k \mathbf{y}^3) \quad (4.55)$$

para el caso particular de $k=1$, ${}^1 \mathbf{y}^3 = {}^p \mathbf{y}^3$. Este paso es repetido hasta que el error de iteración, $e^3 = \left\| {}^{k+1} \mathbf{y}^3 - {}^k \mathbf{y}^3 \right\|_{\infty}$, es menor que una tolerancia de error prescrita, ε . Una vez alcanzado ese requerimiento, se establece

$$\mathbf{y}^3 = {}^{k+1} \mathbf{y}^3 \quad (4.56)$$

$$\dot{\mathbf{y}}^3 = {}^{k+1}\dot{\mathbf{y}}^3 \quad (4.57)$$

8. Para t_4 y superiores (es decir, en $t = 4 \Delta t$, $t = 5 \Delta t$, $t = 6 \Delta t$, ...etc.) se computa usando el método predictor-corrector modificado de cuarto orden de Hamming. La solución predicha, ${}^p\mathbf{y}^j$, se computa con la ecuación predictora

$${}^p\mathbf{y}^j = \mathbf{y}^{j-4} + \frac{4}{3} \Delta t (2 \mathbf{F}^{j-1} - \mathbf{F}^{j-2} + 2 \mathbf{F}^{j-3}) \quad (4.58)$$

9. La solución predicha es modificada usando el error de truncamiento local del paso de tiempo previo

$${}^1\mathbf{y}^j = {}^p\mathbf{y}^j + \frac{112}{9} \mathbf{e}^{j-1} \quad (4.59)$$

10. La solución predicha-modificada es corregida usando la ecuación

$${}^{k+1}\mathbf{y}^j = \frac{1}{8} (9 \mathbf{y}^{j-1} - \mathbf{y}^{j-3} + 3 \Delta t ({}^k\mathbf{F}^j + 2 \mathbf{F}^{j-1} - \mathbf{F}^{j-2})) \quad (4.60)$$

en donde

$${}^k\mathbf{F}^j = \mathbf{F}({}^k\mathbf{y}^j) \quad (4.61)$$

para el caso particular de $k=1$, ${}^1\mathbf{y}^j = {}^p\mathbf{y}^j$. Este paso es repetido hasta que el error de iteración, $e^j = \|{}^{k+1}\mathbf{y}^j - {}^k\mathbf{y}^j\|_\infty$, es menor que una tolerancia de error prescrita, ε .

11. El error de truncamiento local es estimado para usar en los pasos actual y siguiente haciendo

$$\mathbf{e}^j = \frac{9}{121} ({}^{k+1}\mathbf{y}^j - {}^p\mathbf{y}^j) \quad (4.62)$$

12. La solución final en el paso j es

$$\mathbf{y}^j = {}^{k+1}\mathbf{y}^j - \mathbf{e}^j \quad (4.63)$$

13. Para calcular la solución en el próximo paso, se establece

$$\mathbf{y}^{j-4} = \mathbf{y}^{j-3} \quad (4.64)$$

$$\mathbf{y}^{j-3} = \mathbf{y}^{j-2} \quad (4.65)$$

$$\mathbf{y}^{j-2} = \mathbf{y}^{j-1} \quad (4.66)$$

$$\mathbf{y}^{j-1} = \mathbf{y}^j \quad (4.67)$$

$$\mathbf{e}^{j-1} = \mathbf{e}^j \quad (4.68)$$

y se repiten los pasos 8. a 13. tantas veces como se desee.

4.4. Integración del modelo aerodinámico dentro del esquema numérico

Durante cada paso de tiempo, Δt , se realiza la convección de las estelas hacia sus nuevas posiciones consistentemente con el requerimiento de que la vorticidad se mueve con las partículas de fluido y, simultáneamente, la estructura se mueve hacia una nueva posición consistentemente con las fuerzas actuales y las ecuaciones de movimiento. Este concepto es implementado por medio de la siguiente secuencia de pasos para calcular la solución en el tiempo $(t + \Delta t)$ cuando la solución es conocida en el tiempo t , $(t - \Delta t)$, $(t - 2\Delta t)$ y $(t - 3\Delta t)$:

1. Se realiza la convección de estelas hacia sus nuevas posiciones. Una partícula de fluido en una estela se mueve desde su posición actual $\mathbf{R}(t)$ a una nueva posición $\mathbf{R}(t + \Delta t)$ de acuerdo a

$$\mathbf{R}(t + \Delta t) = \mathbf{R}(t) + \mathbf{V}[\mathbf{R}(t)] \Delta t \quad (4.69)$$

donde $\mathbf{V}(\mathbf{R}(t))$ es la velocidad local del fluido. Durante el resto del procedimiento para este paso de tiempo, la estela no se mueve. Experimentaciones numéricas con algoritmos más precisos para realizar la convección de la estela han mostrado que lo expresado en la ecuación (4.69) resulta adecuado (Kandil *et al.*, 1976b).

2. Las cargas actuales, es decir, aquellas conocidas al comienzo del paso cuando el tiempo es igual a t , son usadas para predecir el estado de la estructura, para ello se emplea la ecuación (4.58).
3. La solución predicha es modificada utilizando el error de truncamiento local proveniente de pasos de tiempo previos, ecuación (4.59).
4. La solución predicha-modificada es corregida por el procedimiento iterativo que hace uso de la ecuación correctora (4.60). Las cargas son recalculadas para cada iteración

mientras que, las estelas se mantienen inamovibles. Para el cálculo de fuerzas aerodinámicas se requiere un gran esfuerzo, ya que el modelo aerodinámico debe ser utilizado para recalculer completamente el campo de fluido. Este paso se repite varias veces hasta que se alcanza la convergencia, es decir, hasta que el error de iteración es inferior a un valor tolerancia de error prescrita. Normalmente, de tres a seis iteraciones son requeridas para reducir el valor del error de iteración a menos de 10^{-6} .

5. Luego de alcanzar la convergencia, el error de truncamiento local (ecuación (4.62)) es obtenido para el próximo paso de tiempo y para la evaluación final de las cargas en el paso de tiempo actual.
6. Luego, la ecuación (4.63) es usada para evaluar la posición y velocidad finales de la estructura y estas son usadas para recalculer el campo de flujo y para obtener la estimación final de las cargas aerodinámicas.

En este punto, es decir, en el tiempo $(t + \Delta t)$ son completamente conocidos:

- i)* la posición y velocidad de la estructura,
- ii)* la distribución de vorticidad y las cargas aerodinámicas sobre las superficies sustentadoras
- iii)* la distribución de vorticidad en las estelas y la posición de las mismas.

A continuación es posible avanzar en el cálculo de la solución para el próximo paso de tiempo. Se comienza realizando el desplazamiento de la información de acuerdo a las ecuaciones (4.64) a (4.68) y luego se repiten los pasos 1. a 6. descritos en esta sección.

El procedimiento descrito requiere información de cuatro pasos de tiempo previos, por lo que, en el comienzo, se emplea el esquema especial de arranque basado en lo descrito en la sección anterior:

1. En $t = 0$ se usan las condiciones iniciales para calcular las cargas aerodinámicas ignorando la contribución de $\partial\Phi / dt$. En este paso no es importante computar precisamente su contribución, porque se determina la respuesta de la estructura con una perturbación inicial arbitraria (Preidikman, 1998).

Luego se usa la ecuación (4.42) para calcular F^0 y se realiza la convección de la estela a su posición para el próximo paso de tiempo.

A continuación se predice el estado de la estructura en el tiempo Δt usando el método de Euler de primer orden dado por la ecuación (4.43). Luego se corrige iterativamente el estado predicho usando el método de Euler modificado dado por la ecuación (4.44), recalculando las cargas en cada iteración. Como ya se mencionó, no se recalculan la posición de las estelas.

2. Luego de la convergencia, se avanza en el tiempo y se realiza la convección de las estelas. Luego se predice la solución en el tiempo $2\Delta t$ usando el método predictor de dos pasos de Adams-Bashforth de segundo orden dado en la ecuación (4.48). A continuación se corrige iterativamente la solución predicha usando el método de dos pasos de Adams-Moulton dado en la ecuación (4.49), recalculándose las cargas en cada iteración.
3. Luego de la convergencia, se avanza en el tiempo y se realiza la convección de las estelas. Luego se predice la solución en el paso $3\Delta t$ usando el método predictor de tres pasos de Adams-Bashforth de tercer orden dado en la ecuación (4.53). A continuación se corrige iterativamente la solución predicha usando el método de tres pasos de Adams-Moulton dado en la ecuación (4.54), recalculándose las cargas en cada iteración.

Luego de la convergencia, se calcula el error de truncamiento local por primera vez y luego se sigue el procedimiento descrito al comienzo de esta sección.

Capítulo 5

El preprocesador de configuraciones

En este capítulo se presenta un preprocesador flexible y robusto que permite definir, fácilmente y libre de errores, diferentes geometrías y mallas de vehículos aéreos con una configuración de alas unidas. Las mallas definidas son de dos tipos y están orientadas al NUVLM y al FEM.

En la primera sección de este capítulo se presentan detalles del procesador de geometrías y del mallador orientado al NUVLM, al cual denominaremos en algunos casos como “mallador para el NUVLM” o, simplemente, “mallador aerodinámico”. En la segunda sección se describe el mallador orientado al FEM que denominaremos “mallador para el FEM” o, simplemente, “mallador estructural”.

5.1. Procesador de geometrías y mallador aerodinámico

El modelo aerodinámico basado en el NUVLM presentado en el Capítulo 2, requiere que la geometría del UAV sea tratada de una manera particular debido a que se necesitan varios datos adicionales respecto de los que podría generar algún mallador estándar utilizado en CFD o en Elementos Finitos. Los datos que necesariamente deben 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 vorticiosa 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. En la Figura 5-1 se muestran los componentes mencionados.

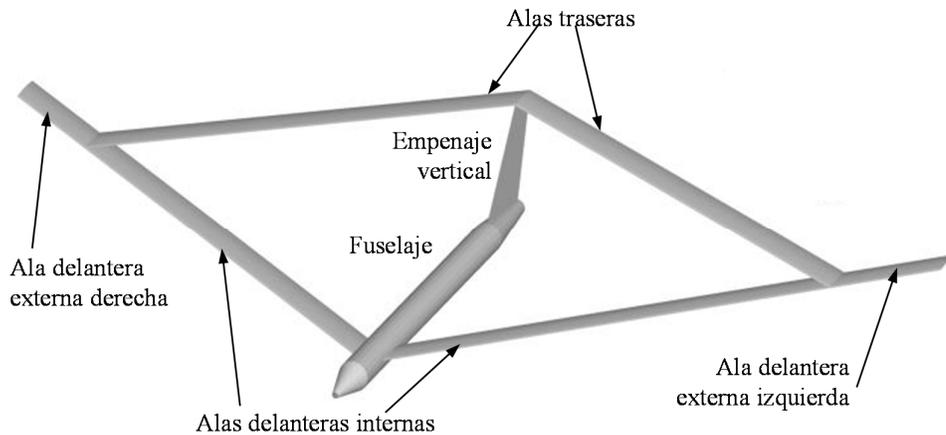


Figura 5-1: Denominación de las componentes de un UAV de alas unidas.

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 (Kimler y Canfield, 2006). Al final de esta sección se presenta una extensión del preprocesador en la cual se consideró un modelado de unión basado en lo propuesto en (Smith *et al.*, 1987; Smith y Stonum, 1989).

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 (Srivastava y Mook, 1994); 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 traseras.

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.

5.1.1. Datos de entrada

Los parámetros necesarios para definir la geometría del UAV se listan en la Tabla 5-1 y se indican en las Figuras 5-3 y 5-4. 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 5-2 se muestran dos perfiles alares a modo de ejemplo, uno simétrico y otro con curvatura.

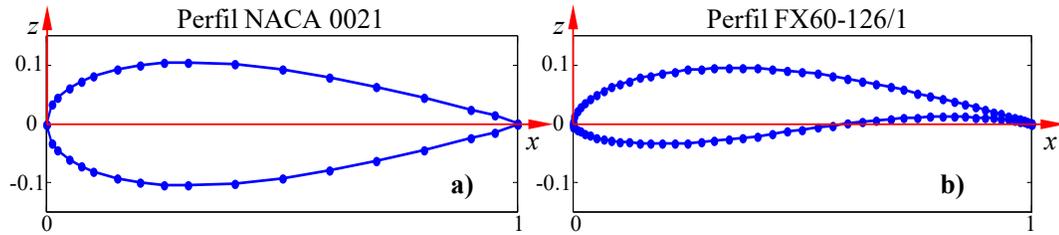


Figura 5-2: Datos de dos perfiles alares. a) NACA0021 y b) FX 60-126/1.

Tabla 5-1: Parámetros de entrada para el Preprocesador.

Parámetro	Descripción del parámetro
ct	Cuerda en la punta del ala.
cj	Cuerda en la unión de las alas.
crf	Cuerda en la raíz del ala delantera.
cra	Cuerda en la raíz del ala trasera.
L	Longitud total del fuselaje.
Lt	Longitud de la parte trasera del fuselaje.
Ln	Longitud del morro.
Sob	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera externa.
Sib	Longitud en el sentido de la envergadura del ala delantera interna.
d	Diámetro del cuerpo principal del fuselaje.
dn	Diámetro del fuselaje en la nariz.
zn	Posición del extremo de la nariz respecto del eje axilsimétrico del fuselaje
dt	Diámetro del fuselaje en la parte trasera.
zt	Posición del extremo de la parte trasera respecto del eje axilsimétrico del fuselaje
zfa	Altura del empenaje vertical.
Δob	Ángulo de diedro del ala delantera externa.
Δib	Ángulo de diedro del ala delantera interna.
Λob	Ángulo entre el borde de ataque y el eje 'y' del ala delantera externa.
Λib	Ángulo entre el borde de ataque y el eje 'y' del ala delantera interna.
$xnfs$	Posición de la raíz del ala delantera respecto de la nariz del UAV.
xfa	Separación entre el ala delantera y el ala trasera.
arf	Giro relativo del perfil alar de la raíz del ala delantera.
ara	Giro relativo del perfil alar de la raíz del ala trasera.
aj	Giro relativo del perfil alar de la unión de las alas.
at	Giro relativo del perfil alar de la punta del ala.

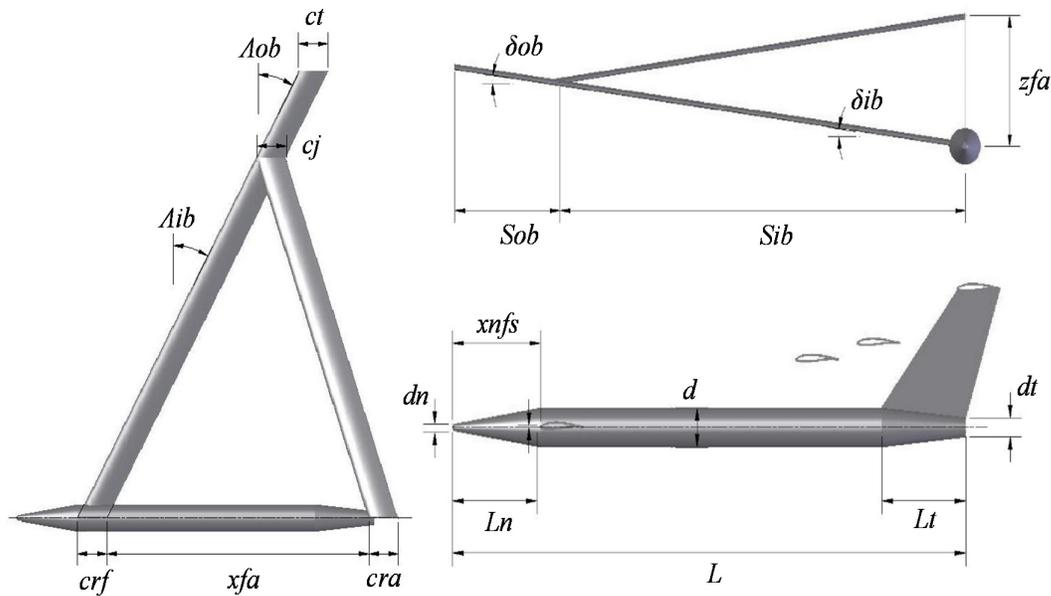


Figura 5-3: Parámetros que definen la geometría de un UAV de alas unidas.

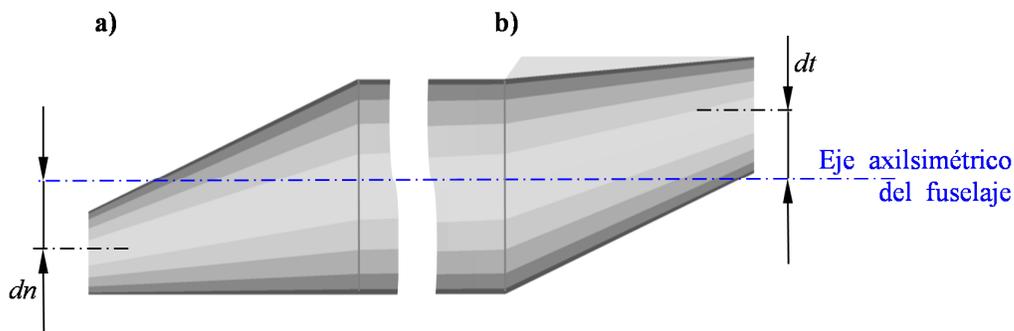


Figura 5-4: Parámetros; detalle de las zonas de: a) la nariz y b) la parte trasera del fuselaje.

Es necesario, además, ingresar como datos de entrada algunos parámetros que permitan configurar la malla. Estos parámetros se listan en la Tabla 5-2 y están indicados en la Figura 5-3.

Tabla 5-2: Parámetros para configurar el mallado.

Parámetro	Descripción
n_{pc}	Número de paneles a lo largo de la cuerda en las alas.
n_{pf}	Número de paneles sobre la semicircunferencia del fuselaje.
n_{pm}	Número de paneles a lo largo del morro.
n_{pev}	Número de paneles en la altura del empenaje vertical.

En la Figura 5-5.a 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 5-5.b 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.

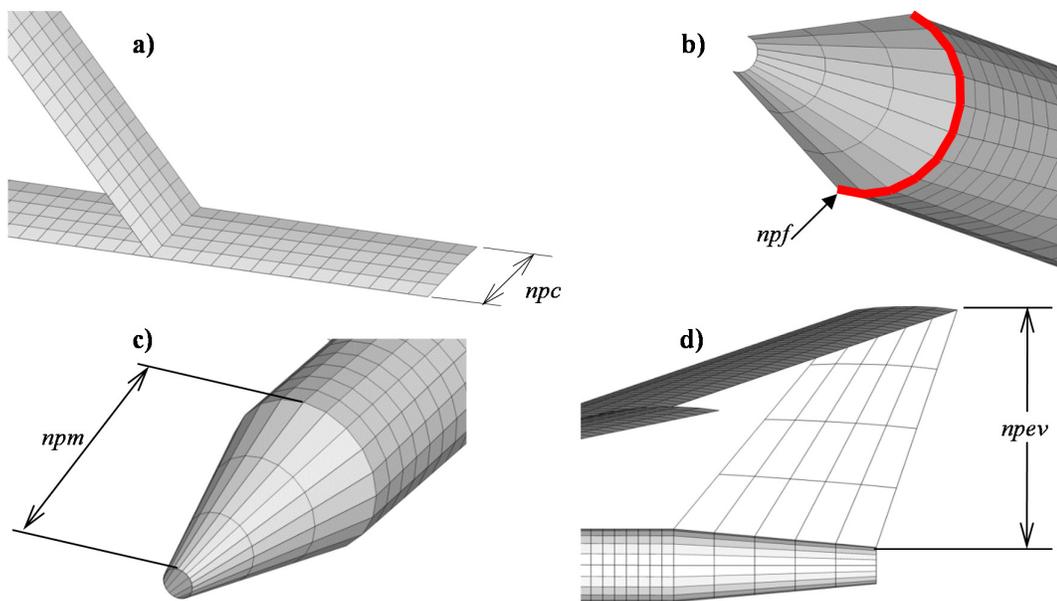


Figura 5-5: Representación gráfica de parámetros usados para configurar el mallado.

El número de paneles a lo largo del morro (npm) se indica con la cota de la Figura 5-5.c donde se observa el extremo delantero del fuselaje y 3 paneles a lo largo del morro ($npm = 3$).

En la Figura 5-5.d 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 ($npev$) se indica en la figura donde pueden verse 4 paneles en la dirección vertical del empenaje vertical ($npev = 4$).

5.1.2. 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 5-6. 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.

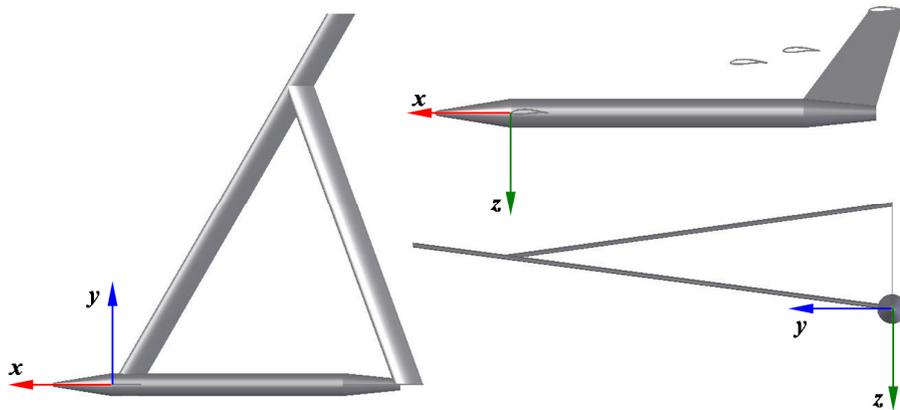


Figura 5-6: Ubicación del sistema de coordenadas utilizado.

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.

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 5-7.a se graficó la línea media del el perfil FX 60-126/1 que se obtiene 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 5-7.a, en la Figura 5-7.b se muestra la disposición de los nudos de la malla aerodinámica obtenida en el caso donde npc es igual a 5.

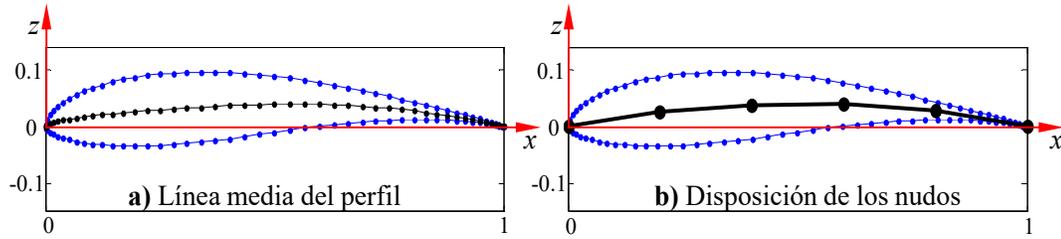


Figura 5-7: Ejemplo del tratamiento del Perfil FX 60-126/1.

Los datos de los cuatro perfiles se encuentran originalmente en el plano x - z , (ver ejes en la Figura 5- 6 y en la Figura 5-10) 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 las cuales servirán para definir la geometría de las alas. Las operaciones de escalar, rotar y trasladar se realizan mediante transformaciones afines (Strang, 2003). Las matrices utilizadas para realizar estas transformaciones se presentan en las ecuaciones (5.1). Las matrices allí mostradas se utilizan para premultiplicar los vectores columna que contienen las coordenadas de los nudos de la red de vórtices.

$$[\mathbf{S}] = \begin{bmatrix} c & 0 & 0 \\ 0 & c & 0 \\ 0 & 0 & c \end{bmatrix} \quad [\mathbf{R}] = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad [\mathbf{T}] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & x_0 \\ 0 & 1 & 0 & y_0 \\ 0 & 0 & 1 & z_0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.1)$$

La matriz $[\mathbf{S}]$ 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 $[\mathbf{R}]$ 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 ó 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 se les debe agregar una cuarta componente con un valor unitario antes de hacer la transformación. Luego de efectuar el producto matricial, a cada vector columna resultante se debe quitarle su cuarta componente.

En la Figura 5-8 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.

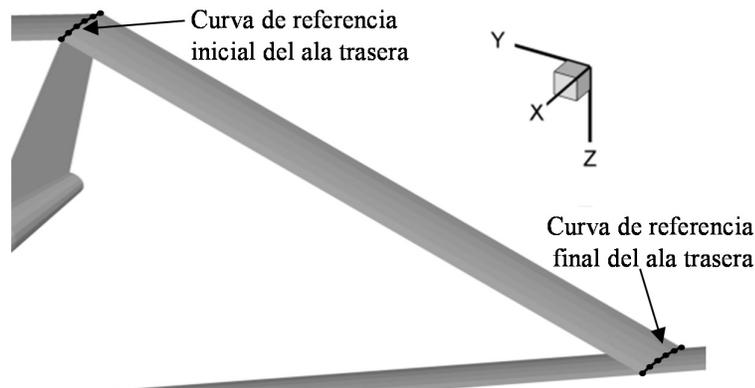


Figura 5-8: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala trasera.

De manera similar, en la Figura 5-9 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.

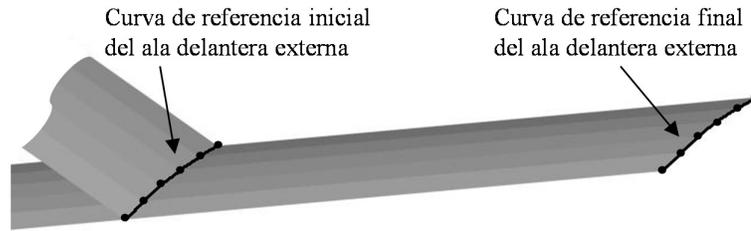


Figura 5-9: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala delantera externa.

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 5-10 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.

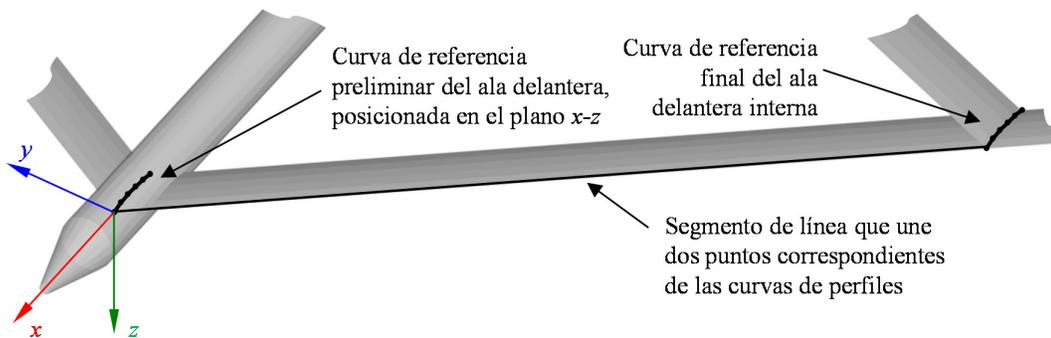


Figura 5-10: Curvas de referencia para delinear la geometría del ala delantera interna.

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 5-11.

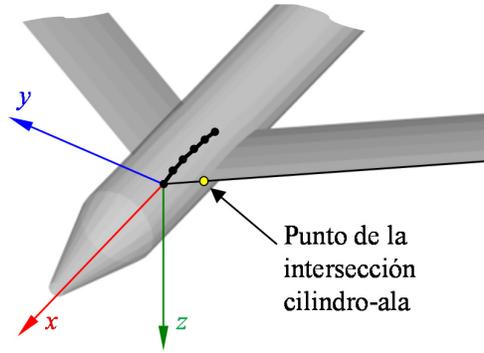


Figura 5-11: Detalle de la zona de intersección del ala delantera con el fuselaje.

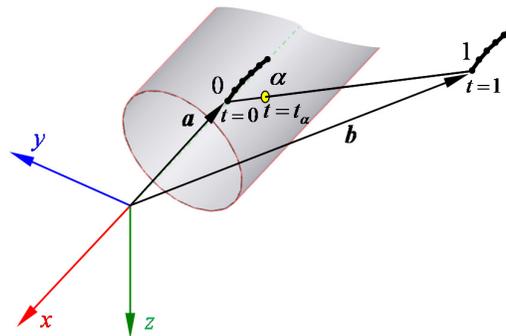


Figura 5-12: Vectores utilizados en la búsqueda de la intersección recta-cilindro.

En la ecuación (5.2) se da la representación vectorial de la recta. Como se muestra en la Figura 5-12, en esa ecuación t es un parámetro que pertenece al intervalo $[0, 1]$, el vector \mathbf{a} da la posición del primer punto (punto 0), de la curva de referencia preliminar y el vector \mathbf{b} da la posición del primer punto de la curva de referencia final (punto 1).

$$\mathbf{r} = t(\mathbf{b} - \mathbf{a}) + \mathbf{a} \quad (5.2)$$

Para hallar la intersección (punto α en la Figura 5-12) conviene expresar las coordenadas del punto α en forma paramétrica:

$$x_\alpha = x_0 + t_\alpha(x_1 - x_0) \quad y_\alpha = y_0 + t_\alpha(y_1 - y_0) \quad z_\alpha = z_0 + t_\alpha(z_1 - z_0) \quad (5.3)$$

y encontrar el valor del parámetro t_α de modo que las coordenadas del punto α de la recta (ecuación (5.3)) satisfagan la ecuación del cilindro:

$$y^2 + z^2 = R^2 \quad (5.4)$$

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 (5.3) en la ecuación (5.4) se obtiene una ecuación de segundo grado en la incógnita t_α que tiene dos raíces. La raíz positiva reemplazada en la ecuación (5.3) 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 5-13).

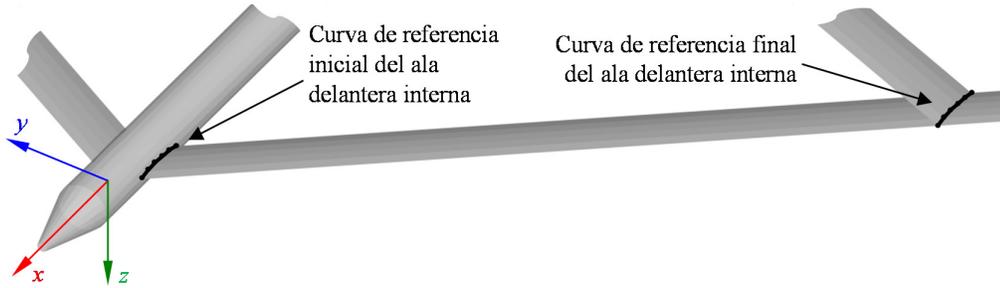


Figura 5-13: Curvas de referencia que delinear la geometría del ala delantera interna.

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 $n_{pf}+1$ nudos. En la Figura 5-14 se muestra un ejemplo de un arco de circunferencia donde el parámetro n_{pf} es igual a 10.

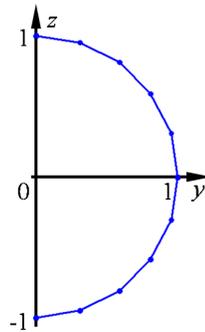


Figura 5-14: Curva base para crear las curvas de referencia utilizadas para delinear el fuselaje.

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 (5.1), 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 (5.1). 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 $xnfs$).

En la Figura 5-15 se muestra la zona delantera del fuselaje donde se han dibujado las curvas de referencia inicial y final del morro y en la Figura 5-16 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.

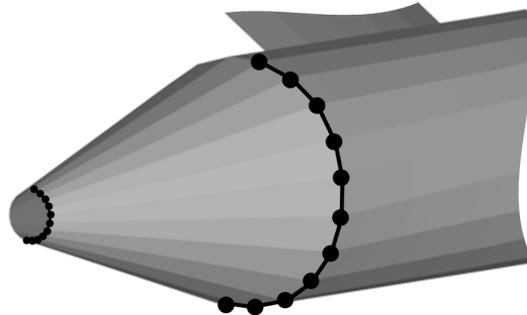


Figura 5-15: Curvas de referencia que sirven para delinear el morro.

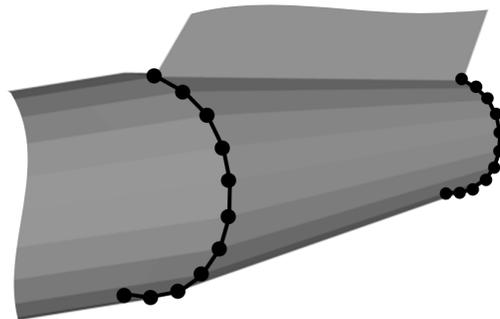


Figura 5-16: Curvas de referencia que sirven para delinear la parte posterior del fuselaje.

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 5-17 se muestran las curvas de referencias necesarias para delinear el cuerpo central del fuselaje.

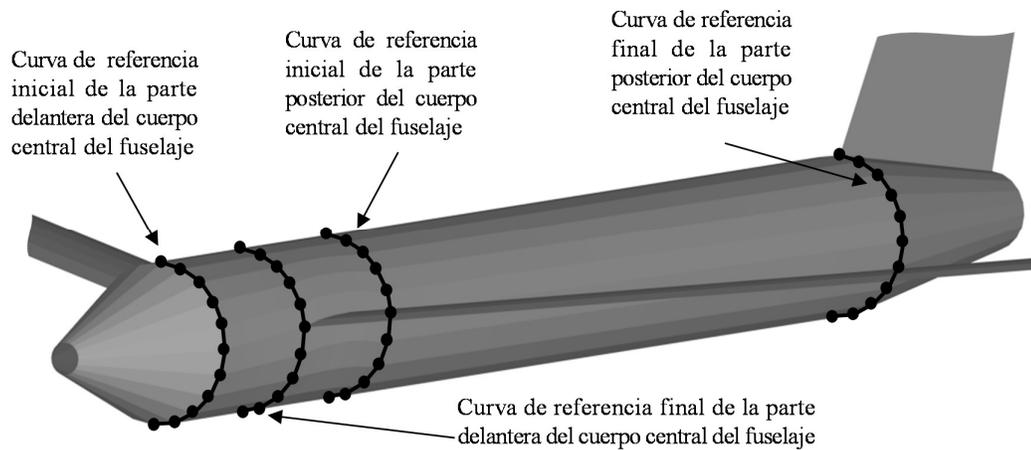


Figura 5-17: Curvas de referencia que sirven para delinear el cuerpo central del fuselaje.

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 desea 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 delinearán la parte superior del fuselaje (zona que está encima de la intersección ala-fuselaje) y, por otro lado, los $npf/2$ nudos restantes se distribuyen igualmente distanciados a lo largo de la porción de arco de circunferencia que delinearán la parte inferior del fuselaje (zona que está debajo de la intersección ala-fuselaje).

En la Figura 5-18 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.

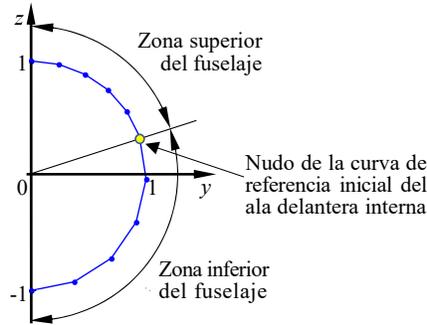


Figura 5- 18: Distribución de los nudos en la curva de referencia final de la parte delantera del cuerpo central del fuselaje.

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.

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 5-19 se muestran, sobre la geometría del UAV, las curvas de referencia utilizadas para construir el empenaje vertical.

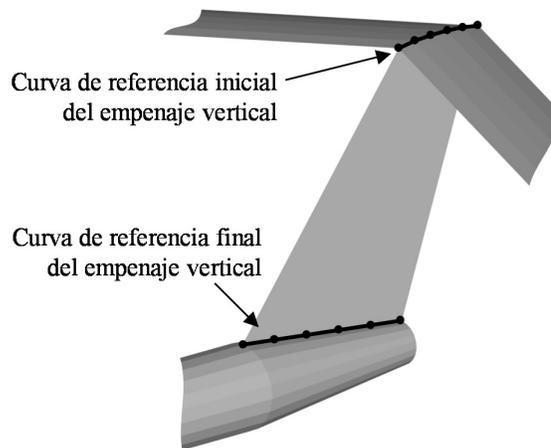


Figura 5-19: Curvas de referencia que sirven para delinear el empenaje vertical.

5.1.3. Nudos de la malla aerodinámica

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.

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 5-20 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 5-20 se indican los valores de l y de e .

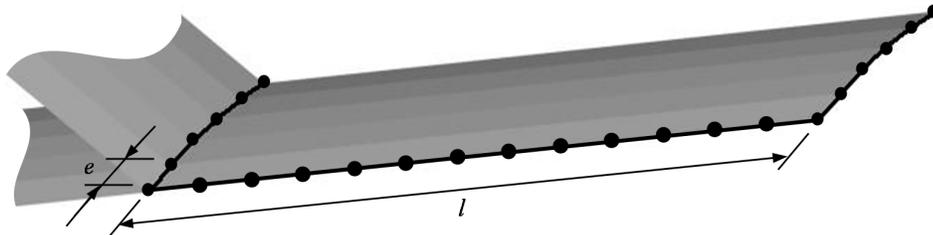


Figura 5-20: Primer etapa en la creación de nudos del ala delantera externa.

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 5-21 se muestra el resultado final de generar todos los nudos de la malla del ala delantera externa.

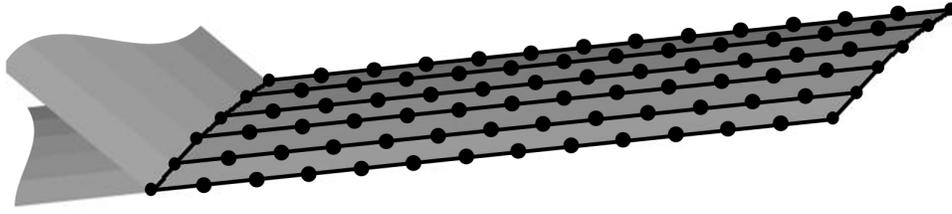


Figura 5-21: Nodos del ala delantera externa ya generados.

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.

Nudos 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.

En 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 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 $npc-1$.

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 $npm+1$.

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 las Figuras 5-22, 5-23 y 5-24 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 5-22 se muestra, en la zona delantera del fuselaje, como se numeran los nudos siguiendo un criterio “sentido horario – hacia atrás”.

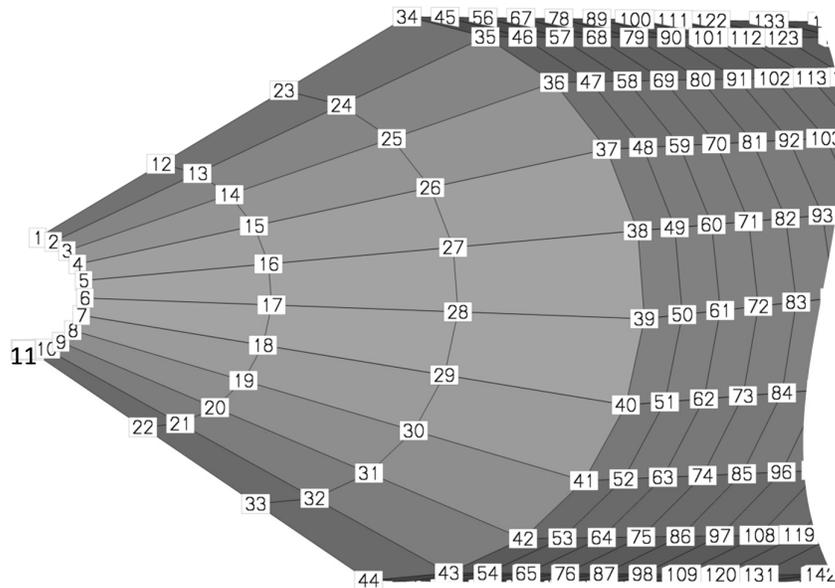


Figura 5-22: Ordenamiento de la numeración de nudos del fuselaje.

En la Figura 5-23 se muestra una vista inferior de la región de la raíz del ala delantera donde se aprecia de que manera 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.

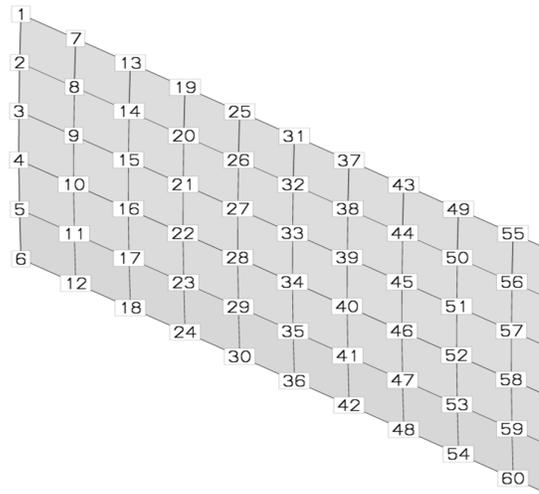


Figura 5-23: Ordenamiento de la numeración de nudos del ala delantera.

Para numerar los nudos del ala trasera se utiliza nuevamente el criterio “sentido de la cuerda-sentido de la envergadura”. El ordenamiento de los nudos mostrado en la Figura 5-23 sobre el ala delantera sirve también de ejemplo para el ala trasera.

En la Figura 5-24 se muestra una vista lateral derecha del empenaje vertical donde se aprecia como se numeran los nudos siguiendo el criterio “hacia atrás-hacia arriba”

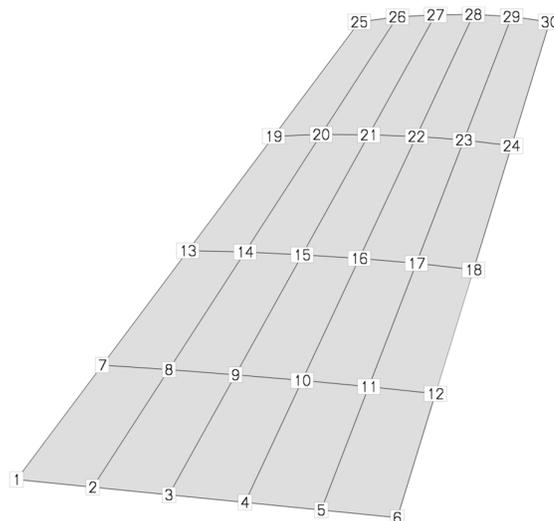


Figura 5-24: Ordenamiento de la numeración de nudos del empenaje vertical.

5.1.4. Otros datos del mallado

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 5-25 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.

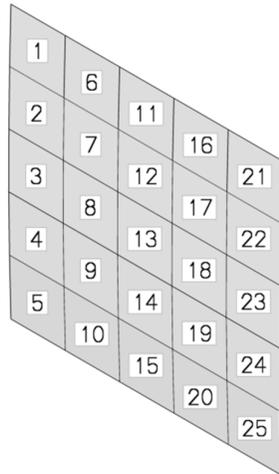


Figura 5-25: Ordenamiento de la numeración de paneles del ala delantera.

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 5-26 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 está formado por los nudos 1, 7, 8 y 2 (en ese orden), que el panel 2 está formado por los nudos 2, 8, 9 y 3 (en ese orden), etc.

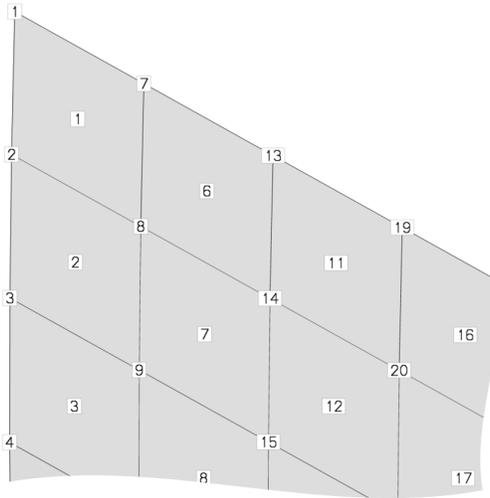


Figura 5-26: Numeración de paneles y nudos en la zona de la raíz del ala delantera.

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 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.

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 (5.5).

$$\mathbf{n} = \mathbf{v}_1 \times \mathbf{v}_2 \quad (5.5)$$

En la Figura 5-27 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 5-27 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.

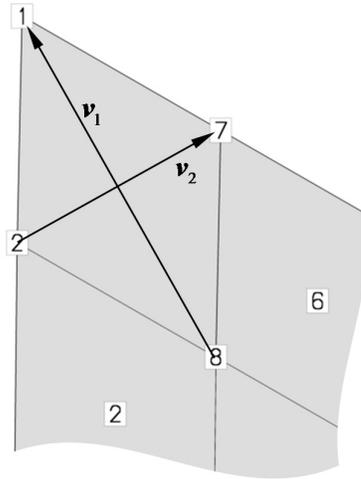


Figura 5-27: Vectores utilizados para definir el vector normal de un panel de la malla.

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 5-28 se muestra una vista inferior del ala delantera izquierda donde se observa el primer panel de la malla.

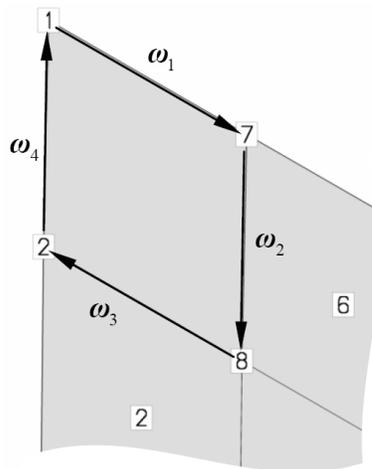


Figura 5-28: Vectores segmento de vorticidad de un panel de la malla.

El sentido y dirección que tienen los vectores segmento de vorticidad se muestra en la Figura 5-28. 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.

Paneles que emiten estelas

El desprendimiento de la sábana vorticosa 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 5-29 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.

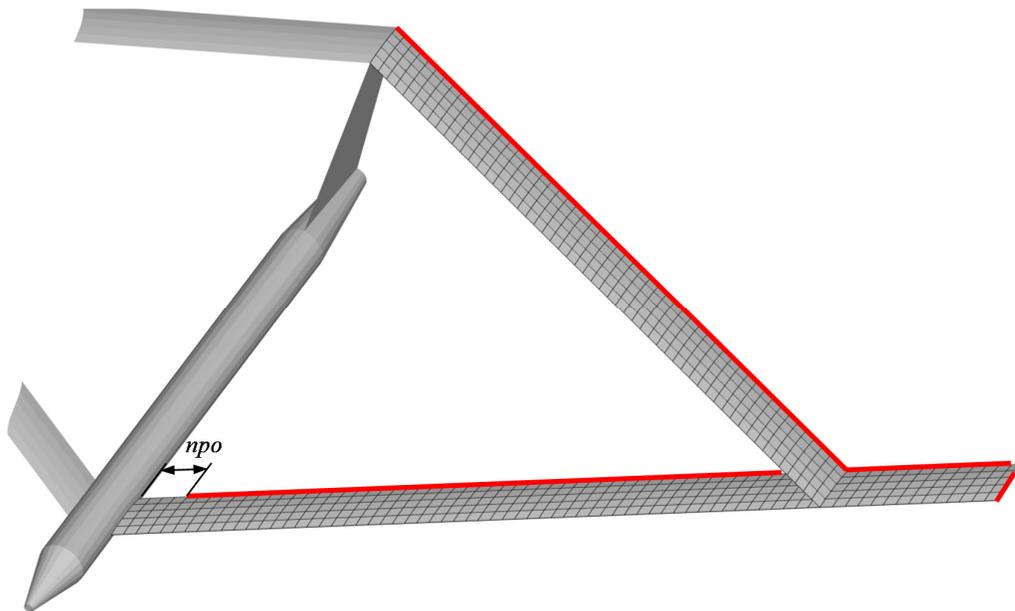


Figura 5-29: Zonas de emisión de estelas.

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 del 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.

5.1.5. Extensión del mallador aerodinámico

En esta subsección se presenta una extensión del preprocesador antes descrito, con la cual se pueden modelar configuraciones de alas unidas como las empleadas en (Smith y Cliff, 1987; Smith y Stonum, 1989). El preproceso aquí descrito tiene “carácter de extensión” porque fue introducido con el objetivo de poder desarrollar las simulaciones empleadas en el proceso de la validación descrito dentro de la Sección 6.2 del Capítulo 6 de este trabajo de tesis.

Este tipo de configuraciones se caracteriza por su especial unión de las alas delantera y trasera, las cuales se unen en un único punto geométrico. En la Figura 5-30.a se presenta un ejemplo de una configuración que emplea este tipo de unión y en la Figura 5-30.b se muestra un detalle donde, claramente, se aprecia la unión de alas.

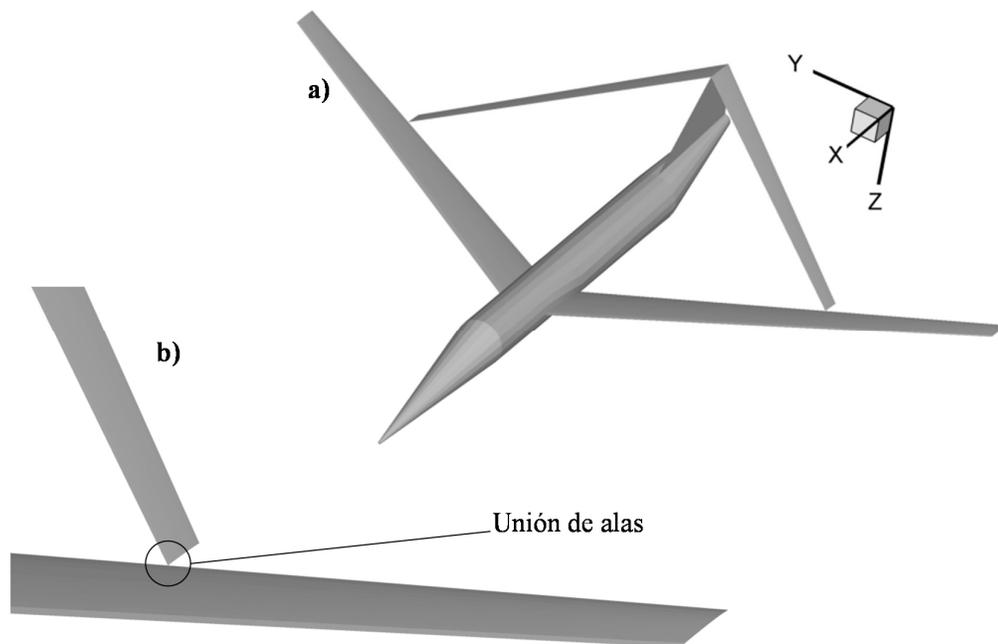


Figura 5-30: a) Configuración JW-1 (Smith y Stonum, 1989) y b) detalle de su tipo de unión de alas.

Para generar la geometría y la malla aerodinámica de configuraciones con una unión de alas como la que se muestra en la Figura 5-30.b, en general se procede exactamente de la misma manera que se describió en las subsecciones anteriores de esta sección, siendo solamente necesario introducir un cambio en la cantidad de datos de perfiles alares y parámetros proporcionados.

Para delinear la geometría, ahora es necesario agregar los datos relacionados con un nuevo perfil alar, el cual se refiere a la posición de la puntera del ala trasera. En la Figura 5-31 se muestra, sobre la mitad derecha de una configuración del JW-1, una representación de la nueva posición a considerar.

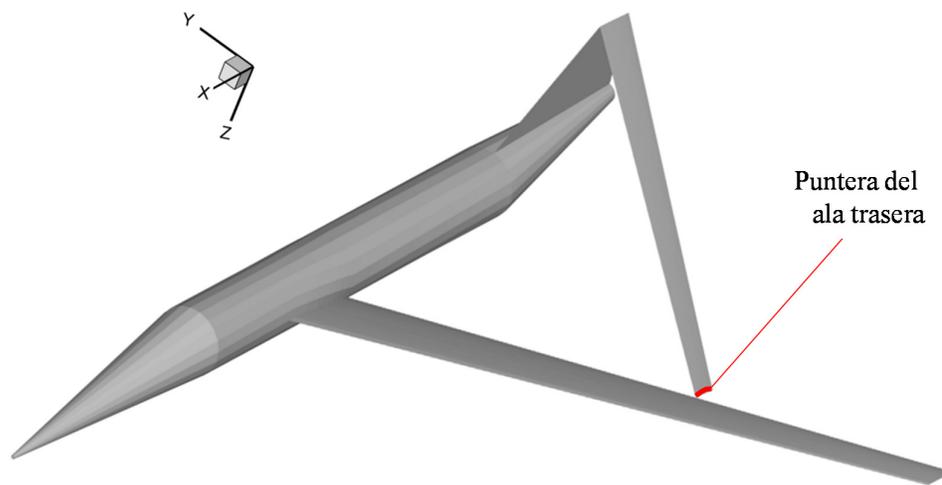


Figura 5-31: Representación de la posición de la puntera del ala trasera.

Para definir el perfil alar de la nueva posición, se procede de la misma manera que antes: es necesario introducir las coordenadas del extradós y del intradós del perfil que desea usarse en esta posición. Adicionalmente, es necesario introducir dos parámetros relacionados con este perfil: la cuerda de la puntera del ala trasera, *ctt*, y el giro relativo del perfil alar, *att*. Con los datos y parámetros de este perfil se construye la curva de referencia final del ala trasera.

Para ubicar el perfil en la posición que corresponde, no es necesario introducir ningún parámetro adicional. El código genera automáticamente el posicionamiento ubicando el nudo del borde de ataque de la curva final generadora del ala trasera, en la misma coordenada espacial del nudo de borde de fuga de la curva final del ala delantera interna.

5.2. Mallador estructural

El proceso de construir la malla estructural es bastante más simple que el de generar la malla aerodinámica. Si bien existen numerosos softwares especializados, resulta muy conveniente introducir en el preprocesador un código que permita generar automáticamente la malla orientada al MEF. La conveniencia radica en que al hacer las cosas de ese modo se dispone de una única herramienta que permite crear, con unos pocos datos y parámetros, toda la información necesaria para que sea tratada por un código aeroelástico como el desarrollado en este trabajo de tesis. De manera similar a como se procedió en el mallado aerodinámico, aquí se toma ventaja de las características simétricas de la planta alar y solo se genera información de la malla de una de las mitades de la estructura de las alas.

5.2.1. Datos necesarios

Los datos necesarios para crear la malla son de dos tipos, uno de ellos se refiere a los parámetros necesarios para describir la posición del centro de corte de los miembros estructurales que se emplean para modelar las alas. El otro tipo de datos se refiere los parámetros que describen la cantidad de elementos que se utilizaran en la malla de cada componente de la planta alar, los que se denominan: NE_1 , la cantidad de elementos del ala delantera interior, NE_2 , la cantidad correspondiente al ala delantera exterior y NE_3 , la correspondiente al ala trasera.

La posición del centro de corte se describe con respecto al sistema local de cada uno de los perfiles alares que se introducen como dato. Los parámetros necesarios para posicionar el centro de corte, de un perfil en particular, son simplemente las coordenadas x_{cq} y z_{cq} locales medidas desde el origen del sistema local, o dicho de otro modo, medidas desde el nudo del borde de ataque del perfil alar.

En la Figura 5-32 se ilustran estos parámetros sobre un perfil alar representado con sus datos de extradós e intradós originales (en color azul) y, representado también, con su curva de referencia (en color negro). Con el motivo de simplificar la entrada de datos, estos parámetros se introducen como un valor porcentual de la cuerda del perfil alar que corresponda.

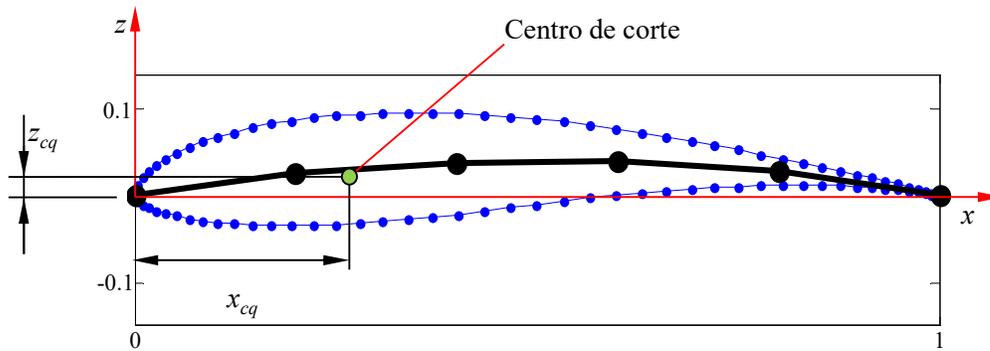


Figura 5-32: Parámetros de posicionamiento del centro de corte.

5.2.2. Delineado general de la malla

Para comenzar a delinear la malla estructural se “unen” de a pares los puntos de la posición de los centros de corte. Según los pares que se elijan, es posible generar información referida a los componentes que conforman la planta alar. Realizar la “unión” consiste en generar un versor que luego será utilizado en la generación de nudos. Este versor se calcula normalizando el vector que resulta de hacer la diferencia entre los vectores posición de los centros de corte del par seleccionado.

Para generar información referida al ala delantera interna, se seleccionan los puntos de centro de corte que corresponden a los perfiles alares de la raíz del ala delantera y unión de alas. En el caso del ala delantera interna, se seleccionan los puntos de los perfiles de unión de alas y puntera del ala delantera. Para el ala trasera, se seleccionan los puntos de los centros de corte correspondientes a la raíz del ala trasera y unión de alas. En la Figura 5-33 se representan, con líneas de trazos de color negro, las uniones realizadas y se grafican los versores calculados para cada componente de la planta alar, denominados: \hat{t}_1 , el del ala delantera interior, \hat{t}_2 , el del ala delantera exterior y \hat{t}_3 el del ala trasera.

Para terminar de definir la malla del ala delantera interior, se debe considerar la presencia del fuselaje. Debido a que se lo considera completamente rígido, el nudo estructural que representa la raíz del ala delantera interna debe estar ubicado sobre la superficie externa del fuselaje. Por ello, es necesario introducir un nudo en la intersección entre la superficie del fuselaje y la recta de acción del versor \hat{t}_1 . En la Figura 5-34 se presenta una vista detallada de la zona de raíz del ala delantera en la que

el fuselaje se muestra transparente. Se ilustra la posición del nudo de intersección que se calcula siguiendo un procedimiento similar al descrito dentro de la Subsección 5.1.2. Finalmente, se emplean el nudo de intersección calculado junto con el punto de centro de corte del perfil de unión de alas para delinear la malla estructural del ala delantera interna.

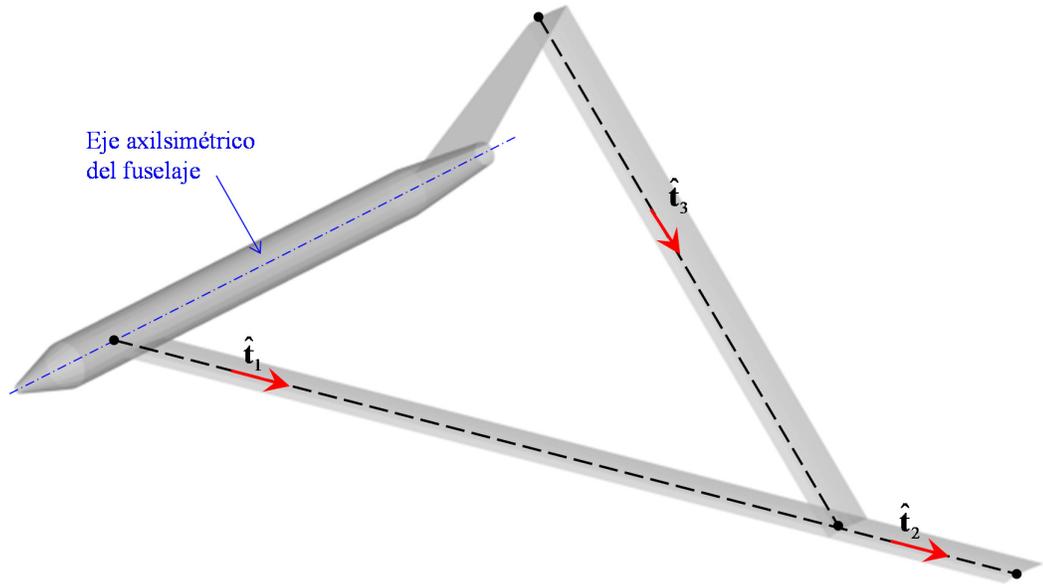


Figura 5-33: Unión de pares de puntos de centro de corte. Versores de cada componente.

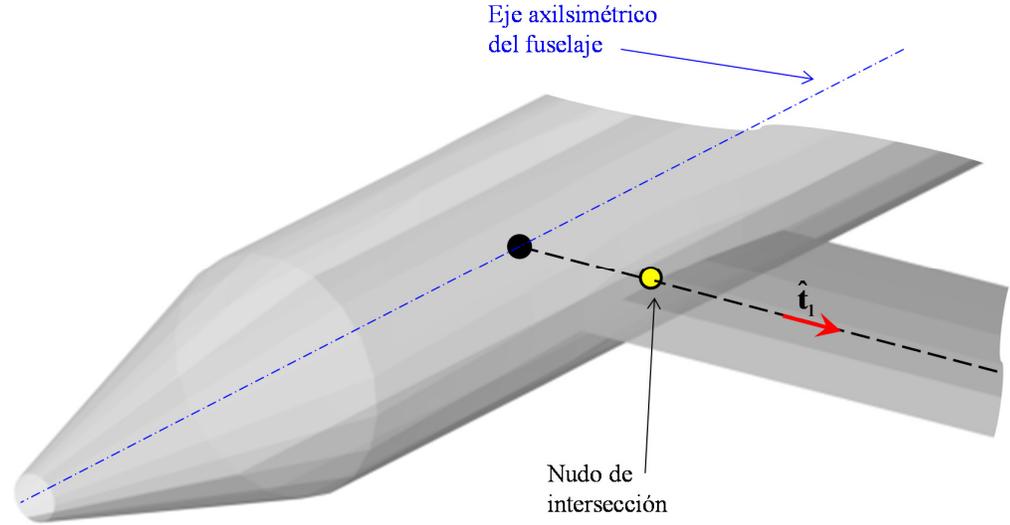


Figura 5-34: Nudo de intersección entre la superficie del fuselaje y la recta de acción de \hat{t}_1 .

5.2.3. Creación de nudos y elementos

Una vez finalizado el delineado de las mallas de los componentes de la planta alar, se procede a generar la información de los nudos y elementos de la malla estructural. Esta información consiste en: generar una numeración de nudos, dar las coordenadas espaciales de cada uno de los nudos de la malla, generar una numeración de elementos y definir entre que nudos se delimita cada elemento (conectividades).

El segmento que delinea cada componente es dividido en partes iguales, obteniéndose un conjunto de segmentos menores o elementos. La longitud de estos elementos depende de la cantidad de elementos ingresada como parámetro dato.

Para calcular la longitud de los elementos, l_e , se divide la longitud total del segmento del componente i por el número de elementos dato NE_i , donde $i = 1, 2$ ó 3 según corresponda al tratamiento del ala delantera interior, el ala delantera exterior o el ala trasera, respectivamente.

La numeración de nudos esta automatizada y se realiza siempre en el siguiente orden: *i*) se comienza numerando desde el nudo que se encuentra en la raíz del ala delantera y se continúa numerando de manera creciente hasta el último nudo que se encuentra en la puntera del ala delantera, *ii*) a continuación se sigue con la numeración creciente partiendo desde la raíz del ala trasera hacia el extremo del ala trasera que se une al ala delantera. En la Figura 5-35 se muestra un ejemplo de una malla con la numeración de nudos finalizada (los números de nudos se encierran en círculos).

Para calcular las coordenadas de los nudos, en cada componente i del ala, se parte desde un nudo inicial, cuya coordenada, \mathbf{r}_j , se conoce, y se van obteniendo iterativamente las coordenadas, \mathbf{r}_{j+1} , del nudo inmediato empleando la ecuación

$$\mathbf{r}_{j+1} = l_e \hat{\mathbf{t}}_i + \mathbf{r}_j \quad (5.6)$$

en donde $i = 1, 2$ ó 3 dependiendo de que componente se trata y j varía de 1 hasta el número de nudos que posee el componente. Notar que si bien las cantidades de nudos por componente no se introducen como un dato, pueden obtenerse fácilmente a partir de los parámetros de cantidad de elementos, NE_1 , NE_2 y NE_3 , según corresponda.

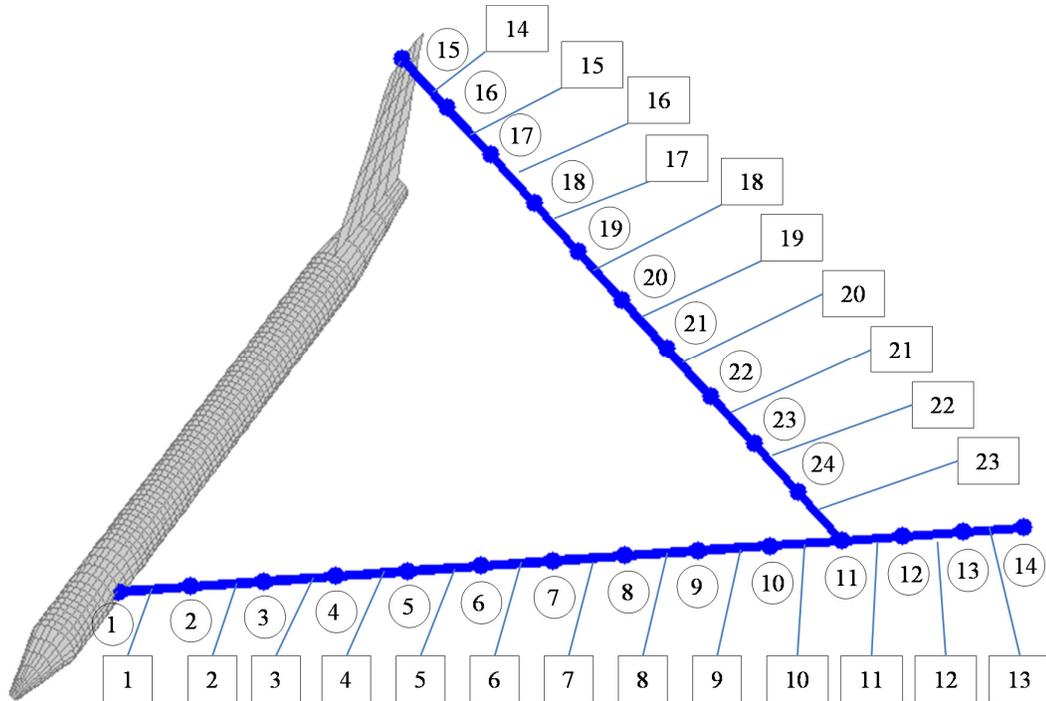


Figura 5-35: Malla de ejemplo con numeración de nudos y elementos.

Para numerar los elementos se procede de manera similar a como se numeran los nudos: *i)* se comienza por el ala delantera incrementando la numeración desde su nudo de raíz hasta su puntera, y *ii)* se continúa con el ala trasera, también numerando desde su nudo de raíz hasta la zona de unión de alas. En la Figura 5-35 se presenta la numeración de elementos finalizada (numeración encerrada en recuadros).

Para finalizar la generación de la malla, se procede a establecer las conectividades que informan los nudos inicial y final que definen cada elemento de la malla. La generación de conectividades es automática y se realiza de la siguiente forma:

- i)* los elementos k ubicado en el ala delantera, se definen entre los nudos denominados k y $(k+1)$ (elementos 1 a 13 en el ejemplo de la Figura 5-35),
- ii)* los elementos k ubicado en el ala trasera, a excepción del elemento que completa la unión de alas, se definen entre los nudos denominados $(k+1)$ y $(k+2)$ (elementos 14 a 22 en el ejemplo de la Figura 5-35),
- iii)* para el elemento que completa la unión de alas (elemento 23 en el ejemplo de la Figura 5-35) se lo define entre el nudo denominado $(k+1)$ y el nudo de unión de ala, el cual queda definido por la cantidad de nudos de la malla del componente “ala delantera interna”.

Página en blanco dejada intencionalmente

Capítulo 6

Resultados

En este capítulo se presentan resultados obtenidos utilizando las herramientas computacionales desarrolladas en el presente trabajo. Esos resultados se organizan en tres secciones: en la primera sección se muestran resultados que se obtuvieron por medio del preprocesador de configuraciones, en la segunda se muestran resultados referidos al comportamiento aerodinámico de JW HALE UAVs y en la última aquellos referidos al comportamiento aeroelástico.

6.1. Preprocesamiento de configuraciones

En esta sección se presentan resultados relativos a: *i*) detalles del mallado aerodinámico en algunas zonas de un JW HALE UAV, *ii*) la influencia de algunos parámetros geométricos de entrada sobre la malla obtenida, *iii*) algunas mallas aerodinámicas que resultan de considerar distintas configuraciones de JW HALE UAVs y *iv*) algunas mallas estructurales y aerodinámicas asociadas al modelo aeroelástico.

6.1.1. Detalles del mallado aerodinámico de algunas zonas

En la Figuras 6-1 hasta 6-4 se muestran detalles del mallado aerodinámico de algunas zonas correspondientes a una configuración particular de JW HALE UAV.

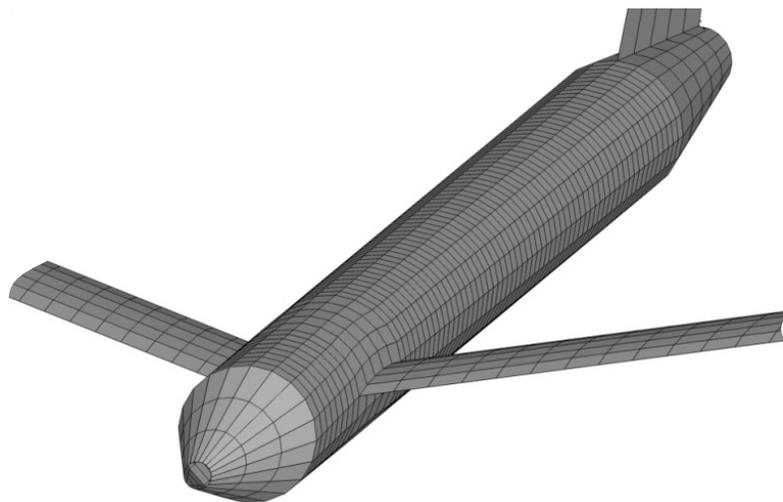


Figura 6-1: Detalles del mallado del fuselaje de un UAV de alas unidas.

En las Figuras 6-1 y 6-2 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.

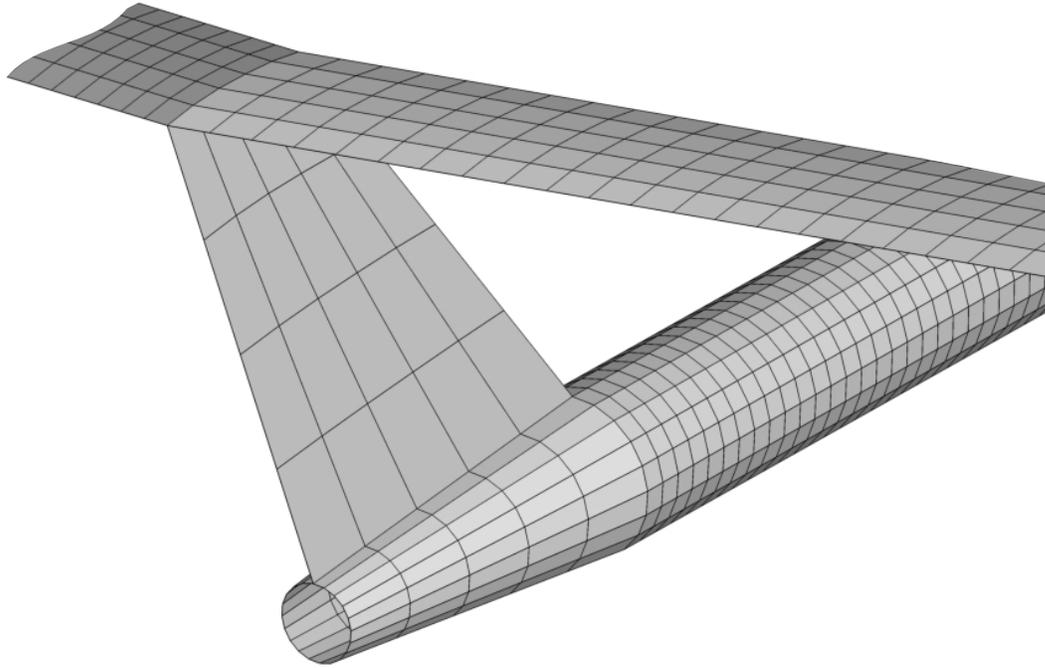


Figura 6-2: Detalles del mallado en la zona posterior de un UAV de alas unidas.

Detalles del empenaje vertical, que es representado como una placa plana sin espesor, y detalles de la unión de las alas traseras en la parte superior del empenaje vertical, se muestran en la Figura 6-2. En la Figura 6-3 se presenta un detalle del mallado correspondiente a la unión de alas.

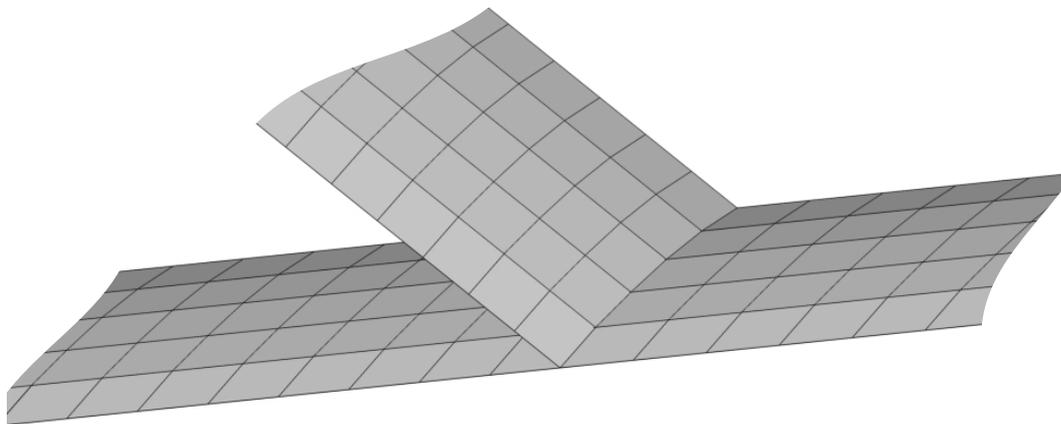


Figura 6-3: Detalles del mallado en la zona de la unión de las alas.

En la Figura 6-4 se muestra parte de la malla en la zona adyacente a la intersección fuselaje-ala delantera interna.

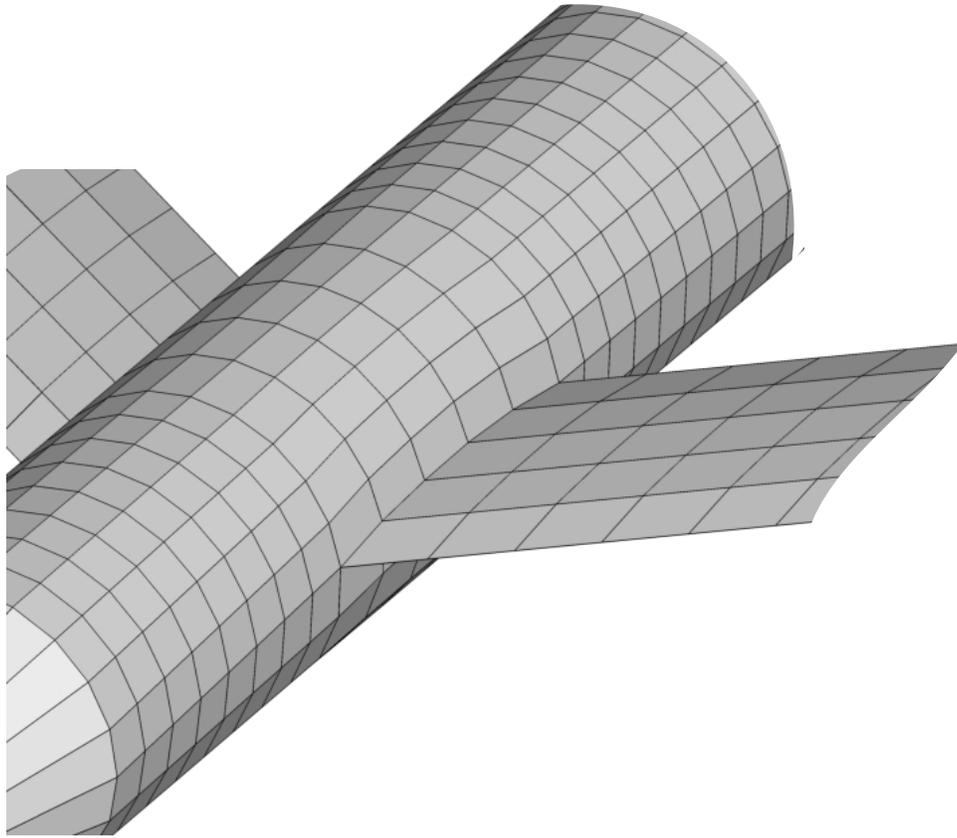


Figura 6-4: Detalles del mallado de la zona donde se une el ala interna con el fuselaje.

6.1.2. Influencia de parámetros geométricos de entrada

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

La Figura 6-5 muestra, en una vista superior del JW HALE UAV, cuales son los cambios que aparecen en la configuración al modificar los parámetros Δib y Δob 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 Δib y Δob 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.

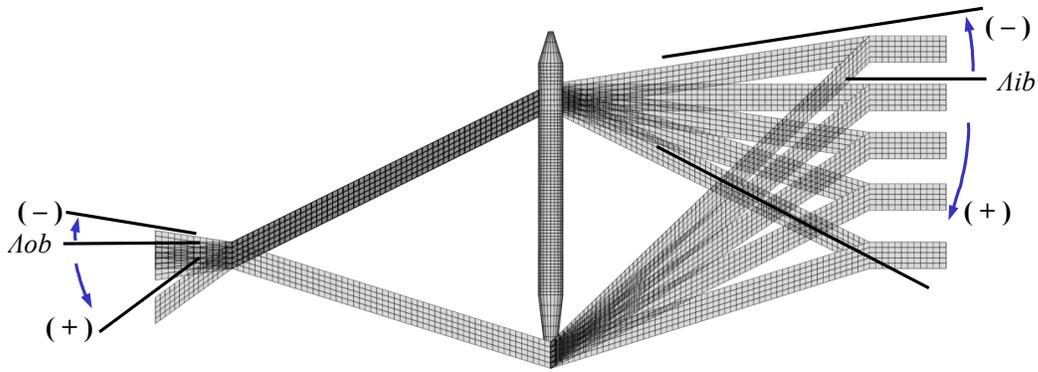


Figura 6-5: Flechas positivas y negativas en alas delanteras internas y externas.

En la Figura 6-6 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.

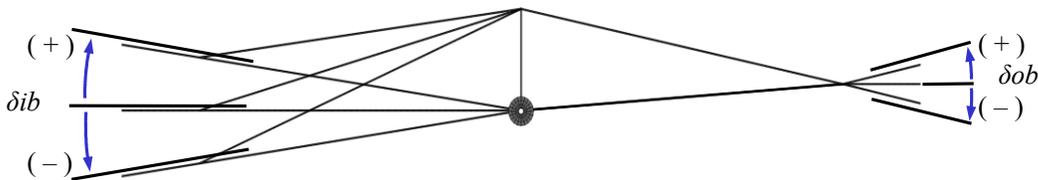


Figura 6-6: Diedros positivos y negativos de las alas delanteras internas y externas.

6.1.3. Configuraciones de UAV de alas unidas

En la Figura 6-7 se presentan algunos ejemplos de configuraciones obtenidas mediante el uso del mallador. En la Figura 6-7.a se presenta la “configuración base” tomada de (Blair y Camfield, 2002). La Figura 6-7.b muestra una configuración con el ala delantera sin flecha y sin diedro. En la Figura 6-7.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 6-7.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.

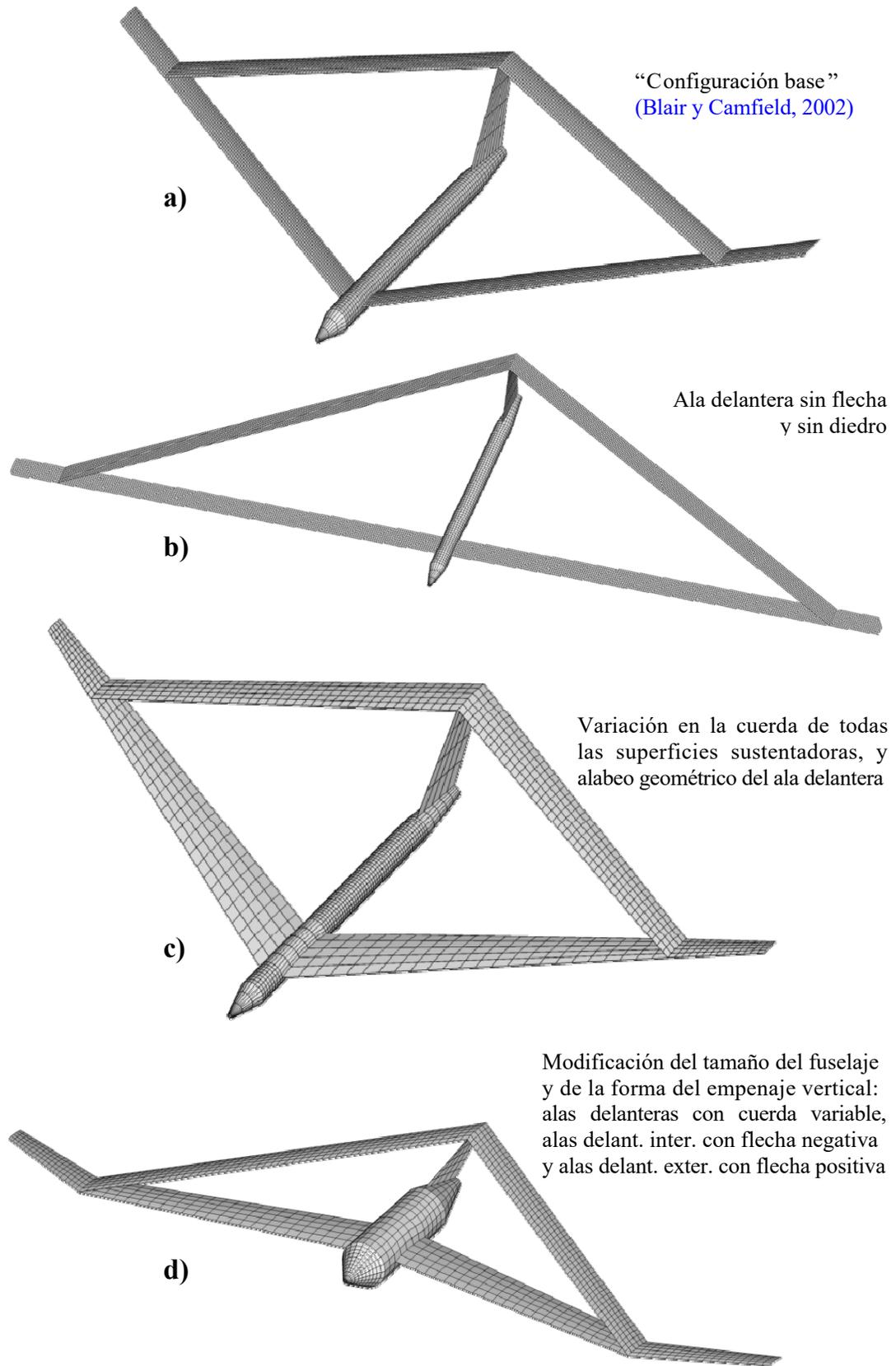


Figura 6-7: Ejemplos de distintas geometrías generadas por el mallador aerodinámico.

En la Figura 6-8 se muestran otras configuraciones generadas por el mallador aerodinámico en las cuales varía sensiblemente la forma en que se modela la unión de alas. Las configuraciones mostradas en la figura corresponden a modelos experimentales presentados en (Smith y Stonum, 1989).

En la Figura 6-8.a se muestra uno de los modelos de configuraciones denominado JW-1, el cual posiciona la unión de alas en el 60% de la semienvergadura del ala delantera. En la Figura 6-8.b se muestra una vista en planta del modelo de configuración denominado JW-2, el cual posiciona la unión de alas al 80% de la semienvergadura del ala delantera. La Figura 6-8.c muestra una vista en planta del modelo denominado JW-3, el cual posiciona la unión de alas al 100%.

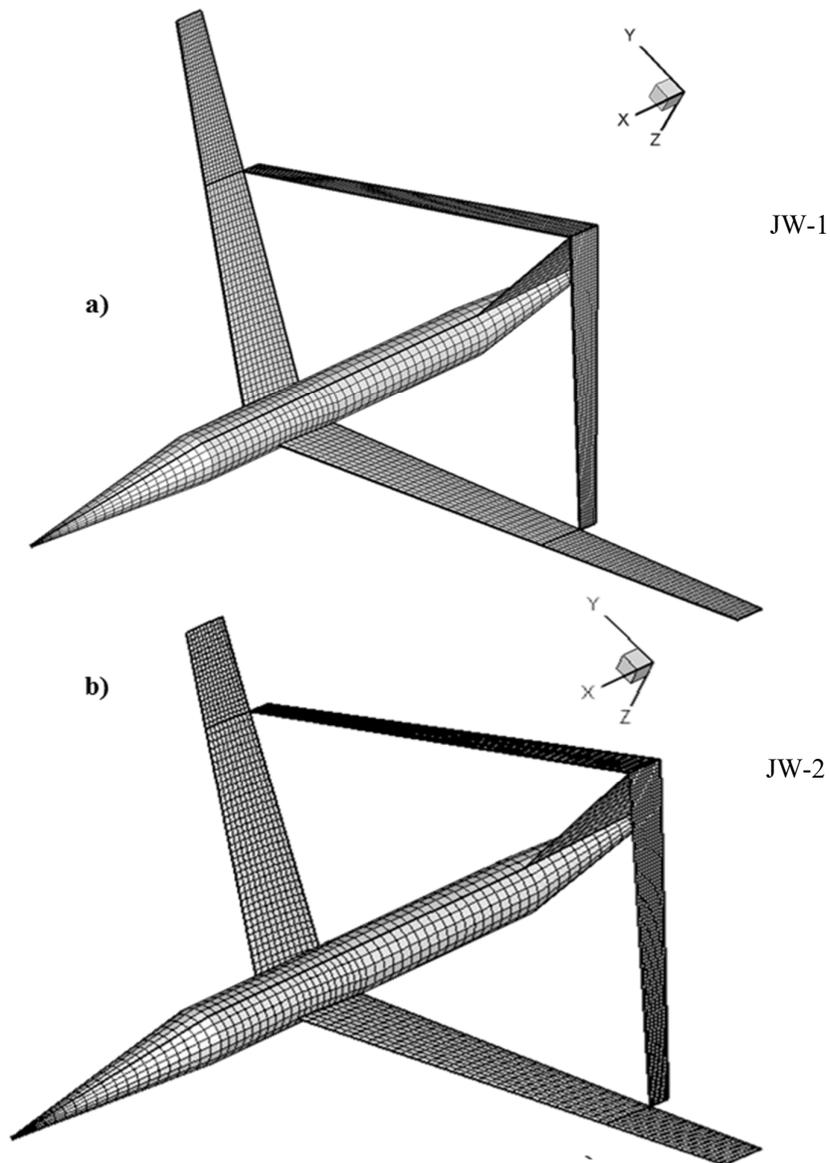


Figura 6-8: Generación de mallas aerodinámicas presentadas en (Smith y Stonum, 1989): a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3 (continúa...)

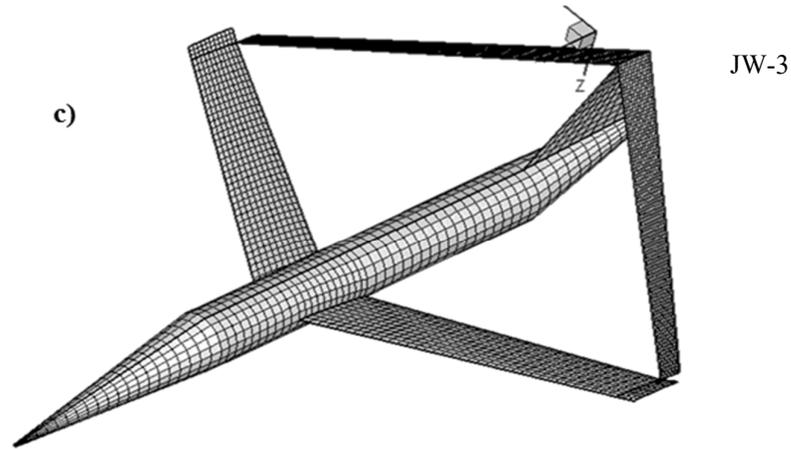


Figura 6-8:(...continuación) Generación de mallas aerodinámicas presentadas en (Smith y Stonum, 1989): a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3.

El tipo de unión de alas de las configuraciones mostradas en la Figura 6-8 se caracteriza porque en las mallas generadas, las alas delanteras y traseras solamente se unen en un punto geométrico. Para ver en detalle esta característica distintiva, respecto de las configuraciones mostradas en la Figura 6-7, el lector puede observar en la Figura 6-9 una vista en planta de la zona de la unión.

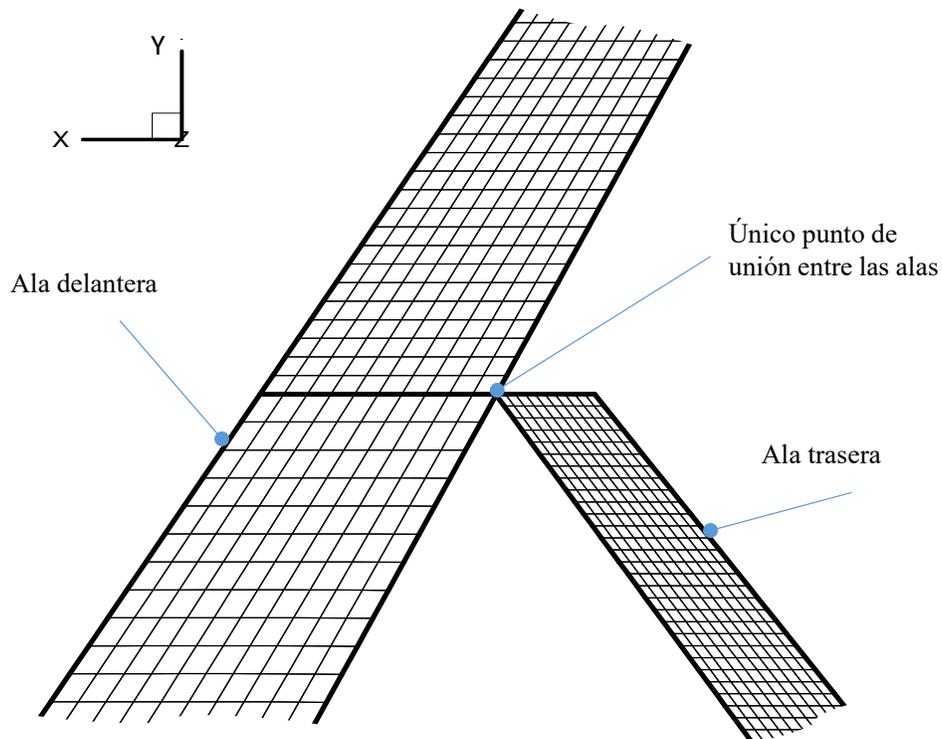


Figura 6-9: Detalle de la unión de alas de las configuraciones de la Figura 6-8.

6.1.4. Mallas estructurales y aerodinámicas

En esta subsección se presentan algunos ejemplos de mallas estructurales y aerodinámicas puestas en conjunto. La información aportada por estas mallas sirve como entrada para el código computacional aeroelástico.

En la Figura 6-10 se muestra una vista isométrica general de la denominada “configuración base” tomada de (Blair y Camfield, 2002). En este ejemplo la mitad derecha del vehículo se ha mallado con 23 elementos en la malla estructural y 1450 paneles en la malla aerodinámica.

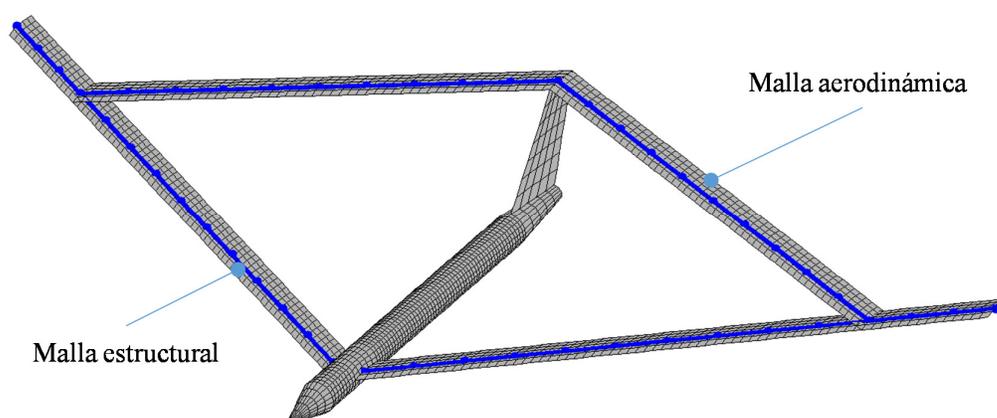


Figura 6-10: Mallas aerodinámica y estructural puestas juntas para una configuración presentada en (Blair y Camfield, 2002)

En la Figura 6-11 se presentan otros ejemplos de mallas generadas para distintas configuraciones en las que se ha variado la posición de la unión de alas. Estos ejemplos permiten visualizar la potente capacidad del preprocesador de geometrías para generar diversas configuraciones de manera paramétrica. Para definir estas configuraciones, en los casos aquí presentados, se han modificado los parámetros de longitud en el sentido de la envergadura de las alas delantera interna y externa, S_{ib} y S_{ob} , respectivamente.

En la Figura 6-11.a se muestran las mallas para una configuración con la unión de alas colocada al 100% de la semienvvergadura del ala delantera. En la Figura 6-11.b se muestra una configuración con la unión de alas al 60% de la semienvvergadura del ala delantera. En las Figuras 6-11.c y 6-11.d las uniones de ala se posicionan al 40% y 20% respectivamente.

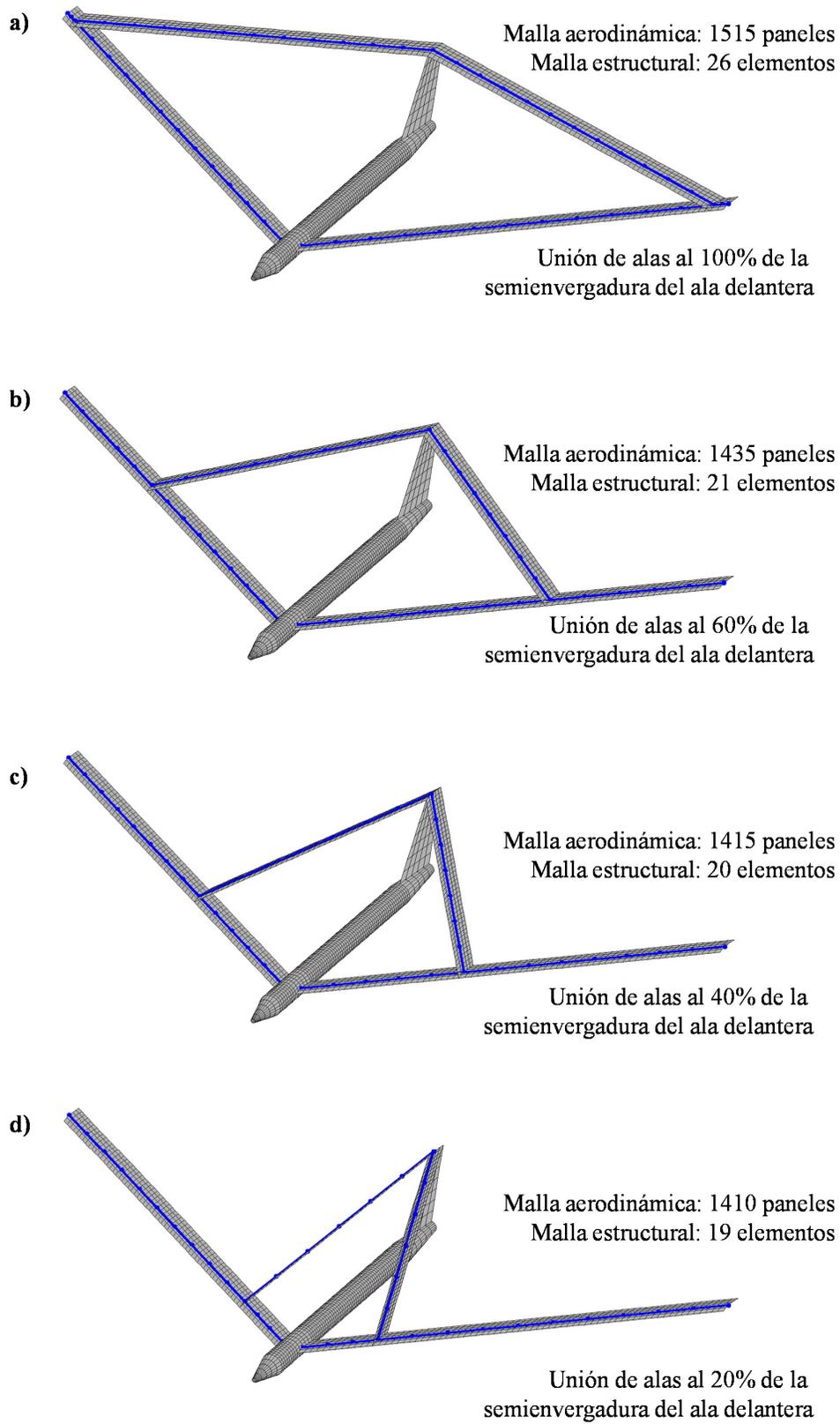


Figura 6-11: Mallas aerodinámica y estructural puestas en conjunto para configuraciones con unión de alas posicionadas en diferentes partes del ala delantera

6.2. Comportamiento aerodinámico

En esta sección se presentan resultados referidos al comportamiento aerodinámico del JW HALE UAVs. Estos resultados se han obtenido utilizando la herramienta computacional desarrollada y se organizan en varias subsecciones. En las subsecciones 6.2.1 a 6.2.4 se muestran resultados de verificaciones y validaciones realizadas al código computacional que implementa el modelo aerodinámico. En la subsección 6.2.5 se presentan resultados de simulaciones del comportamiento inestacionario y no-lineal para algunas configuraciones de UAVs de alas unidas, y se muestra cómo influyen algunos parámetros sobre el coeficiente de sustentación.

6.2.1. Verificaciones y Validaciones

Para comprobar que los resultados de las simulaciones captan la física inherente del comportamiento aerodinámico de JW-UAVs, es necesario someter la herramienta computacional a verificaciones y validaciones (V&V) adecuadas. En esta subsección se presentan resultados de V&V referidos a la porción de la herramienta computacional que implementa el modelo aerodinámico.

Existen diferentes definiciones formales para los términos V&V. En este trabajo se han adoptado las formulaciones y estandarizaciones de terminología básica y metodologías de V&V para simulaciones de CFD establecidas por el *AIAA Computational Fluid Dynamics Committee on Standards* (Oberkampf y Roy, 2010).

En la Figura 6-12 se esquematiza el procedimiento general de V&V usado en este trabajo. Las pruebas de verificación y validación comparan soluciones computacionales con resultados y datos experimentales, según corresponda. En las pruebas de verificación (Figura 6-12.a) se comparan resultados numéricos, obtenidos con la implementación computacional del modelo aerodinámico, con resultados analíticos disponibles en la literatura para geometrías simples y soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados. En el procedimiento de validación (Figura 6-12.b) se comparan soluciones numéricas de un caso real donde se dispone de datos experimentales. En este trabajo para la prueba de validación se usan resultados de pruebas experimentales reportadas por la *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) (Smith y Stonum, 1989). En el Anexo C se presentan los datos empleados en el proceso de validación.

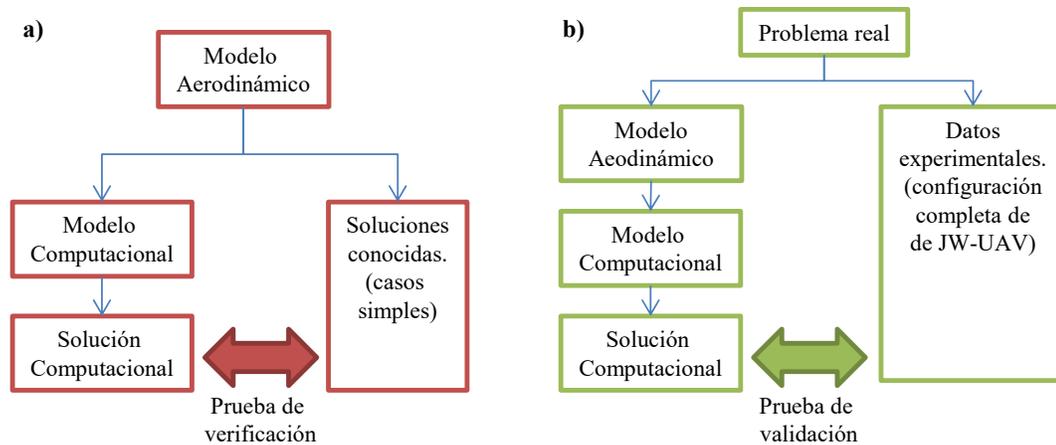


Figura 6-12: Esquematización de los procedimientos realizados. a) verificación y b) validación.

6.2.2. Verificaciones realizadas

A continuación se presentan los resultados de tres pruebas realizadas para verificar el método empleado en la herramienta computacional que implementa el modelo aerodinámico. Con la herramienta desarrollada se realizaron corridas del programa 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.

Primera prueba de verificación: se analizó cómo evoluciona, en el tiempo, la distribución de circulación a lo largo de la cuerda. La prueba se realizó con un ala rectangular plana con alargamiento 10 y para un ángulo de ataque geométrico de 10 grados. En la Figura 6-13 se muestra la configuración del ala (en color gris) y la evolución espacial de la estela vorticosa en dos instantes de tiempo (colores azul, verde y rojo).

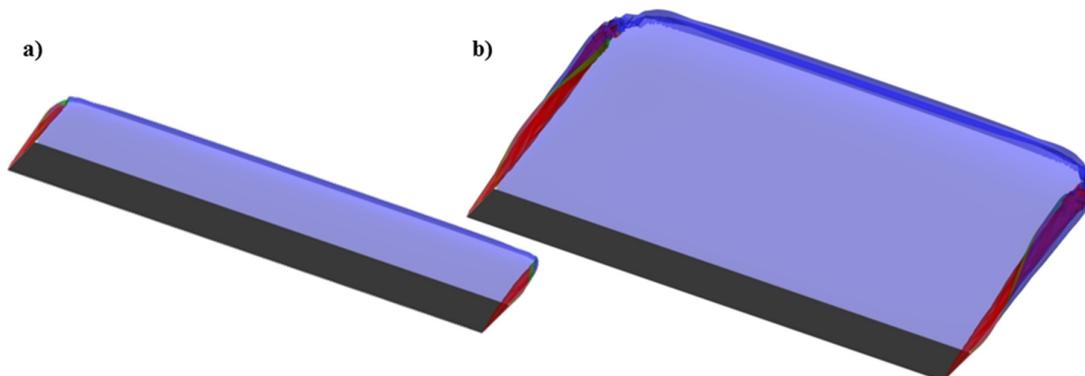


Figura 6-13: Evolución espacial de la estela de una planta rectangular: a) 50 pasos de tiempo y b) 100 pasos de tiempo.

En la Figura 6-14 se presentan gráficas de la circulación (Γ) 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 6-14.a), se puede apreciar la antisimetría de la curva respecto de una línea vertical imaginaria situada en la mitad de la cuerda. En la Figura 6-14.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).

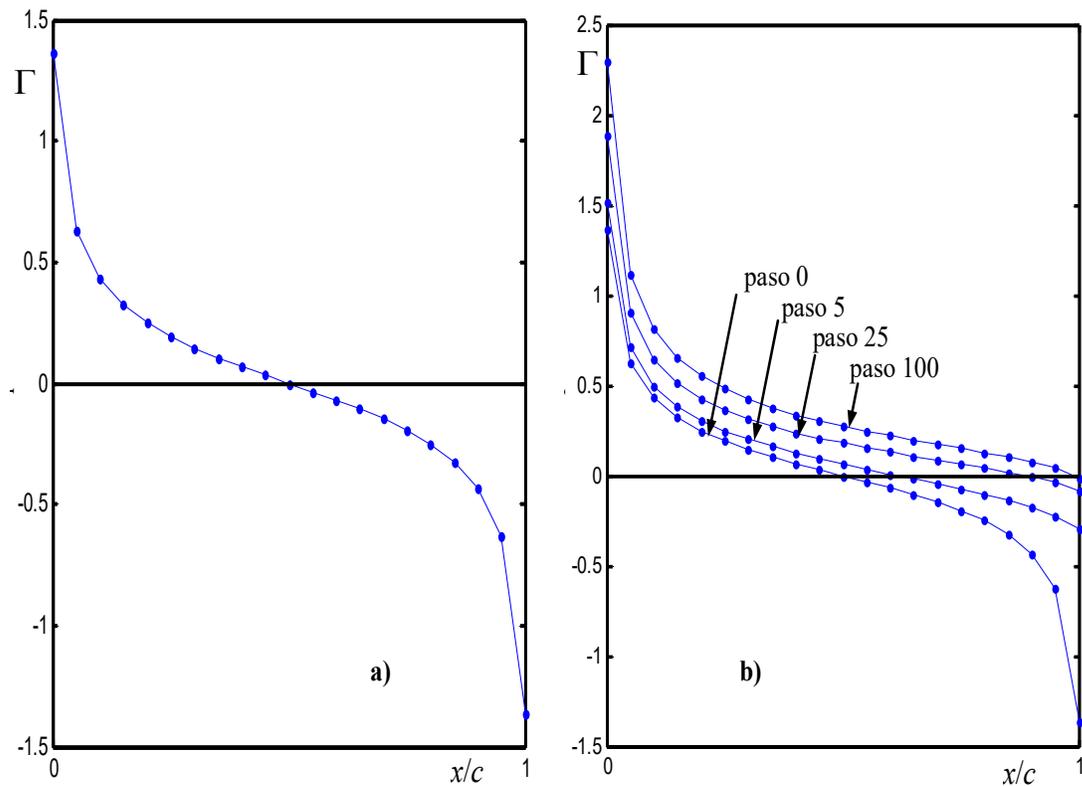


Figura 6-14: Circulación Γ a largo de la cuerda media de un ala de gran alargamiento.
a) Paso de tiempo 0, b) evolución temporal (algunos pasos de tiempo).

Segunda prueba de verificación: se realizó con un ala rectangular con alargamiento 14 y un ángulo de ataque de 10 grados. En esta prueba se consideró la variación del coeficiente de presión (ΔC_p) a lo largo de la cuerda del ala. Para validar la herramienta desarrollada, en la Figura 6 se compara la solución numérica en línea de puntos con la analítica en línea llena (Katz y Plotkin, 2005), correspondiente a la ecuación:

$$\Delta C_p = 4 \sqrt{\frac{c-x}{x}} \alpha \quad (6.1)$$

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. Los resultados presentados en la Figura 6-15 muestran una muy buena correlación entre los resultados analíticos y numéricos.

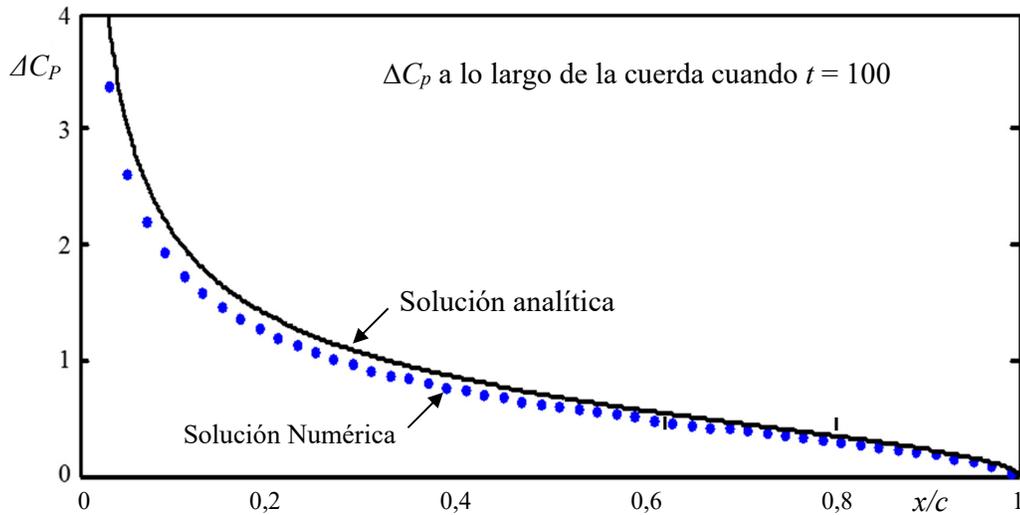


Figura 6-15: Distribución del salto del coeficiente de presión ΔC_p a lo largo de la cuerda en el centro del ala.

Tercera prueba de verificación: se realizó observando la variación de valores del coeficiente de sustentación C_L según cambia el ángulo de ataque. En esta prueba se compararon resultados numéricos con resultados de una solución analítica. Adicionalmente, se utilizaron en la prueba datos experimentales para un ala bidimensional con un perfil alar NACA 0009 (Katz y Plotkin, 2005). La solución analítica utilizada considera a C_L como una función lineal del ángulo de ataque geométrico, α , y se expresa como

$$C_L(\alpha) = 2\pi\alpha \quad (6.2)$$

En la Figura 6-16 se muestran resultados que comparan la solución analítica lineal, los valores experimentales y los resultados numéricos obtenidos para un ala con alargamiento 100. En la figura se observa la excelente correspondencia de valores de C_L para ángulos de ataque inferiores a los 7 grados, y la muy buena correlación para los restantes ángulos antes de la entrada en pérdida del perfil.

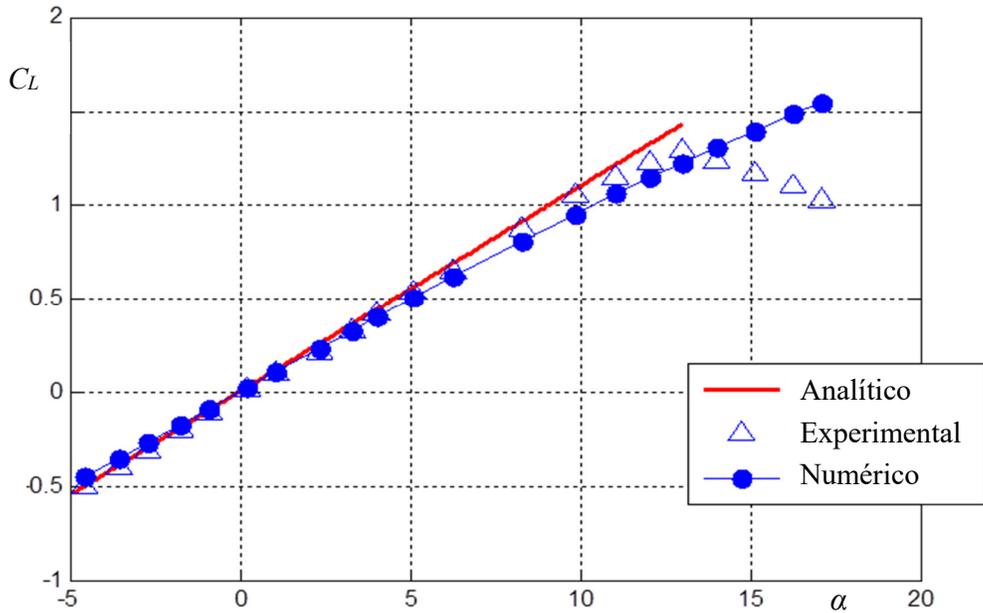


Figura 6-16: Variación del coeficiente de sustentación C_L en función del ángulo de ataque α para un perfil NACA 0009.

6.2.3. Calibración de la herramienta

Para realizar un ajuste del modelo numérico, se realizaron tres conjuntos de ejecuciones previas a realizar la validación. El primer conjunto de ejecuciones se usó para determinar qué número de pasos de simulación son necesarios para alcanzar el estado estacionario. El segundo conjunto se usó para determinar el valor del parámetro denominado *cutoff*, propio de las implementaciones computacionales del NUVLM. El último conjunto es un análisis de sensibilidad de la malla con el cual se pretende establecer que tamaño de malla debe utilizarse.

Determinación del número de pasos de simulación

Para determinar el número de pasos a usar, se analizó el cambio del valor de circulación, Γ , de todos los segmentos vorticosos emisores de estelas de la planta alar y el cambio del valor del coeficiente de sustentación, C_L . En el estado estacionario, el valor de C_L debe tender a estabilizarse en algún valor y la circulación debe tender al valor cero.

Para analizar las evoluciones de Γ y C_L , a continuación se presentan resultados de una ejecución realizada para la configuración JW-1 con una malla de 5 paneles por cuerda (ppc) y para un ángulo de ataque geométrico de -7.6° .

En la Figura 6-17 se muestra la evolución temporal, para algunos pasos de simulación, de los valores de circulación (Γ) de segmentos ubicados en los bordes filosos del ala delantera. El número de esos segmentos que se distribuyen a lo largo del borde de fuga y de la puntera se indica en el eje de abscisas. En esa figura puede apreciarse la clara tendencia de Γ hacia cero según transcurre el tiempo.

En la Figura 6-18 se presentan, de una manera más representativa, las distribuciones de Γ de los segmentos vorticosos del borde de fuga del ala delantera.

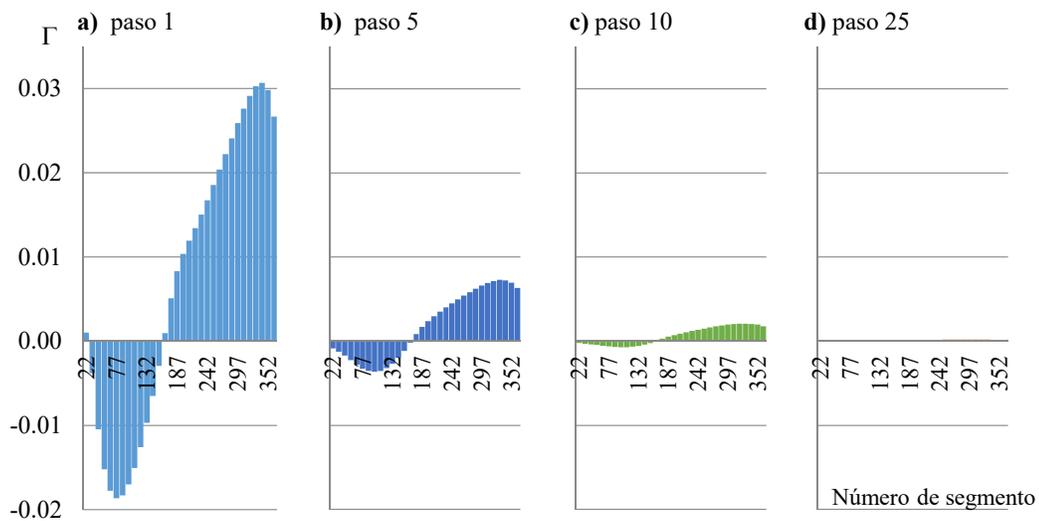


Figura 6-17: Valores de Γ de segmentos emisores de vorticidad del ala delantera, para los pasos de simulación: a) 1, b) 5, c) 10 y d) 25.

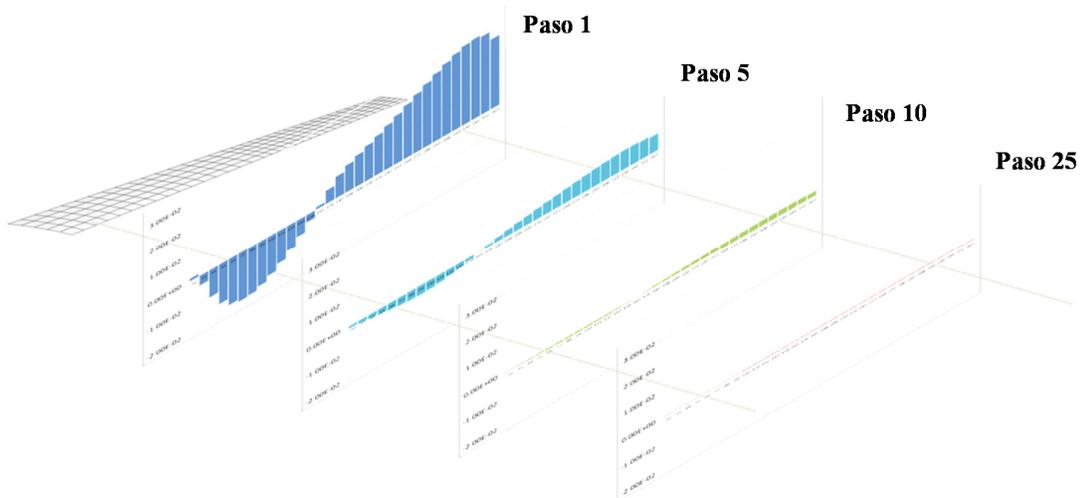


Figura 6-18: representación esquemática de la evolución de los valores de la circulación Γ en el borde de fuga del ala delantera de la configuración JW-1.

Para visualizar mejor la tendencia hacia cero, del valor de Γ , en la Figura 6-19 se muestra la evolución temporal de la circulación de algunos segmentos vorticosos elegidos en el borde de fuga del ala delantera.

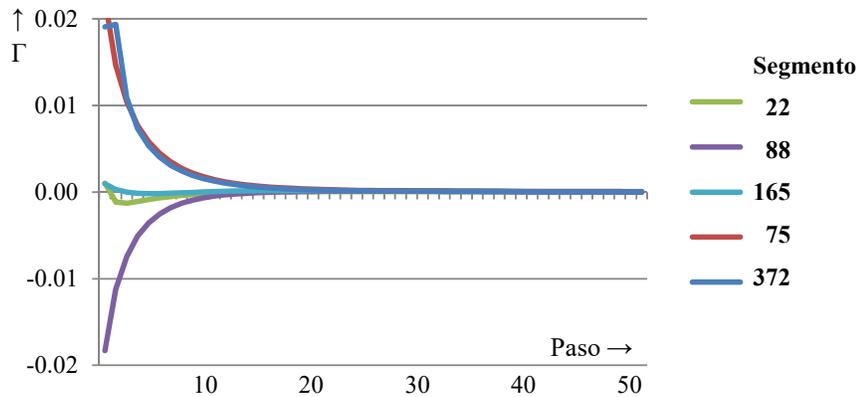


Figura 6-19: Evolución temporal de Γ para algunos segmentos vorticosos del borde de fuga del ala delantera.

En la Figura 6-20 se presenta la evolución temporal de C_L para el caso de ejecución antes utilizado. Allí se observa claramente que el valor del coeficiente tiende a un valor constante.

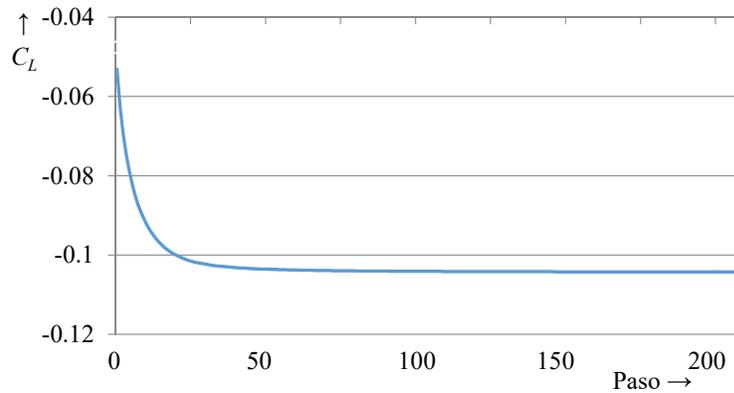


Figura 6-20: C_L vs. paso de tiempo computacional para la configuración JW-1.

En la Tabla 6-1 se presentan de manera resumida los cambios en el tiempo, del valor de la circulación de segmentos emisores y del coeficiente de sustentación. Para representar esos cambios se evalúa el cambio porcentual de C_L y el promedio de los cambios porcentuales de la circulación de todos los segmentos emisores del vehículo aéreo. Los cambios porcentuales se evalúan con las siguientes ecuaciones

$$Cambio\%_{vortice_i, paso_k} = 100 \frac{\Gamma_{nuevo}^{i,k} - \Gamma_{viejo}^{i,k}}{\Gamma_{nuevo}^{i,k}} \quad (6.3)$$

$$Cambio \%_{paso_k} = 100 \frac{C_L^k_{nuevo} - C_L^k_{viejo}}{C_L^k_{nuevo}} \quad (6.4)$$

En la primera columna de la Tabla 6-1 se indica el número de pasos de la simulación, en la segunda y tercera columna se presentan los cambios de Γ y C_L , y en la cuarta columna se muestra el costo computacional para realizar las simulaciones representado por el tiempo consumido por la simulación medido en minutos.

Tabla 6-1: Resumen de cambios de C_L y Γ según evoluciona el tiempo y costo computacional de las simulaciones

Paso	Promedio de los cambios porcentuales de Γ	Cambio porcentual de C_L	Tiempo de computación [minutos]
2	-31.8 %	15.3807 %	n/c
50	-6.6 %	0.0290 %	2
100	-3.2 %	0.0038 %	10
150	-2.1 %	0.0011 %	28
200	-1.6 %	0.0005 %	59
250	-1.2 %	0.0002 %	108
300	-1.0 %	0.0001 %	179

Del análisis de los resultados obtenidos en este conjunto de ejecuciones se concluye que resulta adecuado usar entre 50 y 100 pasos para realizar el análisis de validación para una configuración con una malla de 5 ppc. La selección de esa cantidad de pasos de simulación es una solución de compromiso entre los cambios que exhiben Γ y C_L , y el costo computacional.

Determinación del valor de cutoff

Para determinar el valor del parámetro *cutoff*, δ , se realizaron un conjunto de ejecuciones usando como base la configuración JW-1 con una malla de 5 ppc. El número de pasos de simulación se fijó en 100 y se realizaron distintas ejecuciones con valores de δ que varían entre 10^{-7} y 10^{-1} .

La Figura 6-21 muestra cómo varía el valor calculado del coeficiente de sustentación, C_L , en función del valor tentativo usado para δ . Se puede afirmar que un valor de $\delta = 0,01$ (o inferior) resulta adecuado ya que para valores iguales o menores se observa una baja variabilidad de C_L . Todo lo contrario ocurre para valores de δ mayores a 0,01 los cuales deben descartarse.

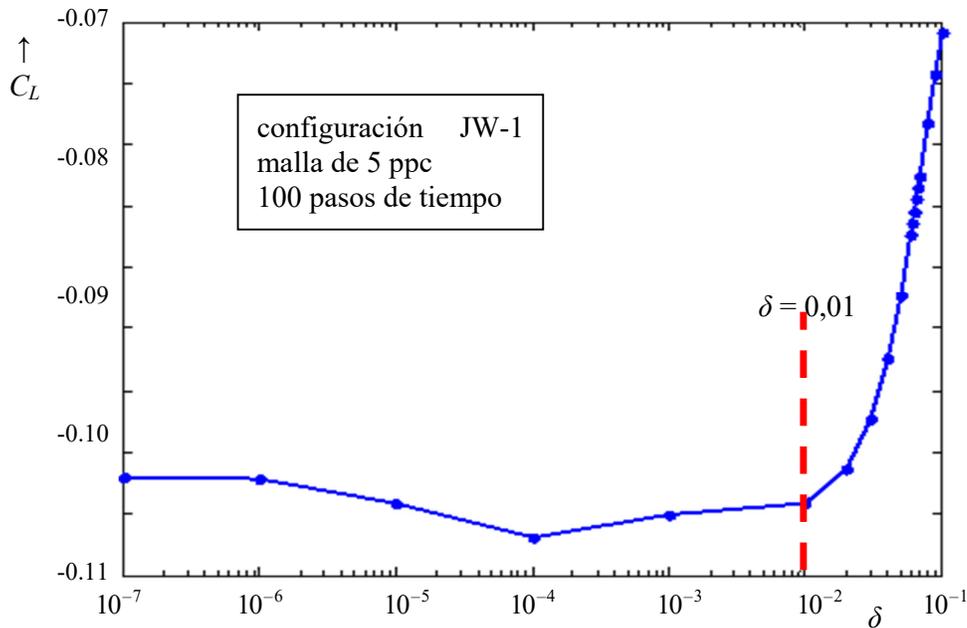


Figura 6-21: Variación de C_L en función del parámetro *cutoff*.

Determinación del tamaño de la malla

Para seleccionar un tamaño de malla adecuado, se realiza un análisis de sensibilidad de malla. Como referencia se selecciona el coeficiente de sustentación, y en el análisis se evalúa como influyen distintas mallas en el valor del C_L .

Para identificar la malla aerodinámica que se está usando en un análisis, se elige emplear el número de paneles por cuerda, ppc. Este parámetro se usa para crear la malla e indicar cuantos paneles hay a lo largo de la cuerda del ala delantera. El número de ppc del ala trasera coincide con el del ala delantera. El valor ppc influye en la cantidad (y consecuentemente, en el tamaño) de paneles a lo largo de la envergadura de las dos alas, del fuselaje y del empenaje vertical. En este análisis se utilizan mallas aerodinámicas de 5 a 14 ppc.

El modelo aerodinámico implementado en la herramienta computacional ha sido adimensionalizado usando como cantidades características: la densidad del aire, la velocidad de la corriente libre y el lado de un panel que se encuentra en la raíz del ala delantera. Debido a la adimensionalización el tamaño de la malla influye en el tiempo físico que se está simulando, por ello, es necesario cambiar la cantidad de pasos de simulación para compatibilizar ejecuciones en las que se usan diferentes tamaños de mallas.

Como caso de base se selecciona realizar una ejecución de 50 pasos de tiempo, con una malla de 5 ppc y $\delta = 0,01$. Para este caso, la longitud del lado del panel (o longitud característica L_c) resulta 0.039624 m. Empleando como velocidad de corriente libre (o velocidad característica V_c) 119.1 m/s, el tiempo característico, T_c , se puede calcular haciendo

$$T_c = \frac{L_c}{V_c} \quad (6.5)$$

resultando $T_c = 0.0003327$ seg. Luego, el tiempo total simulado, T_{ts} , se calcula multiplicando el número de pasos de simulación por T_c , resultando $T_{ts} = 0.016635$ seg.

A continuación, fijando el tiempo físico, y considerando que para cada malla cambia L_c , es posible calcular el número de pasos de simulación. El cálculo en general no da un entero exacto, por lo que se elige como número de pasos de simulación al entero inmediato superior. Los resultados obtenidos se resumen en la Tabla 6-2, y por completitud, en la misma tabla se repiten los valores que corresponden a la malla de 5 ppc.

Tabla 6-2: Cantidad de pasos usados en las ejecuciones del análisis de sensibilidad

Número de ppc	Longitud característica L_c [m]	Tiempo característico T_c [s]	Número de pasos a ejecutar
5	0.039624	0.000332691	50
6	0.032022	0.000268866	62
7	0.027459	0.000230553	73
8	0.024036	0.000201813	83
9	0.021374	0.000179456	93
10	0.019244	0.000161572	103
11	0.017500	0.000146938	114
12	0.016048	0.000134740	124
13	0.014819	0.000124420	134
14	0.013765	0.000115573	144

Luego de realizar las simulaciones para todos los casos de este análisis, se evalúa el cambio porcentual del valor de C_L tomando como referencia el valor del coeficiente obtenido en la simulación usando un tamaño de malla inmediato anterior. En la Tabla 6-3 se muestran los valores de C_L obtenidos, así como el resultado de evaluar el cambio del coeficiente. Adicionalmente, en la última columna de la tabla se informa el costo computacional de realizar cada ejecución.

Tabla 6-3: Valores de C_L , cambio de C_L y costo computacional

Número de ppc	Coefficiente de sustentación C_L	Cambio porcentual de C_L	Costo computacional (en minutos)
5	-0.1035539		2
6	-0.0938551	-11 %	5
7	-0.0862706	-9 %	9
8	-0.0800728	-8 %	17
9	-0.0754221	-6 %	29
10	-0.0711317	-6 %	48
11	-0.0679086	-5 %	75
12	-0.0653720	-4 %	113
13	-0.0626120	-5 %	163
14	-0.0600412	-5 %	283

Analizando los resultados presentados en la Tabla 6-3, se puede observar que una malla de 9 ppc resulta ser una selección adecuada ya que presenta cambios menores en el C_L y el costo computacional resulta razonable.

6.2.4. Validación

En esta sección se presentan resultados de simulaciones usadas para validar la herramienta computacional. Para desarrollar estas simulaciones se usó una malla de 9 ppc para las tres configuraciones del vehículo aéreo, se fijó el parámetro de *cutoff* en 0,01 y se realizaron 92 pasos de simulación en todos los casos.

La prueba de validación se centró en el coeficiente de sustentación, por lo que se realizaron experiencias numéricas para poder comparar los valores de C_L numéricos contra los valores experimentales disponibles (Figura 6-22). Para las tres configuraciones se calcularon valores numéricos de C_L únicamente para los ángulos de ataque donde los vehículos no entran en pérdida (observar las marcas con líneas de trazo de la Figura 6-22).

En la Figura 6-22 se comparan los resultados numéricos y experimentales. En esa figura se muestran curvas de C_L vs. ángulo de ataque, α , para las tres configuraciones. Puede apreciarse una buena aproximación de los valores numéricos de

C_L en el caso de la configuración JW-1 y una aproximación regular para las configuraciones JW-2 y JW-3. Notar que las diferencia en los casos *b*) y *c*) son mayores que en el caso *a*).

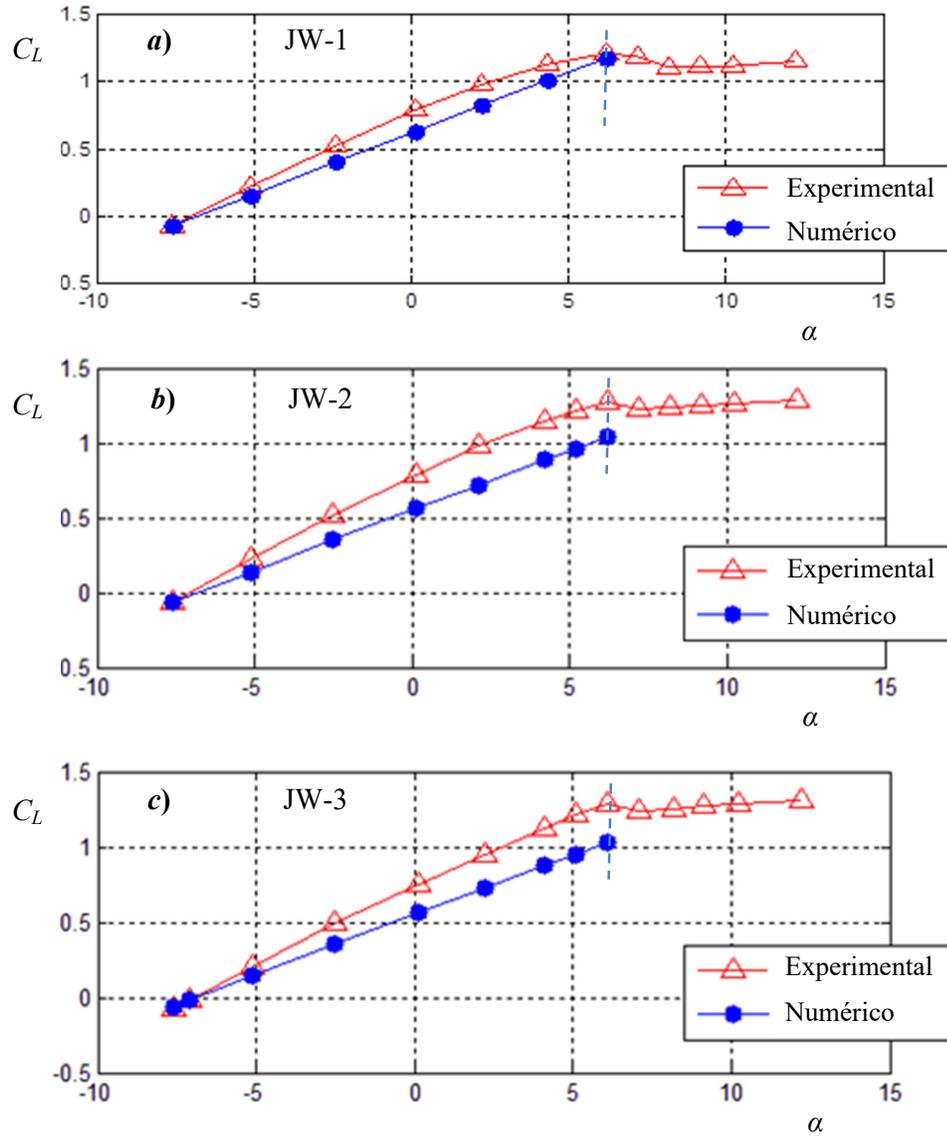


Figura 6-22: Comparación de resultados numéricos y experimentales del coeficiente de sustentación C_L .

Para evaluar las diferencias entre los resultados numéricos y experimentales, en las Tablas 6-4, 6-5 y 6-6 se presenta una evaluación de la diferencia porcentual entre los resultados numéricos respecto de los datos experimentales. El promedio de la diferencia en el caso de la configuración JW-1 es de 16 %, para el caso de JW-2 es 23 % y para el caso de JW-3 es 22 %.

Tabla 6-4: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-1

α	C_L experimental	C_L numérico	Diferencia porcentual
-7.6	-0.08	-0.0754221	5.7 %
-5.1	0.22	0.1506997	31.5 %
-2.4	0.52	0.3964958	23.8 %
0.1	0.78	0.6242963	20.0 %
2.2	0.97	0.8143177	16.0 %
4.3	1.12	1.0010766	10.6 %
6.2	1.20	1.1664996	2.8 %

Tabla 6-5: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-2

α	C_L experimental	C_L numérico	Diferencia porcentual
-7.6	-0.06	-0.0638944	-6.5 %
-5.1	0.23	0.1389240	39.6 %
-2.5	0.52	0.3503542	32.6 %
0.1	0.78	0.5618304	28.0 %
2.1	0.98	0.7205170	26.5 %
4.2	1.15	0.8846149	23.1 %
5.2	1.22	0.9617542	21.2 %
6.2	1.27	1.0378361	18.3 %

Tabla 6-6: Diferencia porcentual en el valor del C_L para la configuración JW-3

α	C_L experimental	C_L numérico	Diferencia porcentual
-7.6	-0.08	-0.0599233	25.1 %
-7.1	-0.02	-0.0195824	2.1 %
-0.1	0.20	0.1422855	28.9 %
-2.5	0.49	0.3528730	28.0 %
0.1	0.75	0.5632793	24.9 %
2.2	0.95	0.728809	23.3 %
4.1	1.12	0.8762329	21.8 %
5.1	1.22	0.9528750	21.9 %
6.1	1.28	1.0284330	19.7 %

6.2.5. Simulaciones de configuraciones completas de JW HALE UAV

En esta subsección se presentan resultados de la aerodinámica, obtenidos mediante la utilización de la herramienta desarrollada, correspondientes a configuraciones completas de aeronaves. Para evidenciar las capacidades de la herramienta, se muestran 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 de Blair y Camfield (2002). Adicionalmente, se presentan resultados de simulaciones hechas con otras configuraciones similares a la configuración base pero poseen algunos cambios en uno de los parámetros.

Estelas generadas e interacciones de las mismas

La malla de la configuración base tiene 1450 paneles y las simulaciones se realizaron para una velocidad de 204 m/s^1 y para un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. En la simulación se usaron 300 pasos de tiempo. Esta cantidad de pasos permite a la estela evolucionar hasta alejarse unas cinco veces la longitud del cuerpo del fuselaje.

En la Figura 6-23 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 6-23 se delimitan con llaves las distintas zonas.

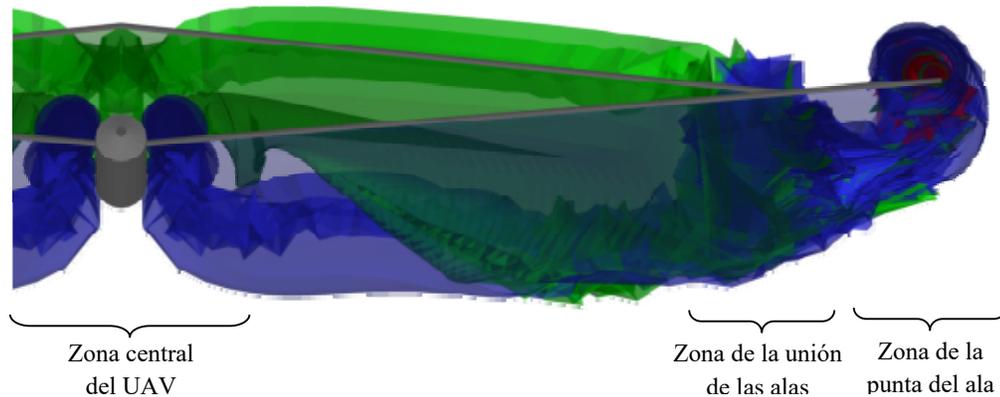


Figura 6-23: Delimitación de zonas de la estela desprendida desde el UAV.

La Figura 6-24 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, esto es para 100, 200 y 300 pasos de tiempo.

¹ Si bien el valor de velocidad excede los límites de aplicación del modelo aerodinámico, se estima que el caso presentado es útil para mostrar en forma gráfica el empleo de la herramienta.

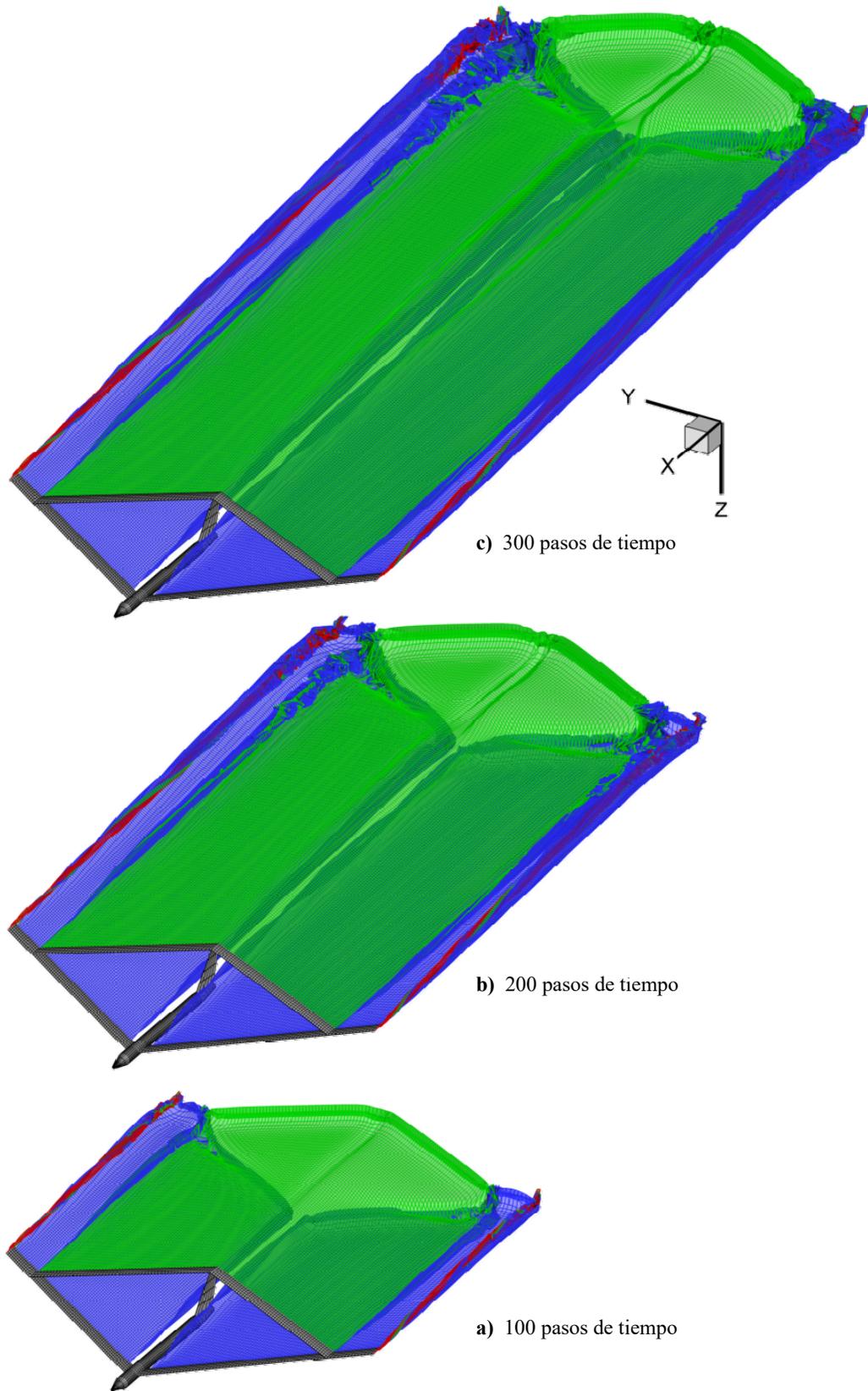


Figura 6-24: Evolución de las estelas para 100, 200 y 300 pasos de tiempo.

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.

En la Figura 6-25 se muestran en detalle las estelas emitidas en la zona central del JW HALE UAV. En la vista frontal (Figura 6-25.a) y en la vista de detalle (Figura 6-25.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.

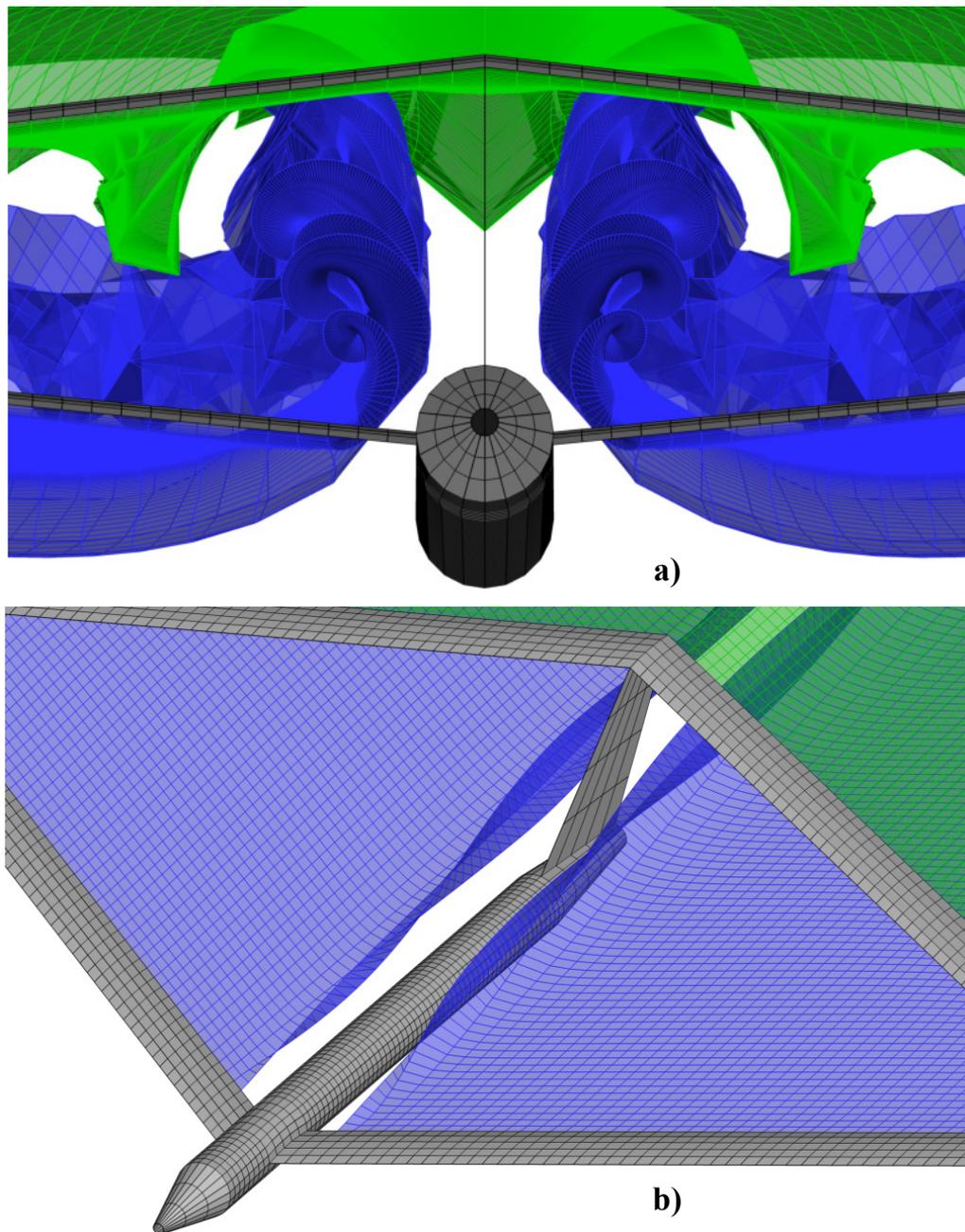


Figura 6-25: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona central.

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 6-26 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.

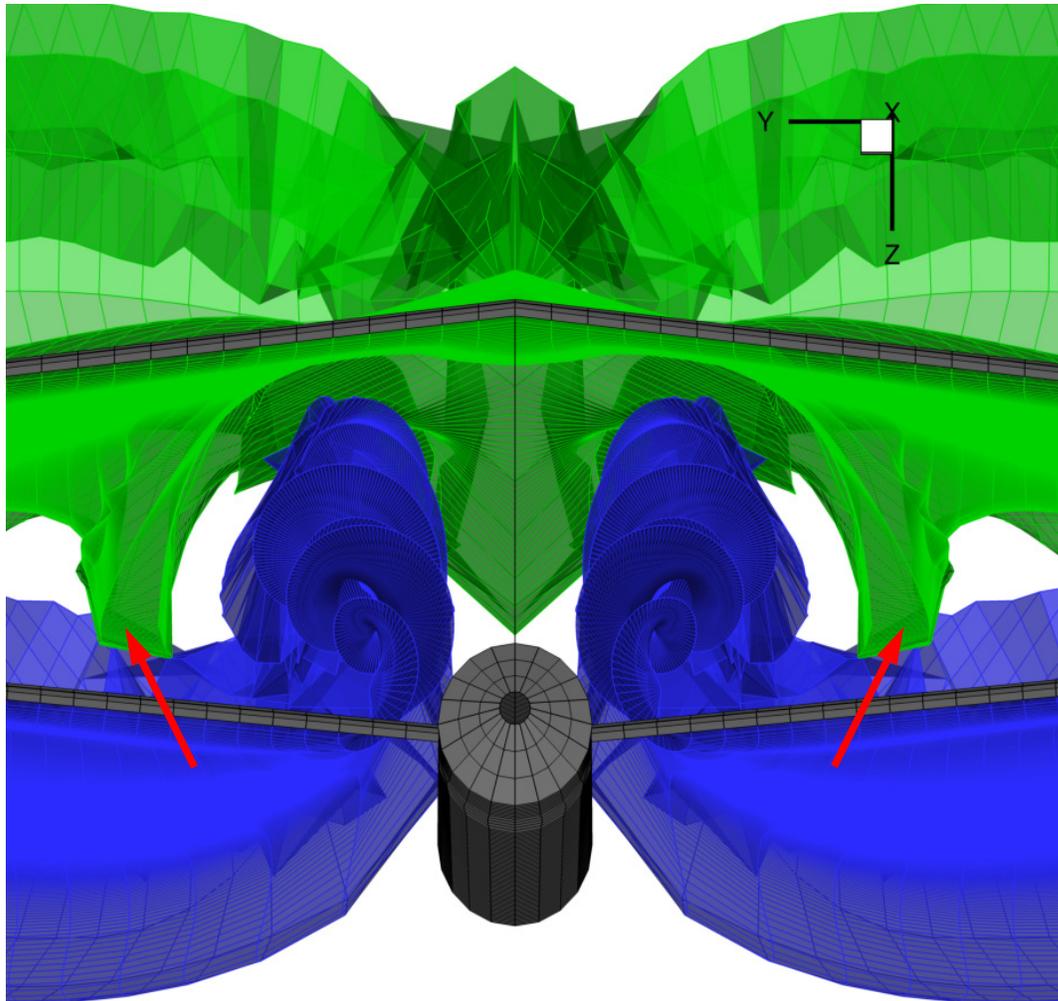


Figura 6-26: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas desde alas delanteras internas y alas traseras.

En la Figura 6-27, 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

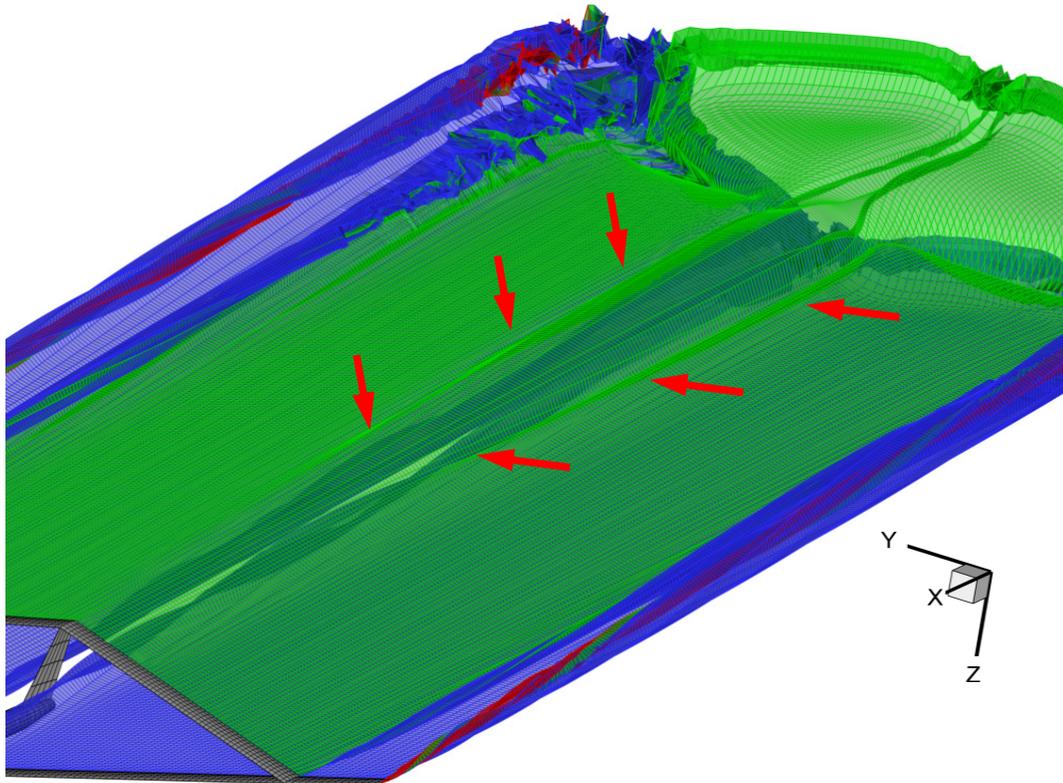


Figura 6-27: Detalles de la influencia entre estelas desprendidas de alas delanteras internas y alas traseras.

En la Figura 6-28 se muestra la zona de unión de alas y la zona de la puntera del ala. En la Figura 6-28.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 6-28.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.

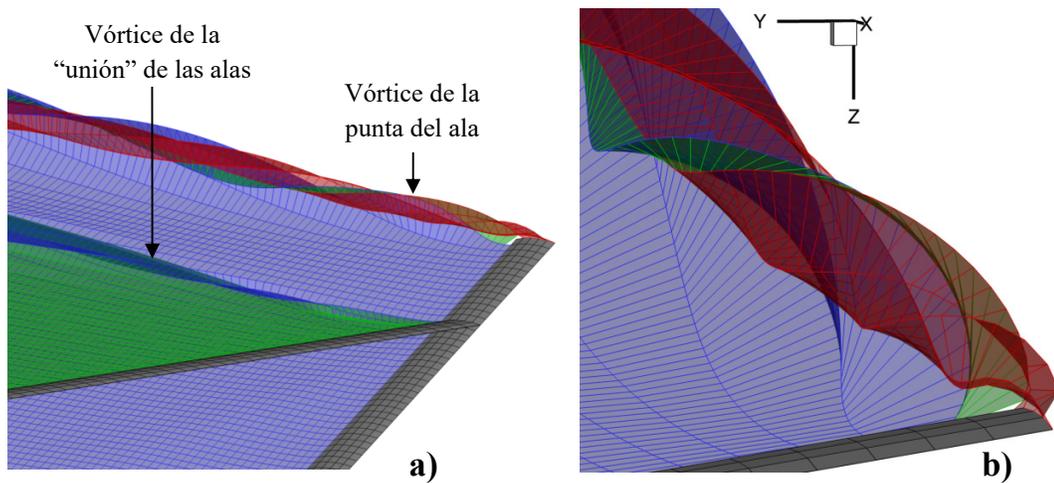


Figura 6-28: Detalles del comportamiento de las estelas en la zona de la unión de alas y en la punta de ala.

En la Figura 6-29 se muestra la evolución de la estela luego de 50 pasos de simulación para dos configuraciones similares a la configuración base. Las dos configuraciones solo tienen cambiado el ángulo de flecha de las alas delanteras, y consecuentemente, el ángulo de flecha de las alas traseras. Las simulaciones se realizaron con una velocidad de 204 m/s y para un ángulo de ataque geométrico de 5 grados. En la configuración de la Figura 6-29.a se ha empleado un ángulo de flecha negativo de diez grados en las alas delanteras internas y un ángulo de cero grado en las alas delanteras externas. En la configuración de la Figura 6-29.b el ángulo de flecha de todas las alas internas es cero grado.

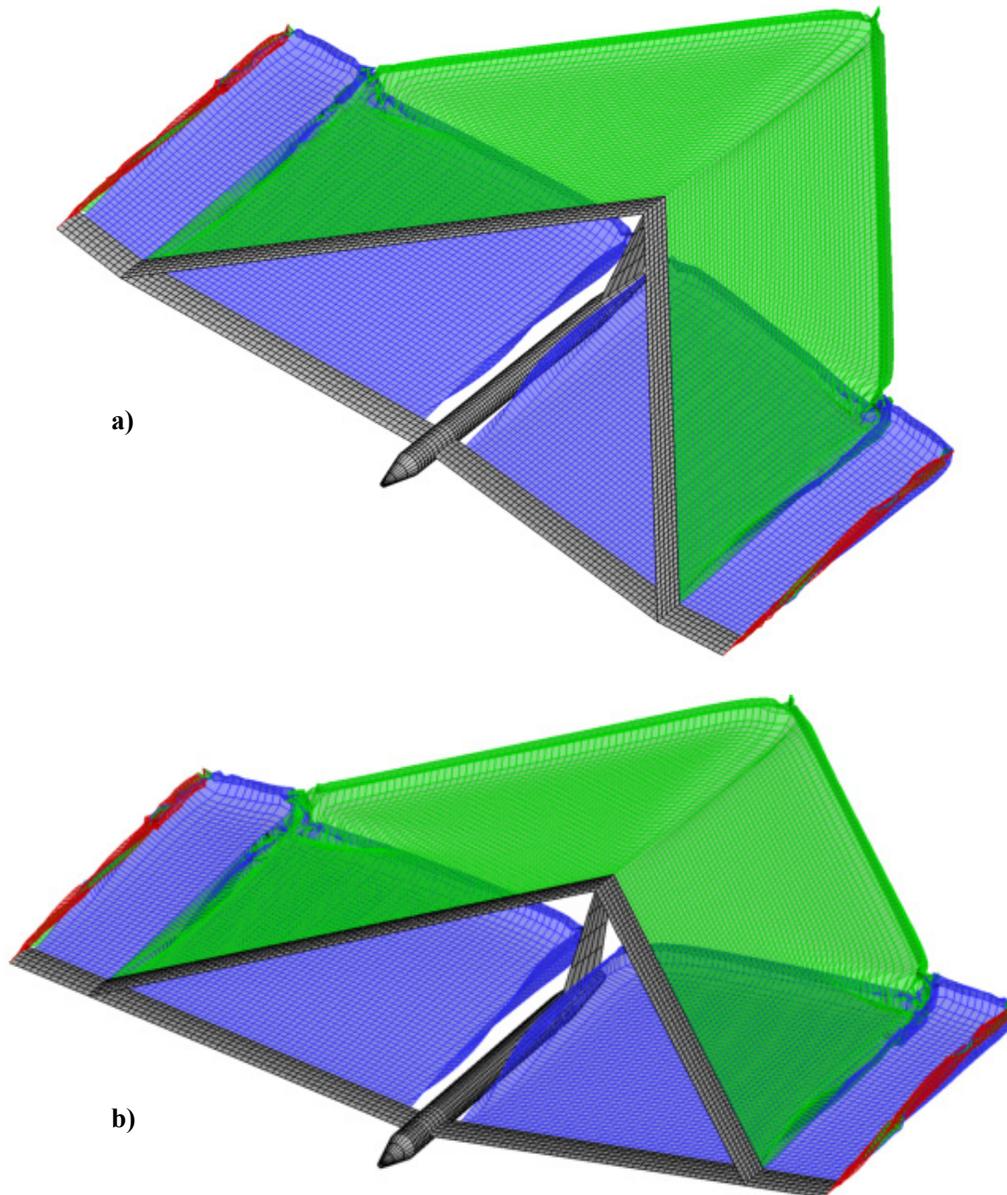


Figura 6 -29: Diferentes configuraciones de JW HALE UAV.

Coefficiente de presión

En la Figura 6-30 se muestra la distribución del coeficiente de presión sobre las superficies sustentadoras. En la Figura 6-30.a se puede observar una vista superior de la planta alar y en la Figura 6-30.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 6-31 se muestra una vista ampliada de la zona que involucra la puntera del ala y la unión de alas.

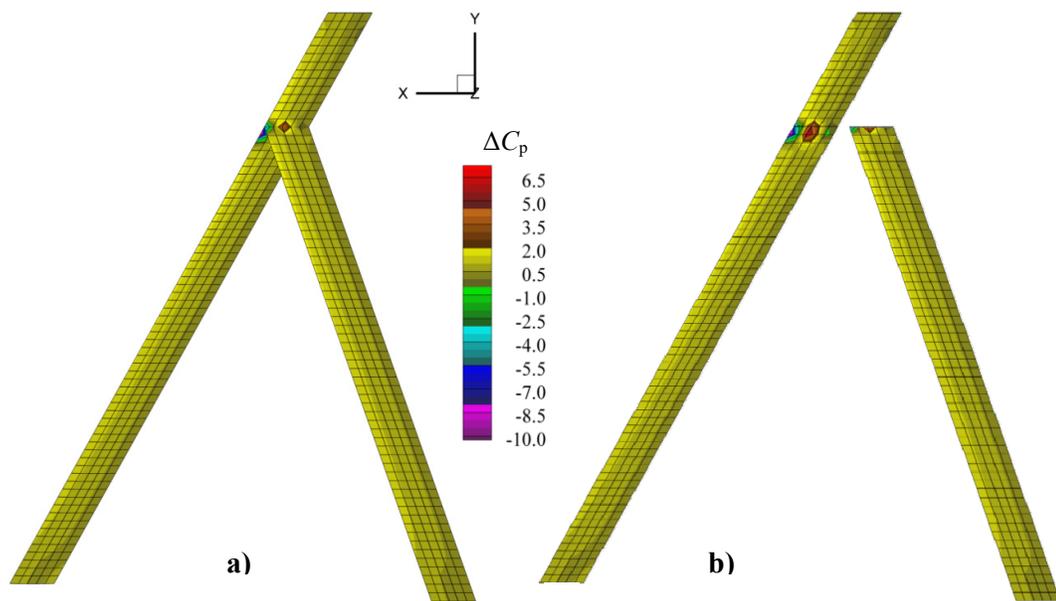


Figura 6-30: Detalles de la distribución del ΔC_p sobre las superficies sustentadoras.

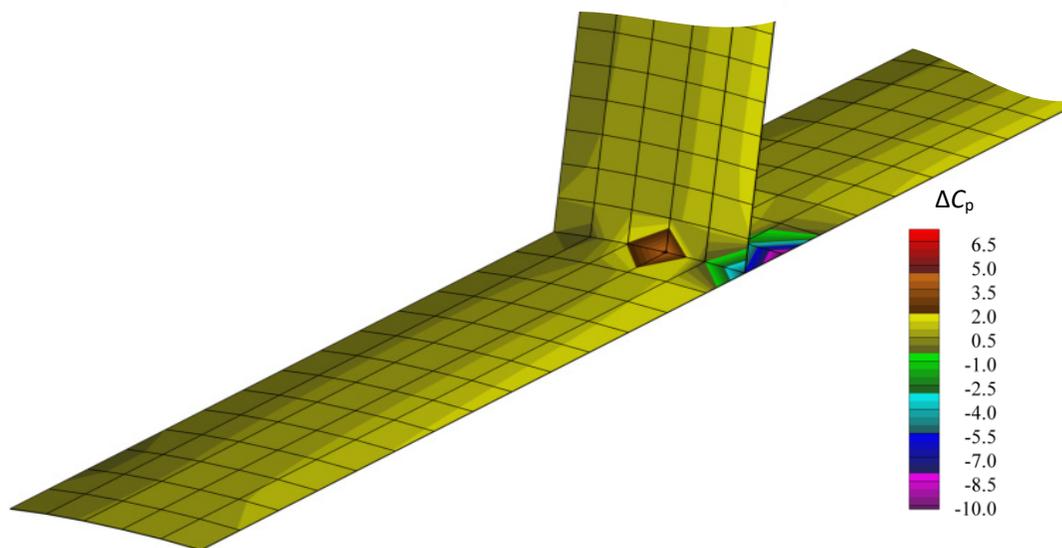


Figura 6-31: Detalles de la distribución del ΔC_p en la zona de la unión de alas.

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 6-32, 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, esto es velocidad 204 m/s 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.

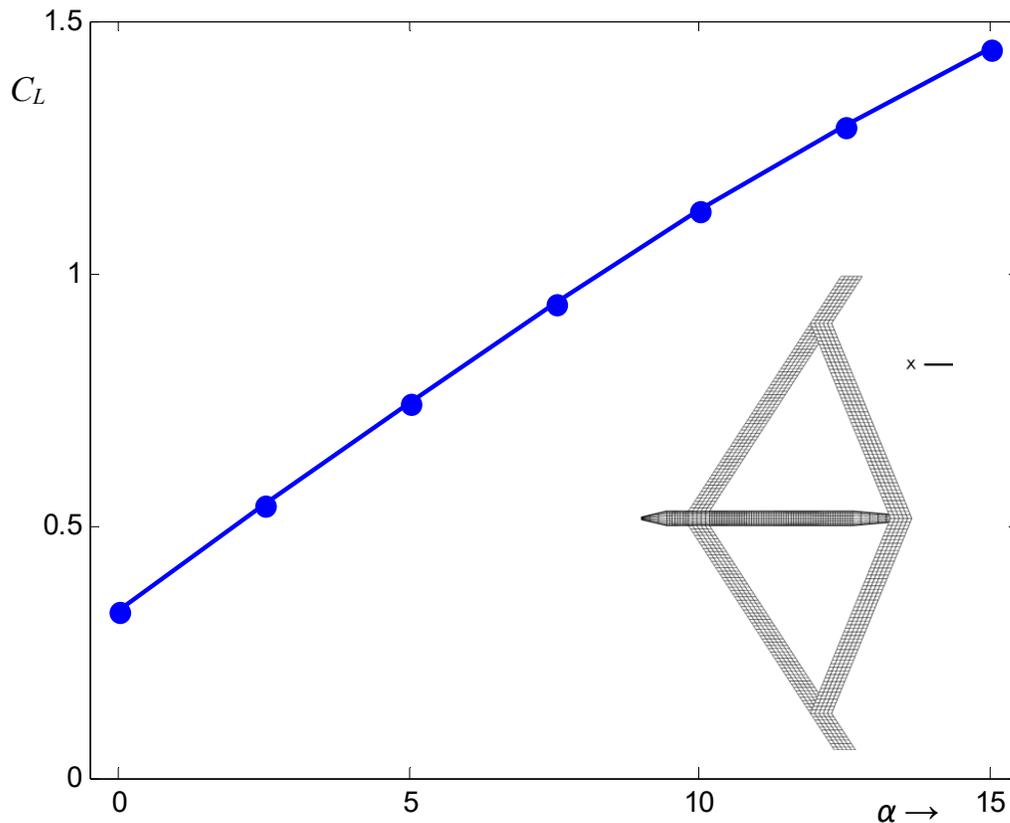


Figura 6-32: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulo de ataque.

En la Figura 6-33 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 6-32.

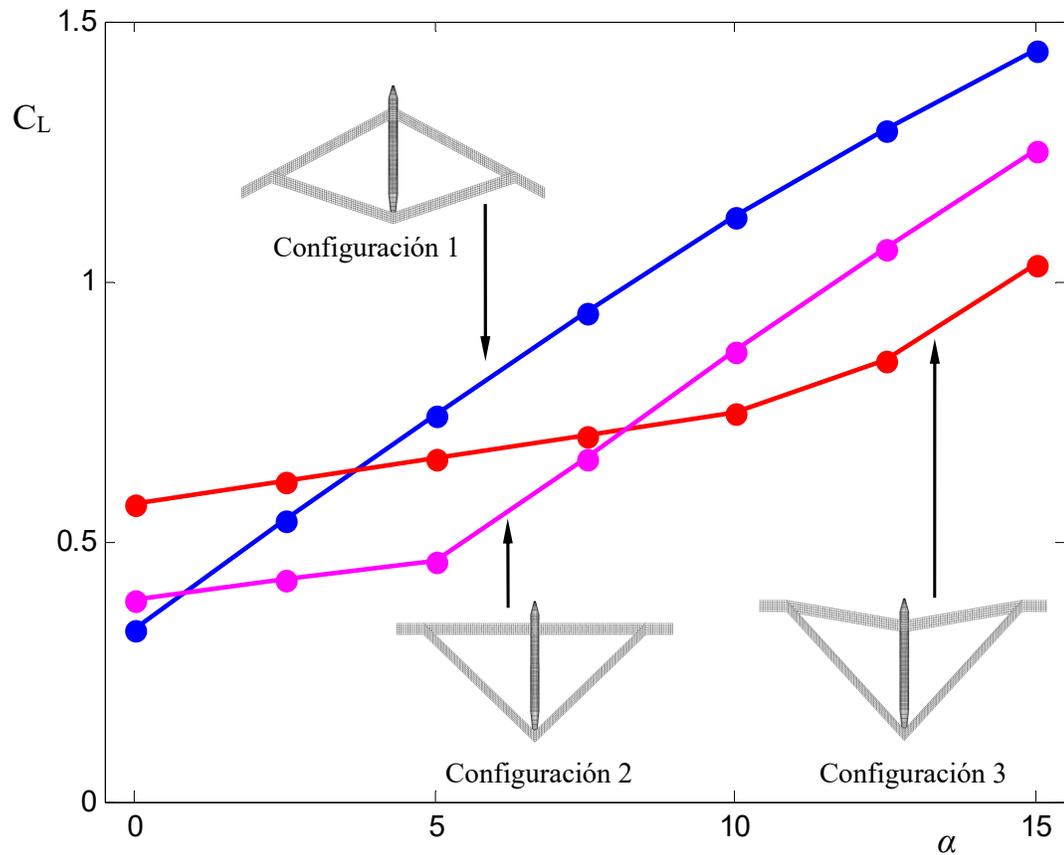


Figura 6-33: Cambios del coeficiente C_L para varios ángulos de ataque y para distintas configuraciones de JW HALE UAVs.

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 6-33 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.

6.3 Comportamiento aeroelástico

En esta sección se presentan resultados obtenidos por medio de la herramienta de simulación aeroelástica. Los resultados se dividen en dos partes: en la primera, subsección 6.3.1, se presentan resultados cuya finalidad es verificar la herramienta contrastando datos de un caso clásico en aeroelasticidad disponible en la literatura. En la segunda parte, subsección 6.3.2, se presentan resultados asociados a simulaciones aeroelásticas de una configuración completa de UAV con alas unidas.

6.3.1. Verificación de la herramienta aeroelástica

El concepto de verificación aquí empleado sigue las mismas definiciones expuestas en la sección 6.2.1. A continuación se desarrolla: el caso de verificación empleado, el modelado numérico, la calibración de la herramienta computacional y el resultado obtenido en la prueba de verificación.

El caso de verificación

El caso seleccionado para realizar la verificación es un problema clásico disponible en la literatura (Fung, 1955) cuyo objetivo es determinar la velocidad y la frecuencia de *flutter* para un puente colgante. Para resolver este problema, Fung propone un modelo del puente de dos grados de libertad, cuyas propiedades, expresadas en las unidades originales de la referencia, son

$$b = 30 \text{ ft} \quad (6.1)$$

$$m = 269 \frac{\text{slug}}{\text{ft}} \quad (6.2)$$

$$r_{\alpha}^2 = 0.6222 \quad (6.3)$$

$$\omega_h^2 = 0.755 \frac{1}{\text{s}^2} \quad (6.4)$$

$$\omega_{\alpha}^2 = 2.410 \frac{1}{\text{s}^2} \quad (6.5)$$

donde $2b$ es el ancho del puente, m es la masa por unidad de longitud, r_{α} es el radio de giro alrededor del eje elástico, ω_h es la frecuencia natural de flexión y ω_{α} es la frecuencia natural de torsión. El eje elástico se ubica en el centro de la cuerda y la densidad del aire, ρ , tiene un valor de

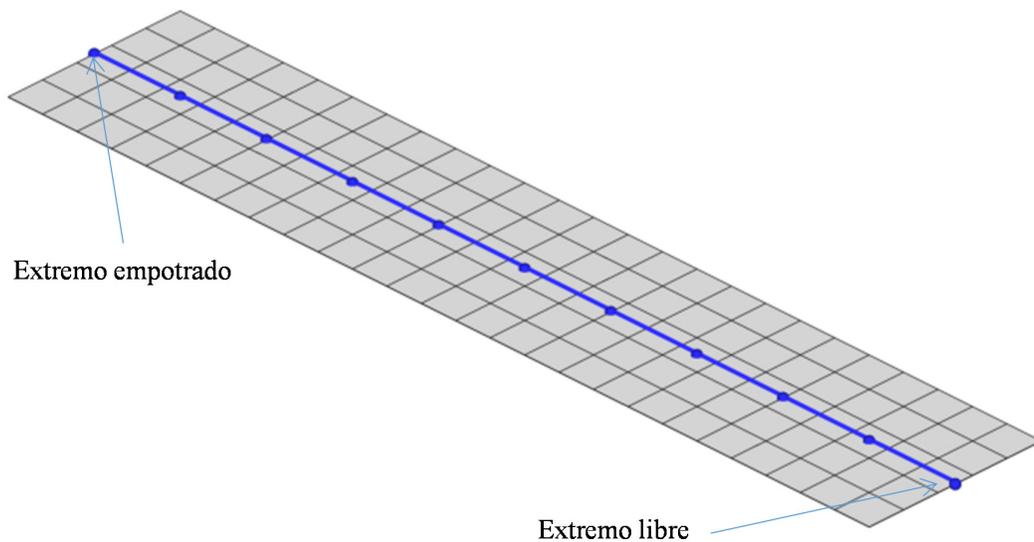
$$\rho = 0.002378 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} \quad (6.6)$$

El valor de velocidad de *flutter* reportado por Fung es 162 ft/s y el valor de la correspondiente frecuencia, 1.25 1/s.

El modelo numérico

En este trabajo se construye un modelo numérico tridimensional equivalente al modelo bidimensional del problema original. La superficie sustentadora se modela como una placa plana que esta empotrada en uno de sus extremos y libre en el otro.

En la Figura 6-34 se presenta un ejemplo del modelo geométrico-computacional donde el puente se modela como un ala en voladizo con un valor de alargamiento de 5. En la misma figura se muestra que el modelo numérico está construido con una malla aerodinámica de 5x25 paneles y una malla estructural de 10 elementos.



**Figura 6-34: Modelo geométrico-computacional del puente colgante.
Mallas aerodinámica y estructural.**

La malla estructural se asume con propiedades de material y sección uniformes a lo largo de toda el ala. Para lograr un modelo tridimensional equivalente, se han utilizado propiedades de manera tal que las frecuencias de los dos primeros modos (los modos que exhiben flexión y torsión en la estructura) coincidan con los valores de frecuencia informados como datos en el problema original, estos son, las raíces cuadradas de los valores expresados en las propiedades (6.4) y (6.5), para el caso de flexión y de torsión, respectivamente.

En la Figura 6-35 se muestran los dos primeros modos de la estructura empleada en el modelo presentado en la Figura 6-34. En la Figura 6-35.a se presenta el primer modo de vibrar y en la Figura 6-35.b se muestra el segundo. En las dos figuras se representa en un tono transparente la posición indeformada del ala.

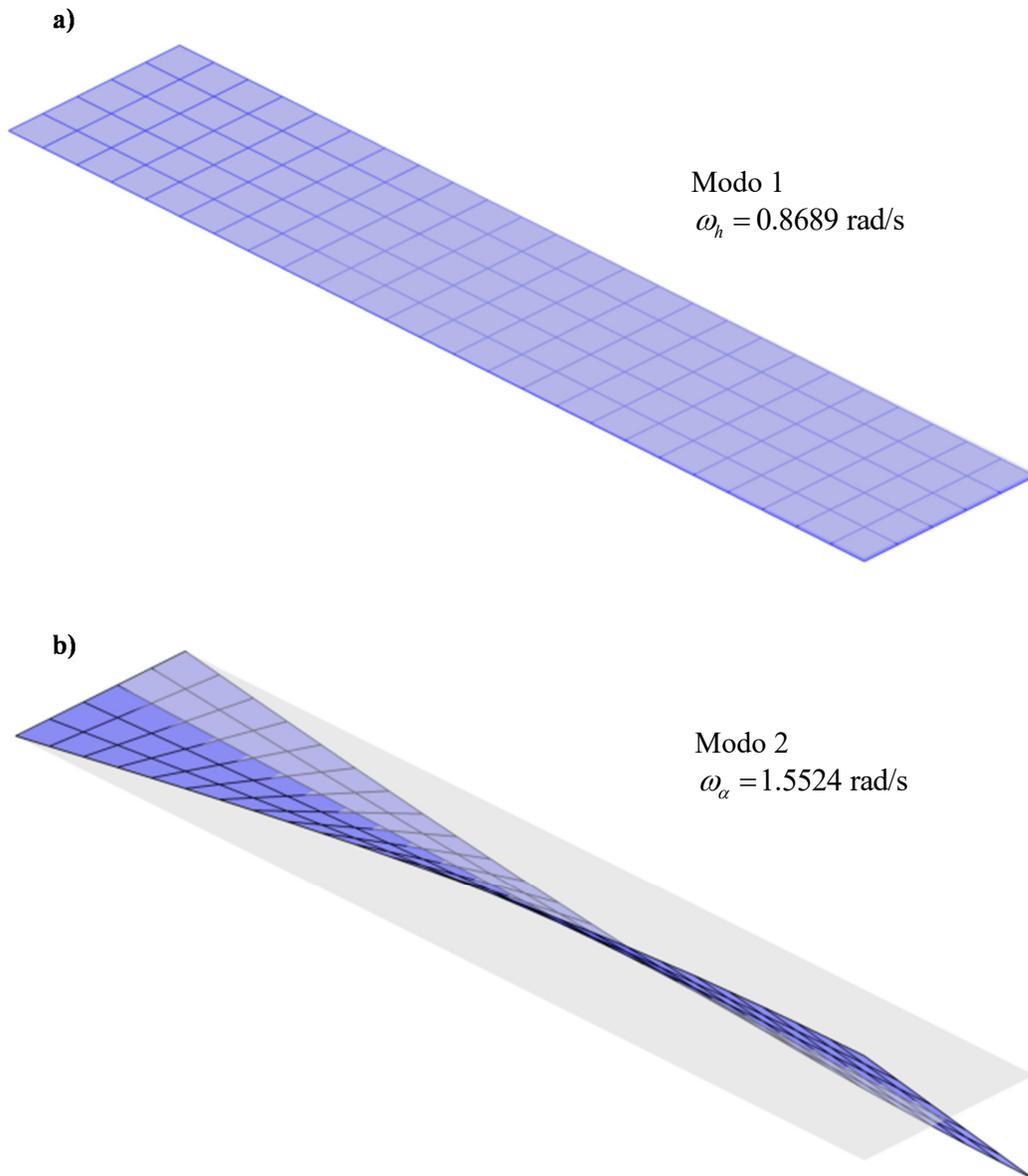


Figura 6-35: a) Primer modo de vibrar y b) segundo modo de vibrar de la estructura empleada en el modelado del puente colgante.

Calibración de la herramienta computacional

Antes de determinar numéricamente los valores de velocidad y frecuencia de *flutter* del puente colgante, es necesario realizar algunas pruebas de calibración. Estas pruebas consisten en desarrollar distintas simulaciones en las que se varían algunos parámetros y posteriormente se analiza el cambio que producen esas variaciones en los resultados obtenidos.

La calibración se realiza variando tres parámetros: *i*) el número de paso a partir del cual se trunca la estela, *ii*) el alargamiento del ala, \mathcal{AR} , y *iii*) la cantidad de paneles en la malla aerodinámica, o su equivalente, el número de paneles por cuerda (ppc). La variación de estos parámetros se realiza en diferentes etapas, modificándolos de a uno por vez.

Calibración, número de paso de truncamiento de estela

Para calibrar la herramienta y determinar en qué paso se puede recortar la estela, se fijan los parámetros de calibración restantes en los siguientes valores: alargamiento igual a 5 y una malla aerodinámica de 5 ppc. Adicionalmente, se fijan, para todas las pruebas en esta etapa del proceso de calibración, una velocidad de corriente libre de 120 ft/s y una cantidad total de 1500 pasos de ejecución (150 s de tiempo físico).

En la Figura 6-36 se muestra una respuesta obtenida con el código aeroelástico. En esta figura se presenta la variación temporal de las coordenadas generalizadas q_1 y q_2 , las cuales se refieren, respectivamente, al desplazamiento vertical y el giro de la estructura. Cada una de estas respuestas se obtiene como una sucesión de puntos calculados numéricamente con la herramienta computacional.

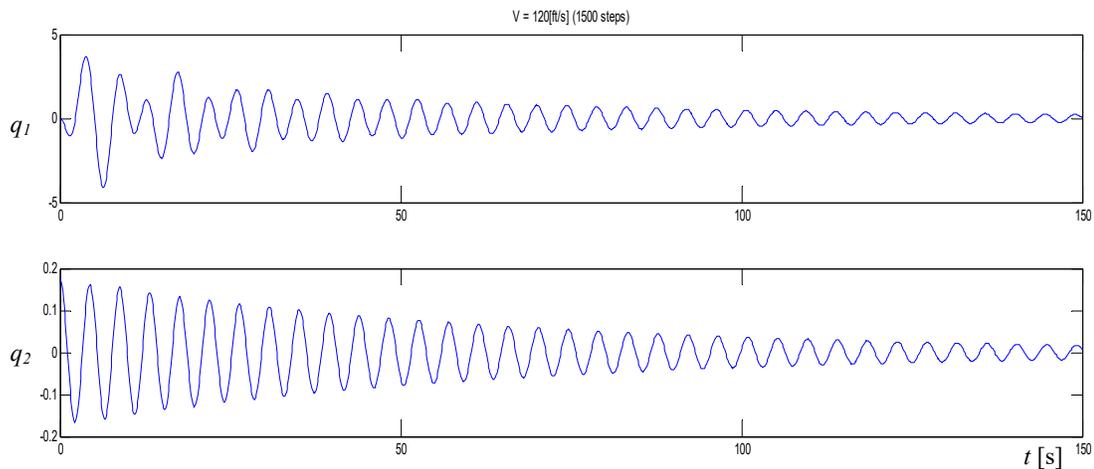


Figura 6-36: Ejemplos de respuestas temporales de q_1 y q_2 calculadas con la herramienta numérica.

Para realizar la calibración, primero se calculan distintas respuestas de la variación temporal de las coordenadas generalizadas q_1 y q_2 . Esas respuestas se obtienen variando el número de pasos a partir del cual se trunca la estela. Como un método de abstracción, los saltos del número de pasos de recorte de estela se realizan mediante

cantidades fijas, siendo esa cantidad, un factor del tamaño de la cuerda del ala. Así, los casos simulados se corresponden a truncamientos de estela realizados en 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 15, 20, 30 y 50 cuerdas.

Para analizar el cambio, se toman dos casos de recorte consecutivos y se comparan punto a punto sus respuestas. Ello se hace por un lado para q_1 y, por el otro, para q_2 . Para cuantificar la comparación, se calcula el cambio o error aproximado porcentual cometido entre los dos casos. Finalmente, el error aproximado porcentual se condensa en un solo número cuyo valor corresponde al promedio de los cambios correspondientes a cada punto de la respuesta q_1 . Para los puntos de q_2 , se procede de manera similar.

En la Figura 6-37.a se muestra la variación del error aproximado porcentual promedio para los distintos casos de truncamientos seleccionados. En esa figura se observa un rápido decaimiento en los casos iniciales. Para una mejor evaluación, en la Figura 6-37.b se muestra un detalle para los primeros truncados de estela. Notar que para un recorte de estela en 7 cuerdas se obtiene un error aproximado promedio inferior al 0.01% tanto para q_1 , como para q_2 . Este error resulta aceptable, por lo que para los siguientes casos de simulación el parámetro de truncado de estela se fija en 7 cuerdas.

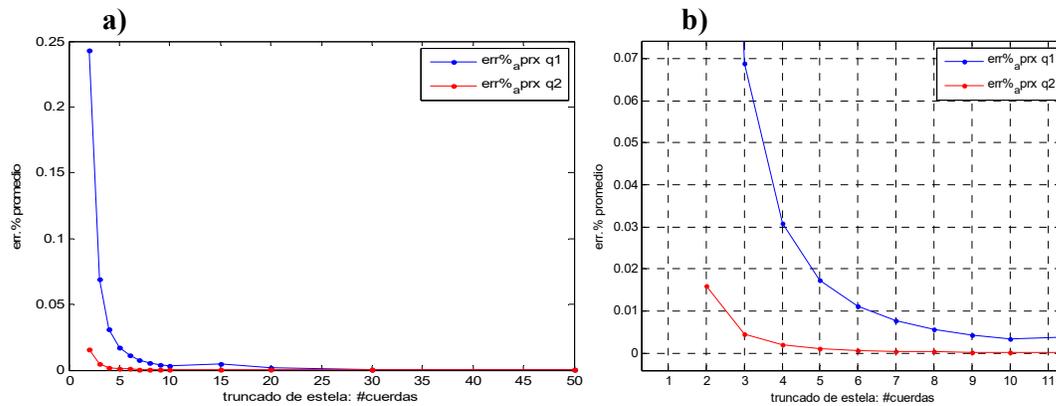


Figura 6-37: Error aproximado porcentual promedio para diferentes casos de truncado de estela.

Calibración, variación del tamaño de la malla

En esta etapa del proceso de calibración, se simulan 150 segundos, y se fijan los siguientes parámetros de calibración: truncado de la estela en 7 cuerdas y alargamiento del ala igual a 5. Como se mencionó antes, el tamaño de la malla se representa con el parámetro “número de ppc” y para calibrar la herramienta se desarrollaron los casos de: 5, 6, 7, 8, 9, 10 y 15 ppc. En la Figura 6-38 se muestran algunos ejemplos de las mallas aerodinámicas empleadas.

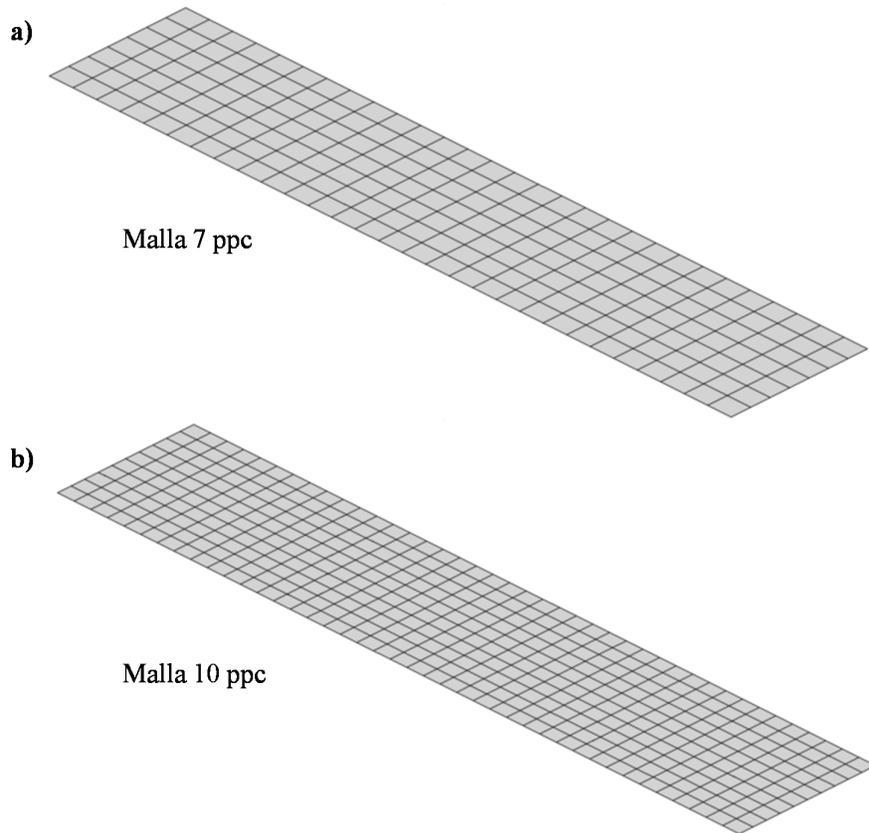


Figura 6-38: Ejemplos de mallas aerodinámicas empleadas en la calibración de la herramienta computacional.

En cada uno de los casos se calcula la velocidad de *flutter*, V_f , y se analiza su cambio. El cálculo de esa velocidad es un proceso que tiene un costo computacional relativamente alto ya que es necesario realizar una exploración con distintas velocidades hasta encontrar una respuesta oscilante, de las coordenadas q_1 y q_2 , con amplitudes invariantes en el tiempo.

En la Tabla 6-7 se presentan los valores de velocidad de *flutter* obtenidos para cada malla empleada. Notar que el valor de velocidad muestra una tendencia creciente a medida que se aumenta la densidad de la malla, lográndose una estabilización para el caso de 10 ppc.

Tabla 6-7: Velocidad de *flutter* calculada para distintos tamaños de malla

	5 ppc	6 ppc	7 ppc	8 ppc	9 ppc	10 ppc	15 ppc
V_f ft/s	170	172	173	174	174	175	175

Calibración, variación del alargamiento

En esta etapa del proceso de calibración, se simulan 150 segundos, y se fijan los siguientes parámetros de calibración: truncado de la estela en 7 cuerdas y malla aerodinámica de 5 ppc. Para calibrar la herramienta se desarrollaron los casos de alargamiento con un valor de: 5, 7.5, 10, 12.5 y 13. En la Figura 6-39 se muestran algunos ejemplos de las mallas aerodinámicas empleadas.

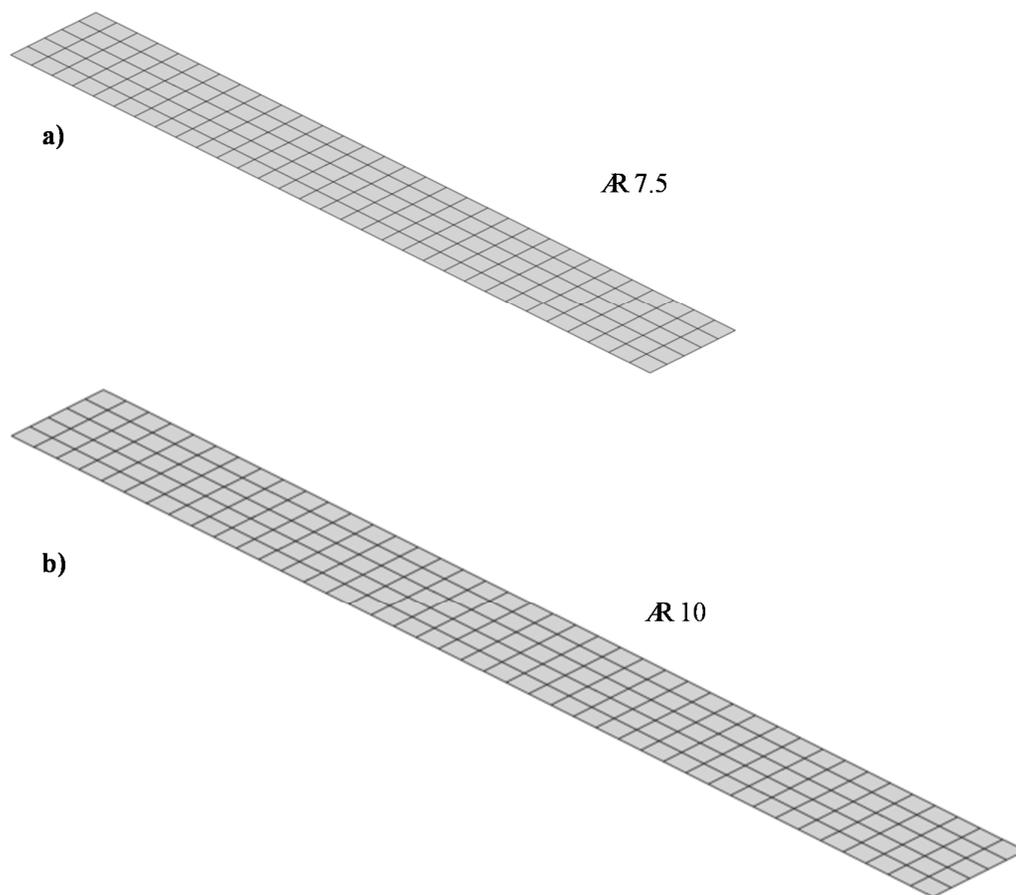


Figura 6-39: Calibración de la herramienta computacional, variación del alargamiento.

De manera similar al procedimiento de calibración anterior, en cada uno de los casos se calcula la velocidad de *flutter* y se analiza su cambio. En la Tabla 6-8 se presentan los valores de la velocidad de *flutter* obtenidos para cada alargamiento empleado. Notar que el valor de la velocidad muestra una tendencia decreciente a medida que se aumenta el alargamiento, lográndose una estabilización para el caso de alargamiento igual a 12.5.

Tabla 6-8: Velocidad de *flutter* calculada para alas con distinto alargamiento

	$\mathcal{R} 5$	$\mathcal{R} 7.5$	$\mathcal{R} 10$	$\mathcal{R} 12.5$	$\mathcal{R} 13$
V_f ft/s	170	167	166	165	165

Prueba de verificación

Para realizar la prueba de verificación de la herramienta se emplea la siguiente configuración: simulación de 150 segundos, truncamiento de la estela en 7 cuerdas, tamaño de malla 10 ppc, alargamiento igual a 12.5. La condición inicial utilizada es una perturbación tal que $q_1 = 0$, $q_2 = 10^\circ$ y sus velocidades generalizadas valen cero.

El valor de la velocidad de *flutter* obtenido con la herramienta computacional es igual a 168 ft/s y la frecuencia correspondiente es de 1.2563 rad/s. Estos valores son aproximaciones numéricas y las diferencias porcentuales medidas respecto de los valores reportados por Fung son: 3.7% para la velocidad y 0.5% para la frecuencia.

En la Figura 6-40 se presenta la respuesta del comportamiento aeroelástico para una velocidad de corriente libre inferior a la velocidad de *flutter* de 120 ft/s, denominada “velocidad subcrítica”. En la Figura 6-40.a se muestran las respuestas de q_1 y q_2 , observándose en ambas, un comportamiento oscilatorio donde decrece la amplitud a medida que corre el tiempo, ello causado, por la presencia de un amortiguamiento de origen puramente aerodinámico.

En la Figura 6-40.b se presentan, superpuestas en un mismo gráfico, la transformada rápida de Fourier (FFT) normalizada de q_1 y q_2 . En estas respuestas en el dominio de la frecuencia se observa la existencia de una frecuencia de 1.4240 rad/s en la de q_2 , y se destaca que la de q_1 posee dos componentes, o señales, con valores de frecuencia 0.8796 rad/s y 1.4240 rad/s. Esas frecuencias están acotadas o encerradas entre las frecuencias en vacío, es decir, las frecuencias naturales de la estructura cuando no existe velocidad de corriente libre ($V_\infty = 0$): $\omega_h = 0.8689$ rad/s y $\omega_\alpha = 1.5524$ rad/s (ver ecuaciones (6.4) y (6.5)). Para visualizar lo mencionado, en la misma Figura 6-40.b se indican con líneas de trazo de color negro las cotas que imponen ω_h y ω_α .

En la Figura 6-40.c se muestran las respuestas proyectadas en el espacio de estados. Puede observarse, en las dos proyecciones mostradas, espirales cerrándose o convergiendo a un punto de equilibrio, lo cual caracteriza a los denominados focos estables.

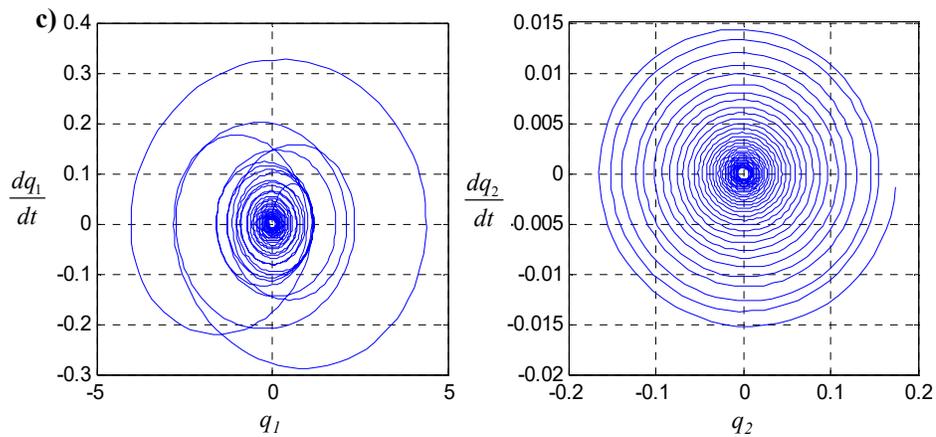
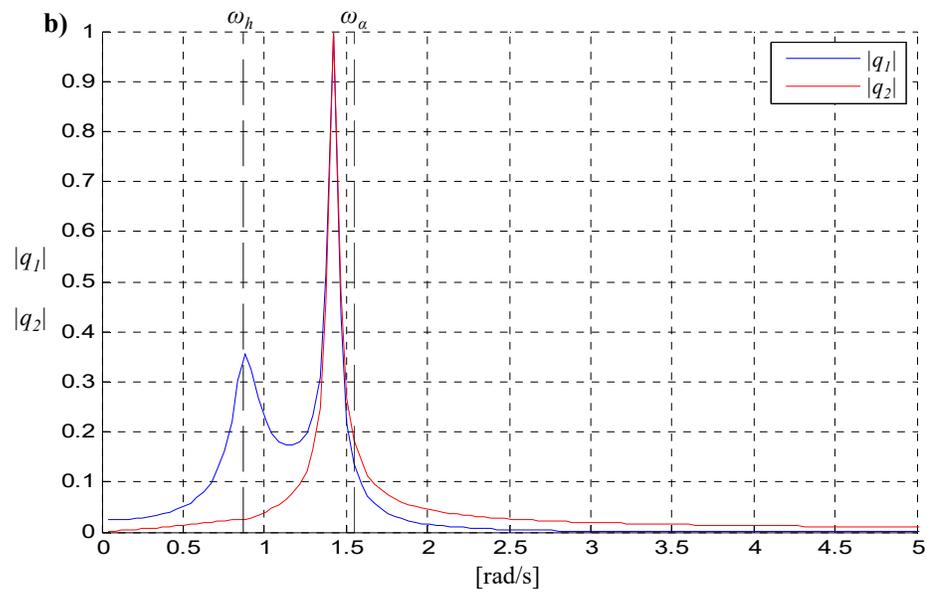
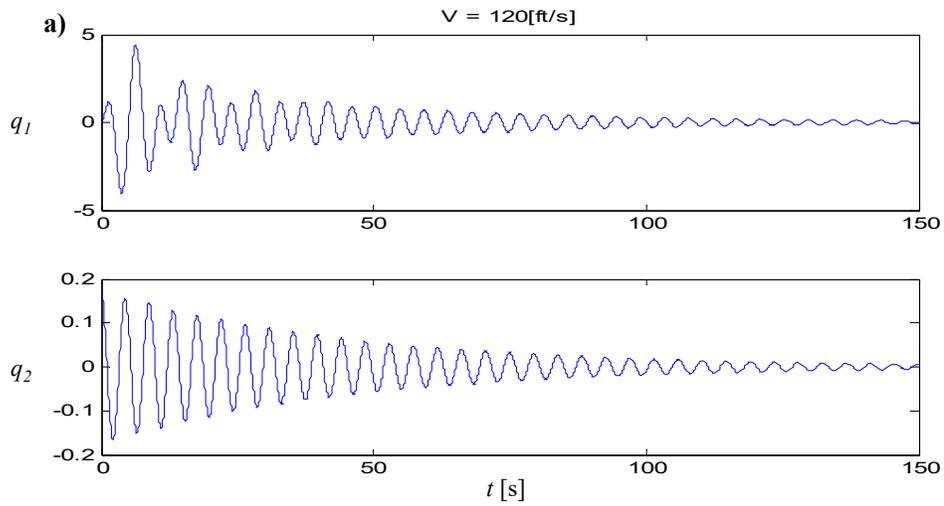


Figura 6-40: Respuesta aeroelástica para una velocidad subcrítica, $V_\infty = 120 \text{ ft/s}$.

a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.

En la Figura 6-41 se presenta la respuesta del comportamiento aeroelástico para una velocidad próxima a la velocidad de *flutter*, denominada “velocidad crítica” ($V_\infty = 168$ m/s). En la Figura 6-41.a se muestra como luego de un breve transitorio se desarrolla un comportamiento oscilatorio de amplitud constante en las respuestas de q_1 y q_2 .

En la Figura 6-41.b se presentan, superpuestas en un mismo gráfico, las FFT normalizada de q_1 y q_2 . Esa respuesta en frecuencia muestra que las dos variables oscilan con la misma frecuencia, 1.2563 rad/s, y que este valor se encuentra acotado por las frecuencias en vacío ω_h y ω_α . En la misma figura se indican con líneas de trazo de color negro las cotas que imponen ω_h y ω_α .

En la Figura 6-41.c se muestran las proyecciones en el espacio de estado. Se puede observar que, tanto para q_1 como para q_2 , existe una tendencia al establecimiento de una trayectoria cerrada con “amplitud” invariante, manifestándose así la presencia de un ciclo límite. En el caso de q_1 se observa una apertura de la trayectoria hacia una curva cerrada de amplitud constante, mientras que para q_2 se observa que la trayectoria se cierra hasta establecerse en la curva con amplitud constante.

En la Figura 6-42 se presenta un caso denominado de “velocidad supercrítica”, ya que la velocidad utilizada en el desarrollo de la simulación, $V_\infty = 175$ ft/s, es superior a la velocidad crítica. En la Figura 6-42.a se muestran que las respuestas de q_1 y q_2 presenta un comportamiento oscilatorio creciente en la amplitud a medida que corre el tiempo, observándose en los últimos segundos de la simulación, una tendencia a detener el crecimiento de la respuesta y a mantener la amplitud de la respuesta.

En la Figura 6-42.b se presentan, superpuestas en un mismo gráfico, las FFT normalizada de q_1 y q_2 . De manera similar al caso de velocidad crítica, la respuesta en frecuencia del caso supercrítico muestra que las dos variables oscilan con la misma frecuencia, 1.2563 rad/s, y que ese valor se encuentra acotado por las frecuencias en vacío ω_h y ω_α . En la misma figura se indican con líneas de trazo de color negro las cotas que imponen ω_h y ω_α .

En la Figura 6-42.c se muestran las proyecciones en el espacio de estado. Se puede observar que, tanto para q_1 como para q_2 , las trayectorias parten desde las condiciones iniciales y avanzan en forma de espiral que va disminuyendo su razón de cambio en la amplitud, observándose una tendencia a converger hacia una curva cerrada de amplitud constante.

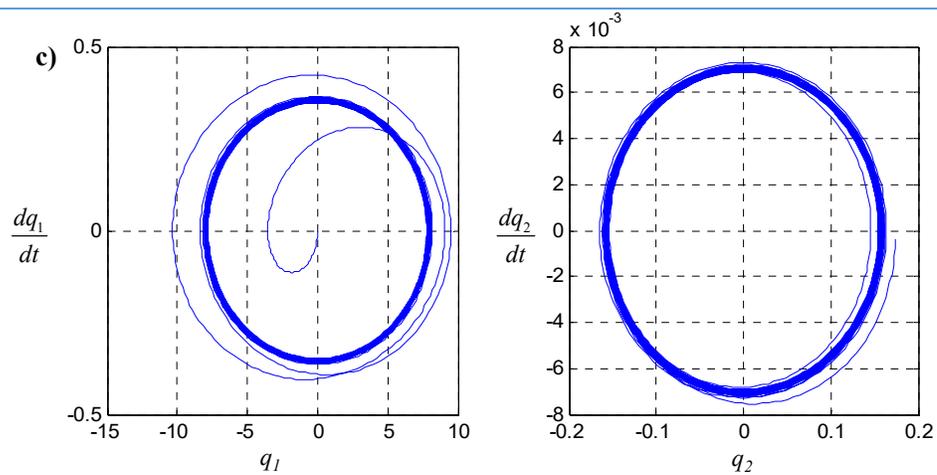
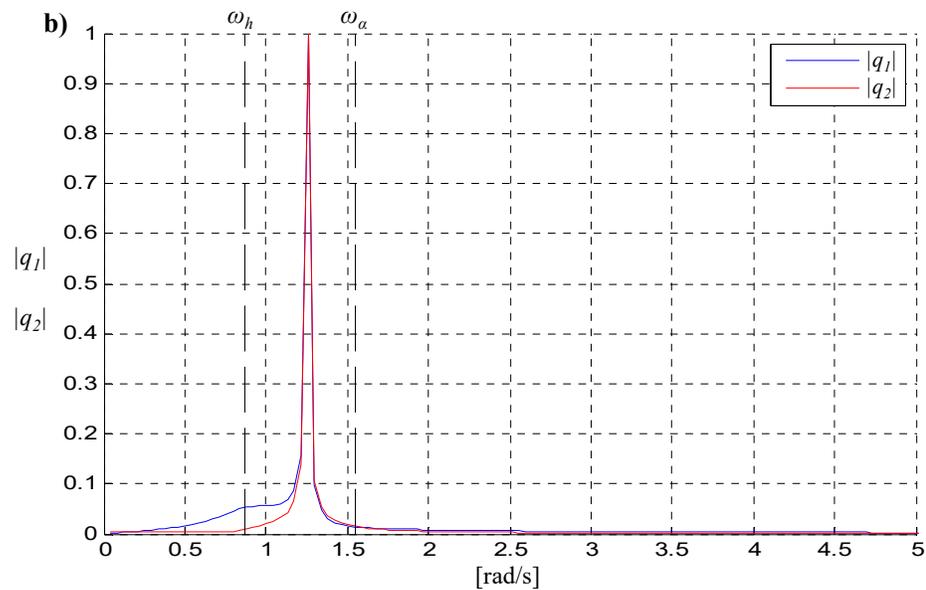
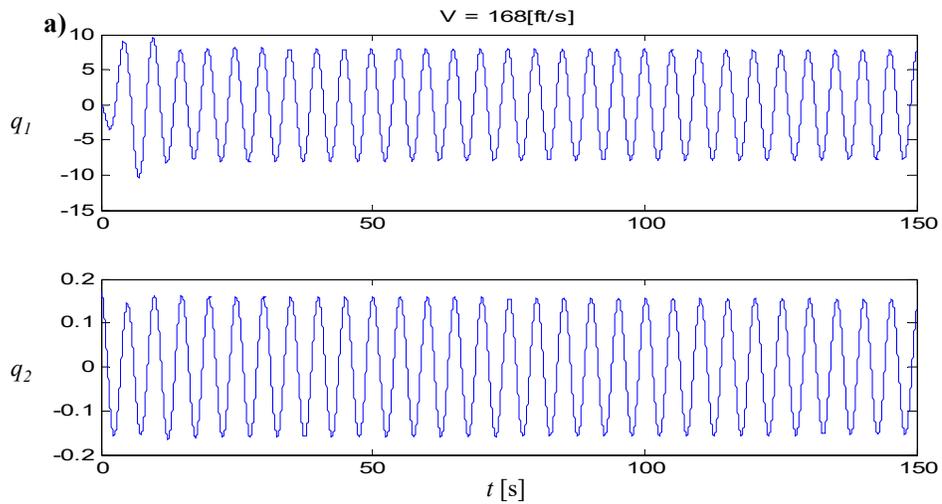


Figura 6-41: Respuesta aeroelástica para una velocidad próxima a la de *flutter*, $V_\infty = 168 \text{ ft/s}$.

a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.

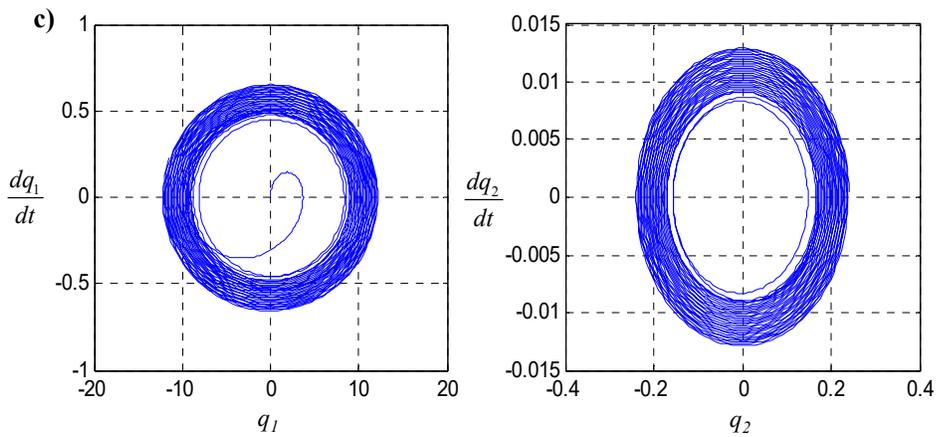
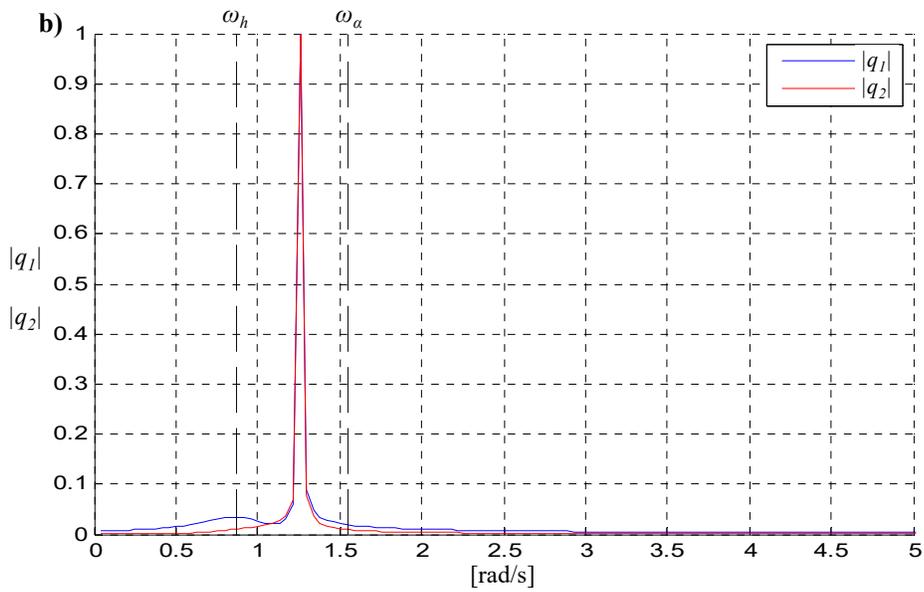
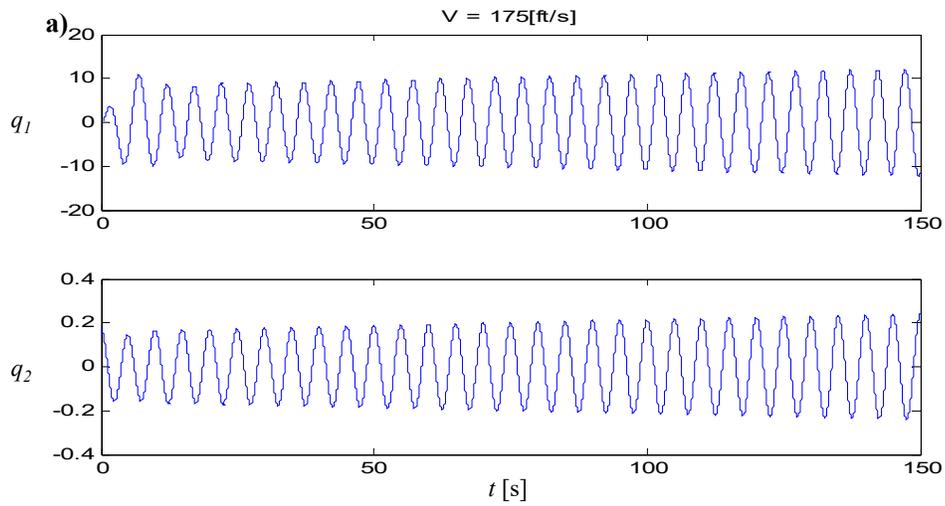


Figura 6-42: Respuesta aeroelástica para una velocidad supercrítica, $V_\infty = 175$ ft/s.

a) Respuestas temporales de q_1 y q_2 ; b) representación en el dominio de la frecuencia y c) proyecciones en el plano de estado.

6.3.2. Simulaciones de una configuración completa de UAVs de alas unidas

En esta subsección se presentan resultados del comportamiento aeroelástico de una configuración completa de UAV de alas unidas. La configuración analizada, que se muestra en la Figura 6-43, se caracteriza por poseer una unión de alas posicionada en el 20% de la semiemvergadura del ala delantera.

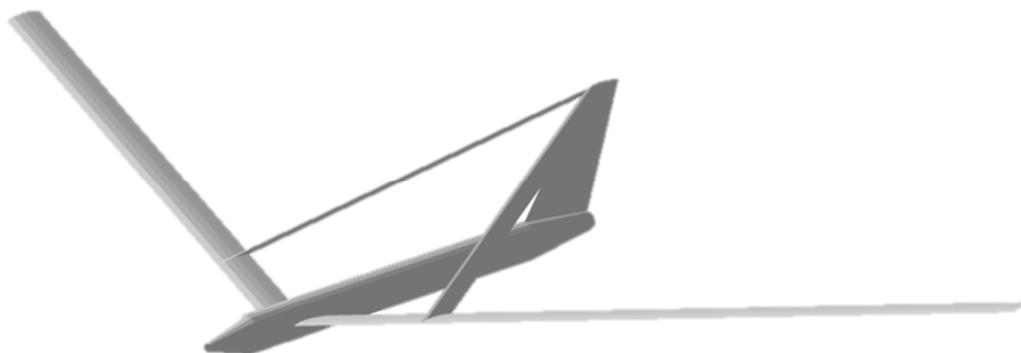


Figura 6-43: Configuración de UAV con unión de alas en el 20% de la semiemvergadura.

La malla aerodinámica empleada en esta configuración tiene 1410 paneles y la malla estructural tiene 19 elementos. Ambas mallas, empleadas en el modelo numérico de esta configuración, se muestran en la Figura 6-11.d.

El fuselaje es considerado completamente rígido y la estructura flexible de la planta alar posee material y sección constantes a lo largo de toda la extensión de las alas delanteras y traseras. El material empleado es aluminio aeronáutico 2024-T3 y los datos, usados en las simulaciones, se listan en la Tabla 6-9. Las propiedades de la sección estructural utilizada se listan en la Tabla 6-10.

Tabla 6-9: Propiedades del material de las alas.

E [N/m ²]	ν	G [N/m ²]	δ [kg/m ³]
73.10×10^9	0.33	28.00×10^9	2.78×10^3

Tabla 6-10: Propiedades de la sección estructural de las alas.

A [m ²]	I_y [m ⁴]	I_z [m ⁴]	J_{polar} [m ⁴]	$J_{torsión}$ [m ⁴]
0.01744350205	0.000330274966	0.00757632011	0.7906595075	0.001055362082

Para representar la deformada de la estructura se utilizan los primeros diez modos de vibrar. En la Figura 3-4, presentada en el Capítulo 3, se pueden observar las formas modales de los primeros 3 modos de la estructura de la planta alar. En la Tabla 6-11 se listan las frecuencias naturales asociados a los primeros 10 modos empleados en la simulación. Es importante destacar que en el modo 1 prepondera la flexión del ala delantera, mientras que en el modo 2, prepondera la torsión de la misma ala.

Tabla 6-11: Frecuencias de los primeros 10 modos de la configuración utilizada.

Modo i	Frecuencia ω_i [Hz]
1	0.37
2	0.87
3	1.55
4	2.22
5	2.53
6	2.67
7	3.76
8	4.59
9	5.06
10	6.06

El proceso de exploración para determinar la velocidad crítica, o una aproximación a la velocidad de *flutter*, tiene un costo computacional relativamente elevado. En cada ejecución del software, realizada durante la exploración, se simulan 240 segundos de tiempo físico, lo que insume aproximadamente un promedio 3 días de ejecución en un computadora de escritorio con un procesador de dos núcleos y con soporte de *Hyper-Threading Technology*[®].

A continuación, se presentan los resultados de las simulaciones del comportamiento aeroelástico de la configuración antes mencionada para casos de velocidades subcrítica, crítica y supercrítica. En todos los casos se emplea una densidad de aire de 0.1152 kg/m³ y a las condiciones iniciales se les asigna valor cero.

[®] Intel[®] Corporation

Caso de velocidad subcrítica

Los resultados aquí descritos corresponden a un caso donde la velocidad de corriente libre es igual a 120 m/s. En la Figura 6-44 se muestran las respuestas de q_1 a q_5 y en la Figura 6-45 se muestran las de q_6 a q_{10} . En las dos figuras puede observarse que, luego de un breve transitorio, todos los q 's presentan un comportamiento oscilatorio que decrece en la amplitud a medida que corre el tiempo, ello causado, por la presencia de un amortiguamiento de origen puramente aerodinámico.

En las Figura 6-46 se muestran las respuestas de q_1 a q_{10} proyectadas en el espacio de estados. En todas las respuestas, puede apreciarse un comportamiento similar al de un foco estable.

En la Figura 6-47 y 6-48 se presentan, en gráficas separadas, las FFT normalizadas de todas las q 's. La normalización se realiza utilizando el valor del pico máximo. En todas las gráficas se marcan, con líneas de color rojo, las frecuencias en vacío de los primeros 10 modos de vibrar. Para cada una de las respuestas hay una composición de dos o más señales de diferentes frecuencias, pero en todos los casos se observa una frecuencia preponderante. Los valores de estas frecuencias se listan en la Tabla 6-12.

Tabla 6-12: Frecuencias preponderantes observadas en las respuestas en el dominio de la frecuencia.

Respuesta	Frecuencia [Hz]
q_1	0.4825
q_2	0.8625
q_3	1.5500
q_4	2.2200
q_5	2.5670
q_6	2.6420
q_7	3.7750
q_8	4.5750
q_9	5.0500
q_{10}	6.0600

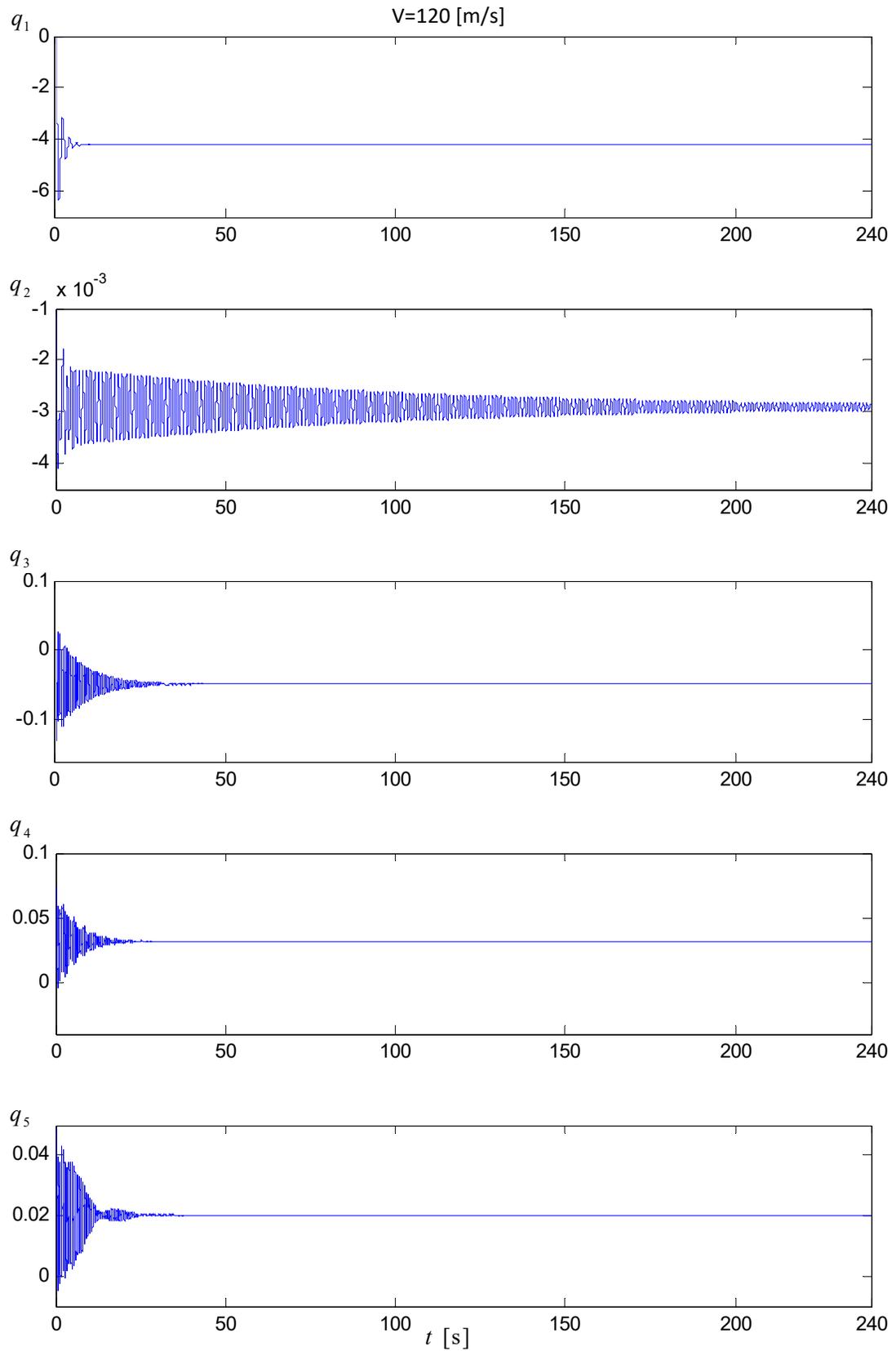


Figura 6-44: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty=120$ m/s.

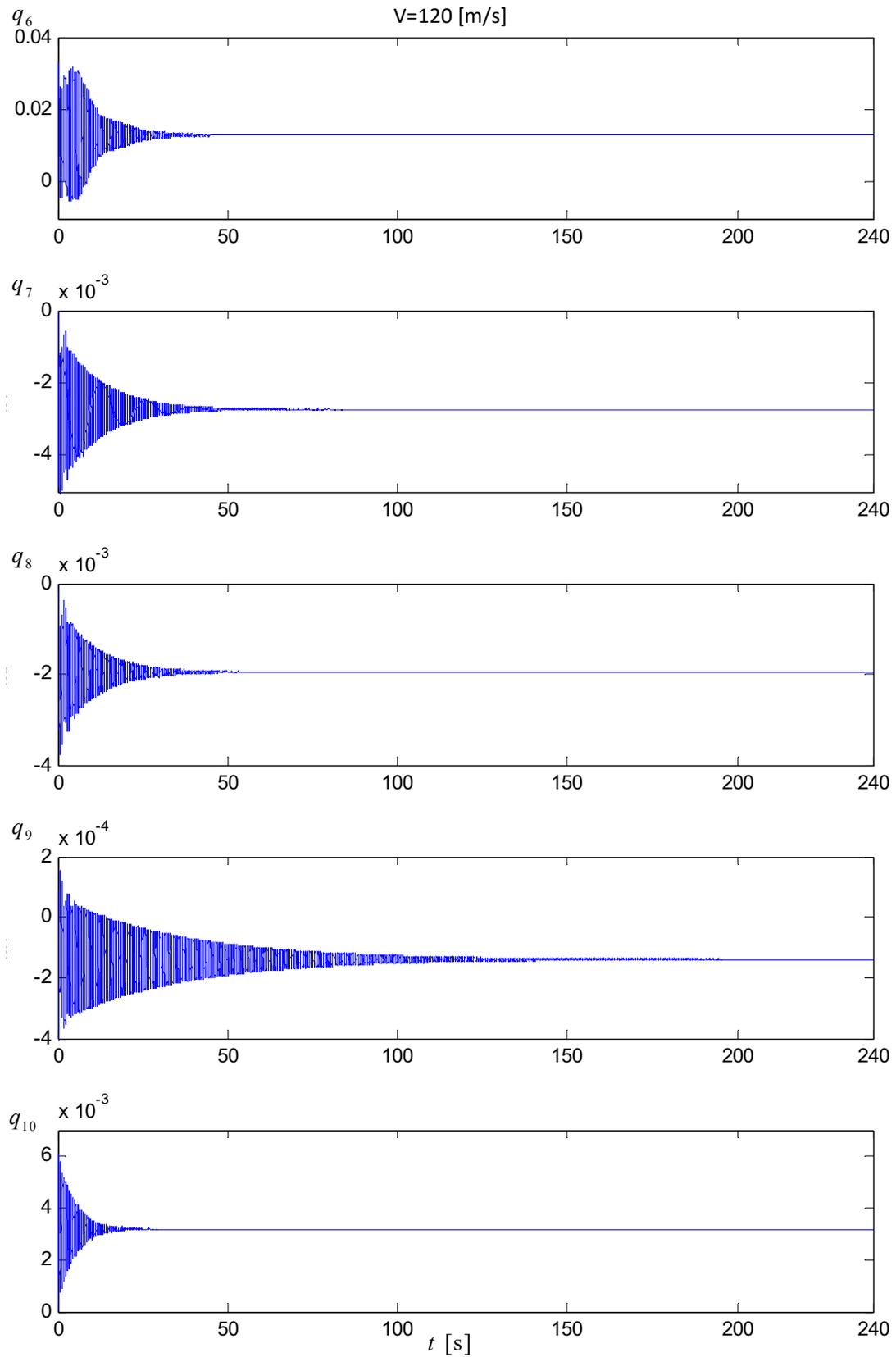


Figura 6-45: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty = 120$ m/s.

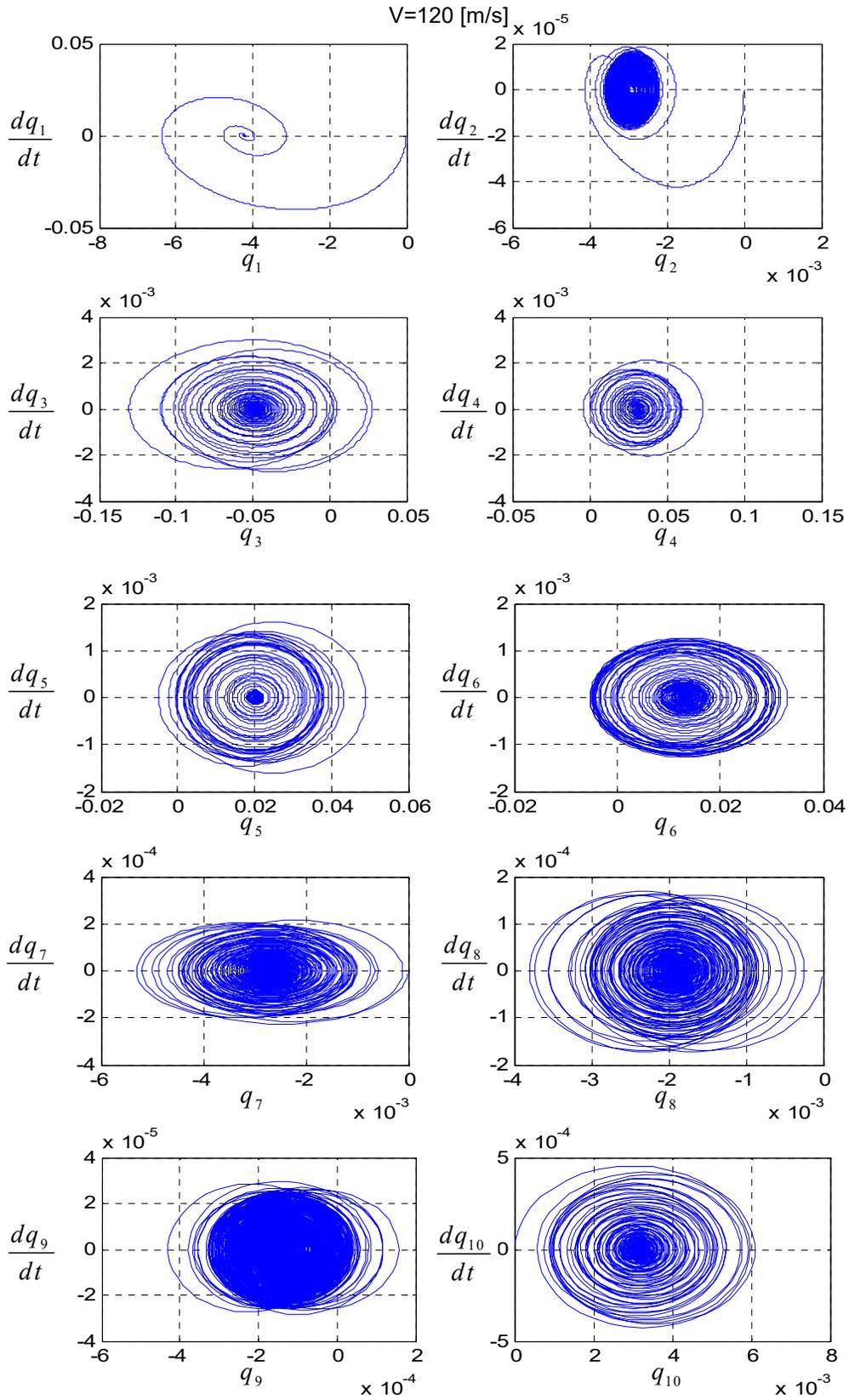


Figura 6-46: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=120 \text{ m/s}$.

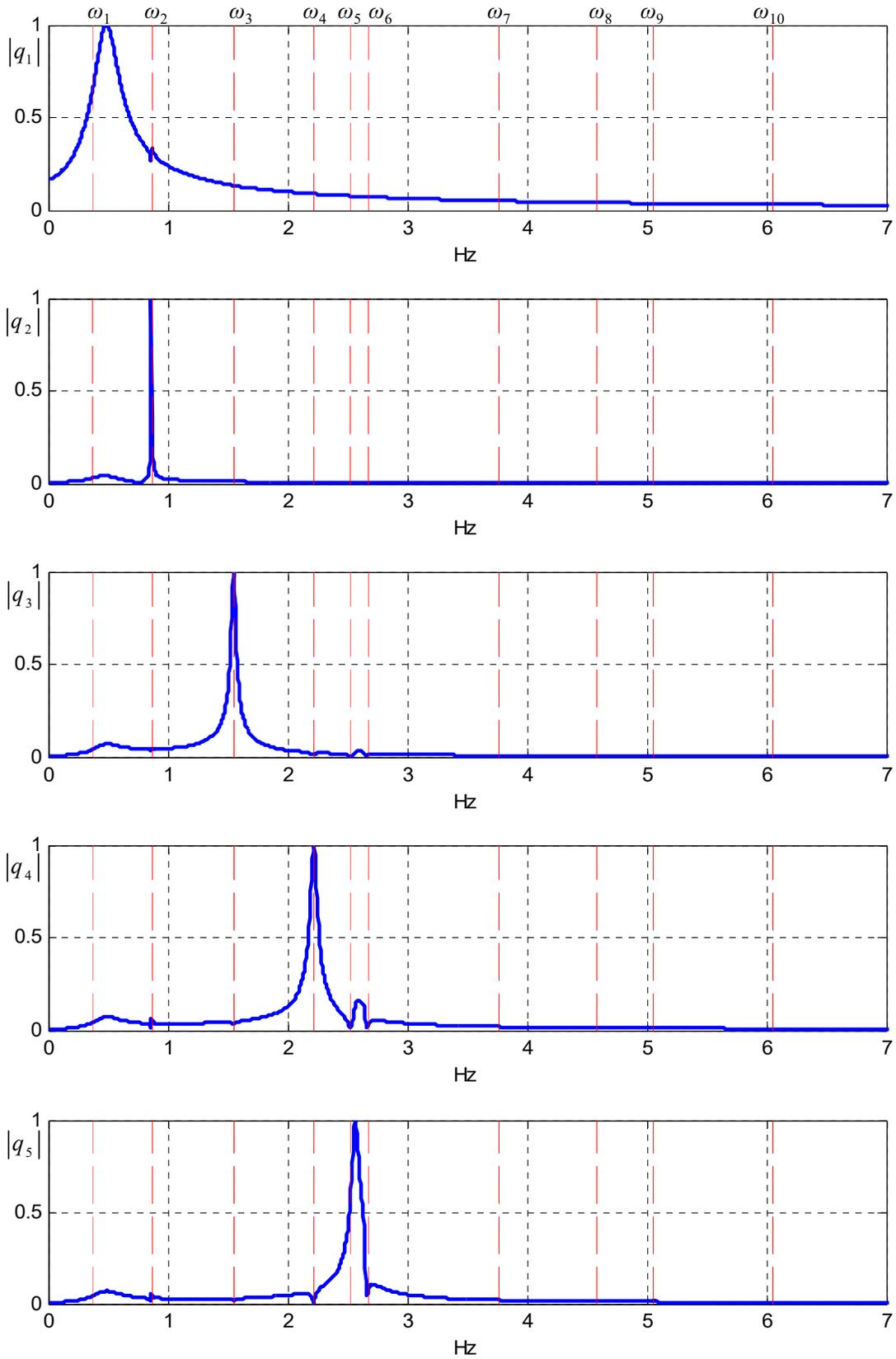


Figura 6-47: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty=120$ m/s.

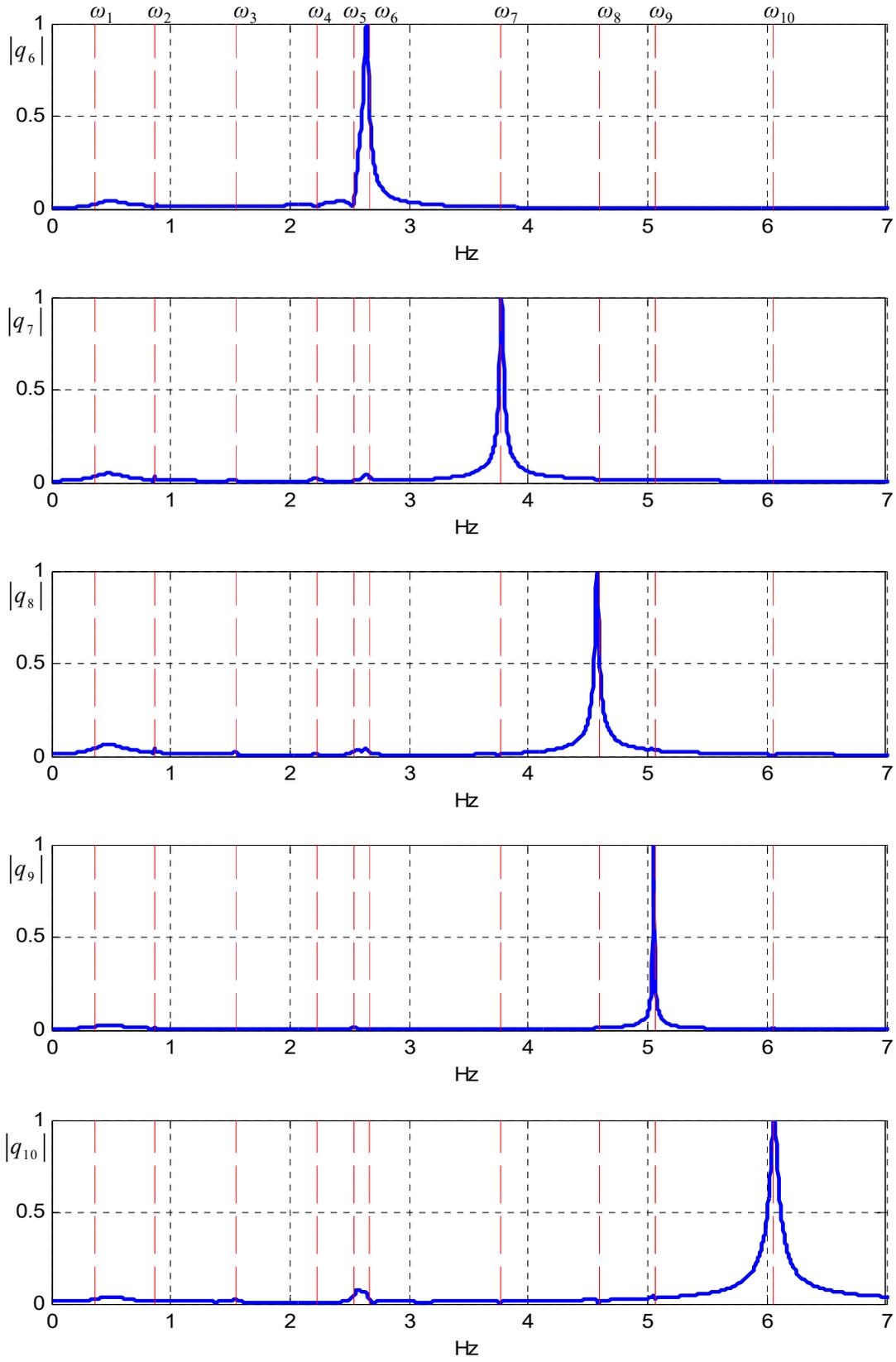


Figura 6-48: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty = 120$ m/s.

Caso de velocidad crítica

Los resultados aquí presentados corresponden al caso en el que la velocidad tiene un valor de 156 m/s, que es próxima a la velocidad de *flutter*. En la Figura 6-49 se muestran las respuestas de q_1 a q_5 en función del tiempo y en la Figura 6-50 se muestran las de q_6 a q_{10} . En las dos figuras puede observarse que, luego de un breve transitorio, todos los q 's presentan una tendencia a un comportamiento oscilatorio de amplitud constante a medida que corre el tiempo. En las Figura 6-51 se muestran las respuestas de q_1 hasta q_{10} proyectadas en el espacio de estados. En las respuestas de q_1 y q_2 , puede apreciarse una tendencia a la formación de ciclos límites. En la Figura 6-52 se muestra, para q_1 y q_2 , detalles de los ciclos límites formados luego de realizar un recorte de 100 segundos para eliminar la información no deseada del transitorio.

En las Figuras 6-53 y 6-54 se presentan, en graficas separadas, la FFT normalizada de cada una de las q 's. En todas las gráficas se marcan, con líneas de color rojo, las frecuencias en vacío de los primeros 10 modos de vibrar. Para q_1 y q_2 , puede observarse la existencia de una única frecuencia de 0.8526 Hz, mientras que para las restantes q 's se aprecia un composición de dos señales de frecuencias 0.8526 y 2.616 Hz. Adicionalmente, en la respuesta de q_9 se observa la existencia de una tercer frecuencia de 5.06 Hz.

Caso de velocidad supercrítica

Los resultados aquí presentados corresponden a un caso de velocidad con un valor de 170 m/s. En la Figura 6-55 se muestran las respuestas temporales de q_1 a q_5 y en la Figura 6-56 se muestran las de q_6 a q_{10} . En las dos figuras puede observarse que, luego de un breve transitorio, todos los q 's presentan una tendencia a un comportamiento oscilatorio de amplitud creciente. En las Figura 6-57 se muestran las respuestas de q_1 hasta q_{10} proyectadas en el espacio de estados.

En las Figuras 6-58 y 6-59 se presentan, en graficas separadas, la FFT normalizada de cada una de los q 's. En todas las gráficas se marcan, con líneas de color rojo, las frecuencias en vacío de los primeros 10 modos de vibrar. Para q_1 y q_2 , puede observarse la existencia de una única frecuencia preponderante de 0.8526 Hz, mientras que para las restantes q 's se aprecia la preponderancia de una señal de frecuencia 2.616 Hz. Adicionalmente, en la respuesta de q_9 se observa la existencia de una segunda frecuencia de 5.06 Hz.

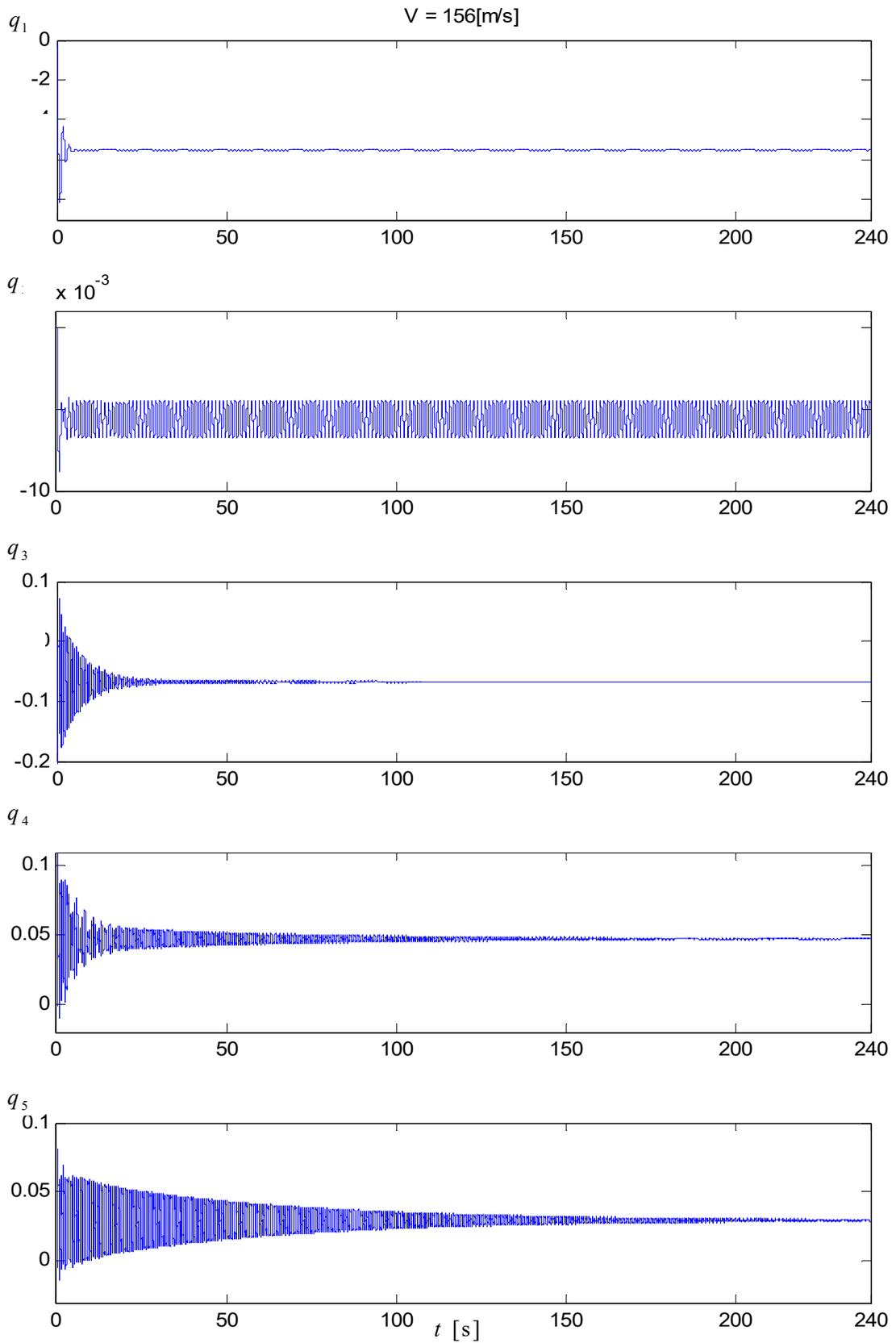


Figura 6-49: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty = 156$ m/s.

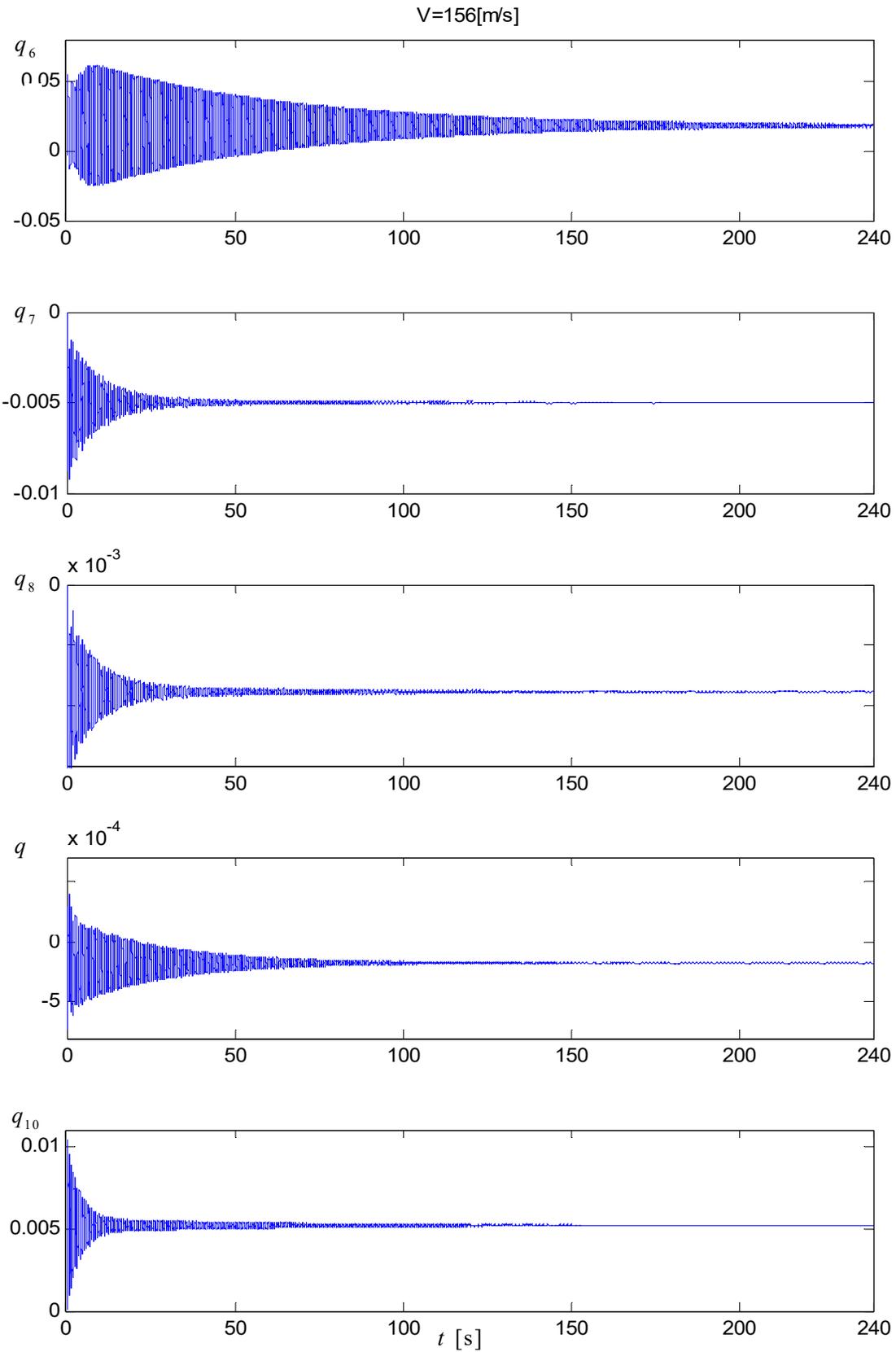


Figura 6-50: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty=156$ m/s.

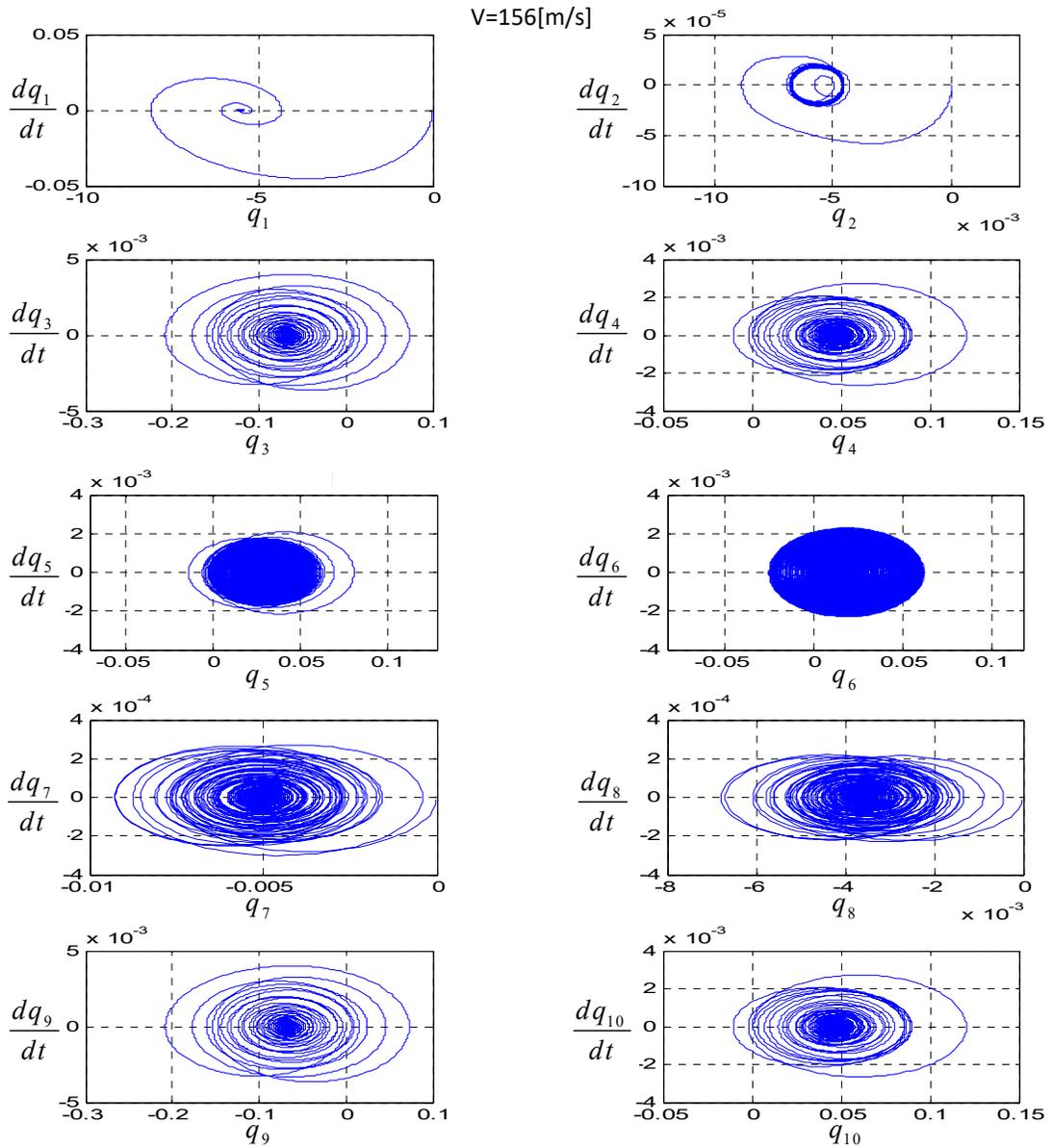


Figura 6-51: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V=156$ m/s.

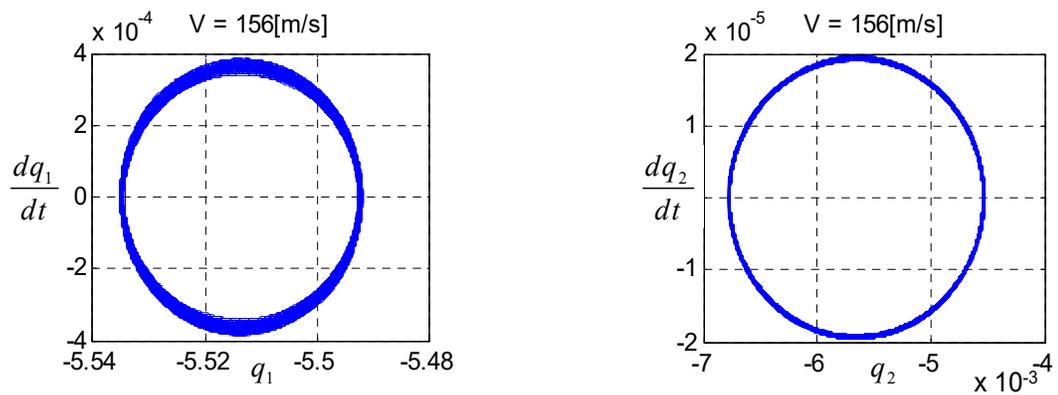


Figura 6-52: Detalle de respuestas en el espacio de estados de q_1 y q_2 , $V_\infty=156$ m/s.

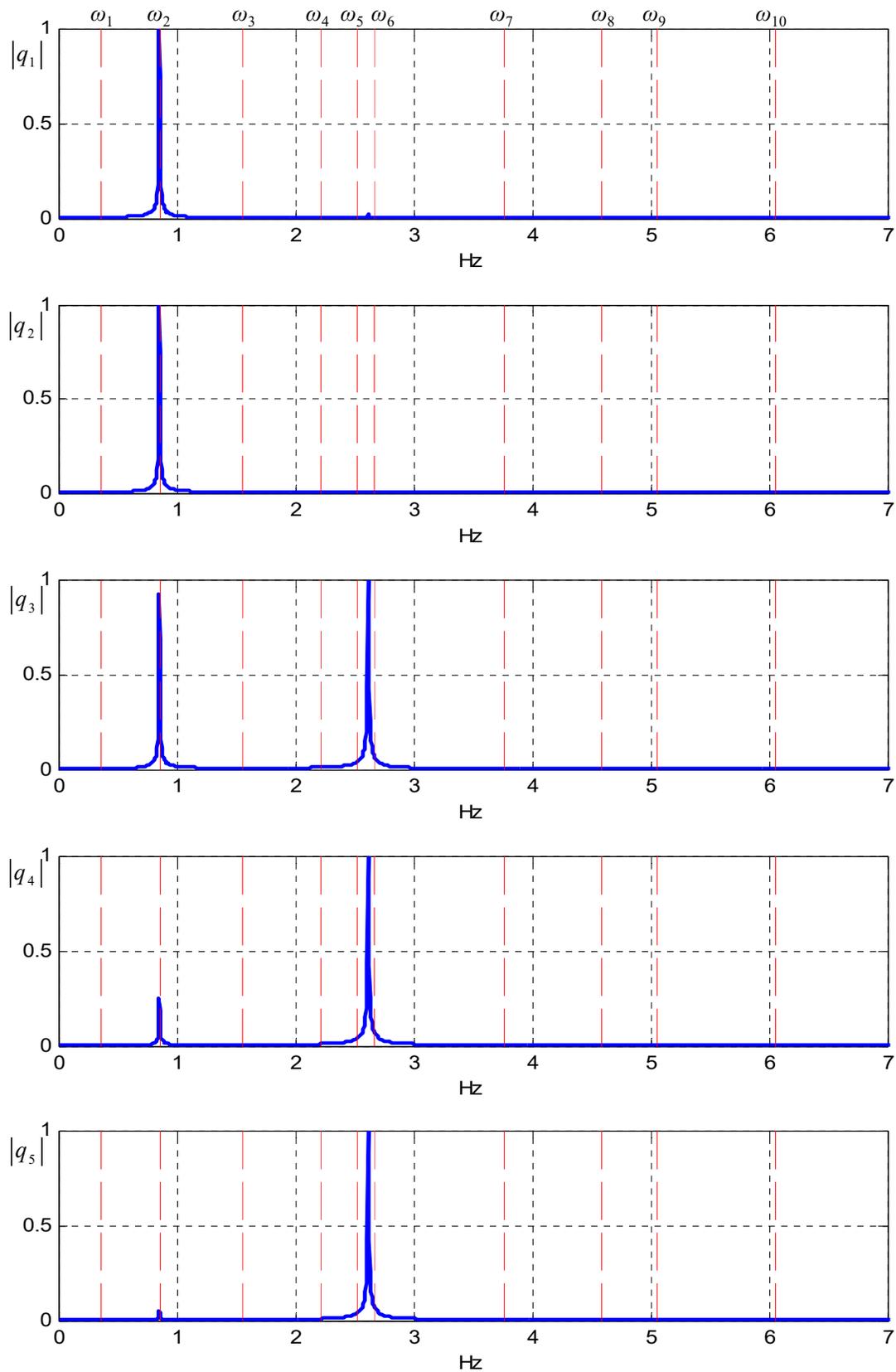


Figura 6-53: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty=156$ m/s.

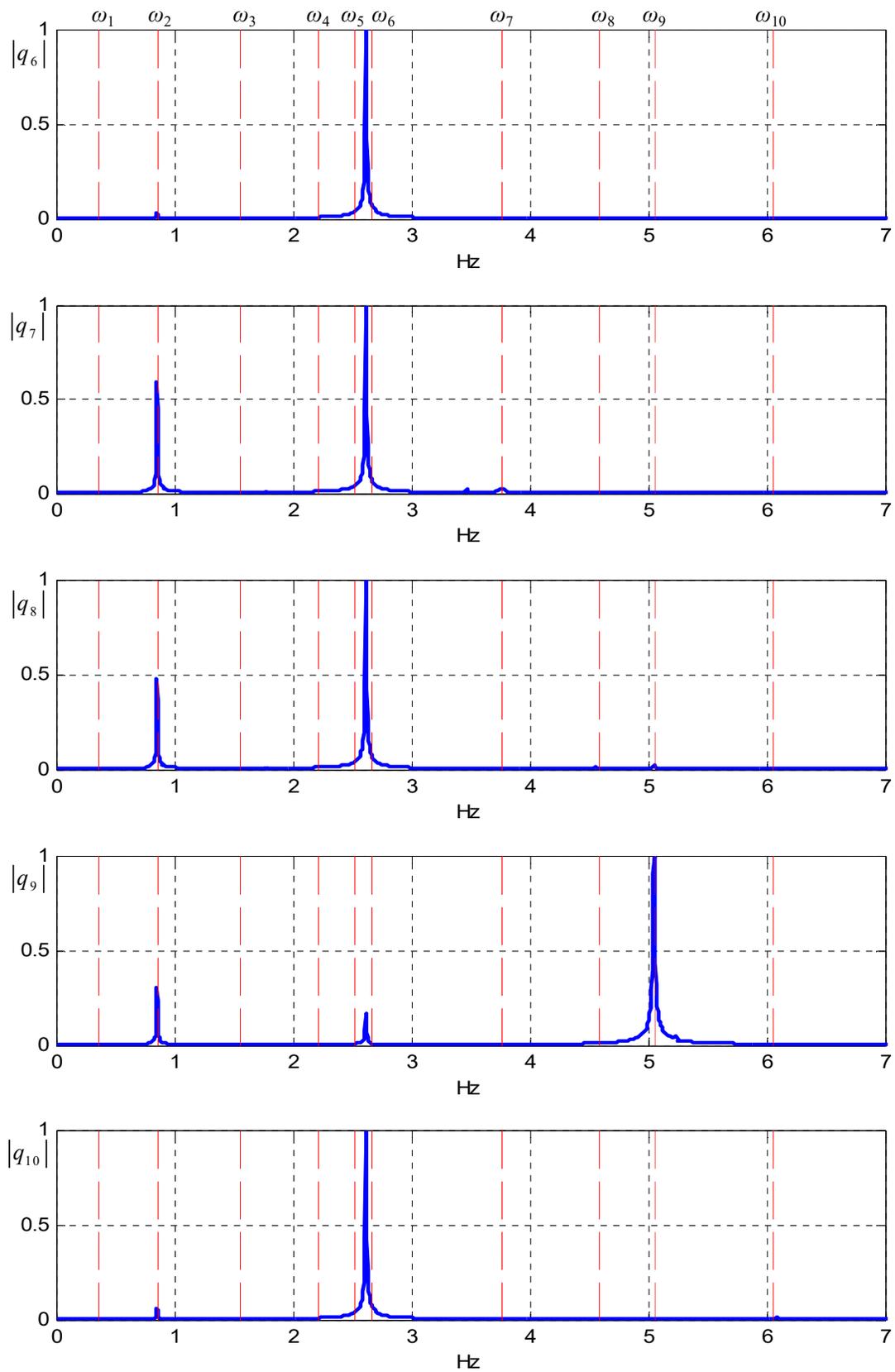


Figura 6-54: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty = 156$ m/s.

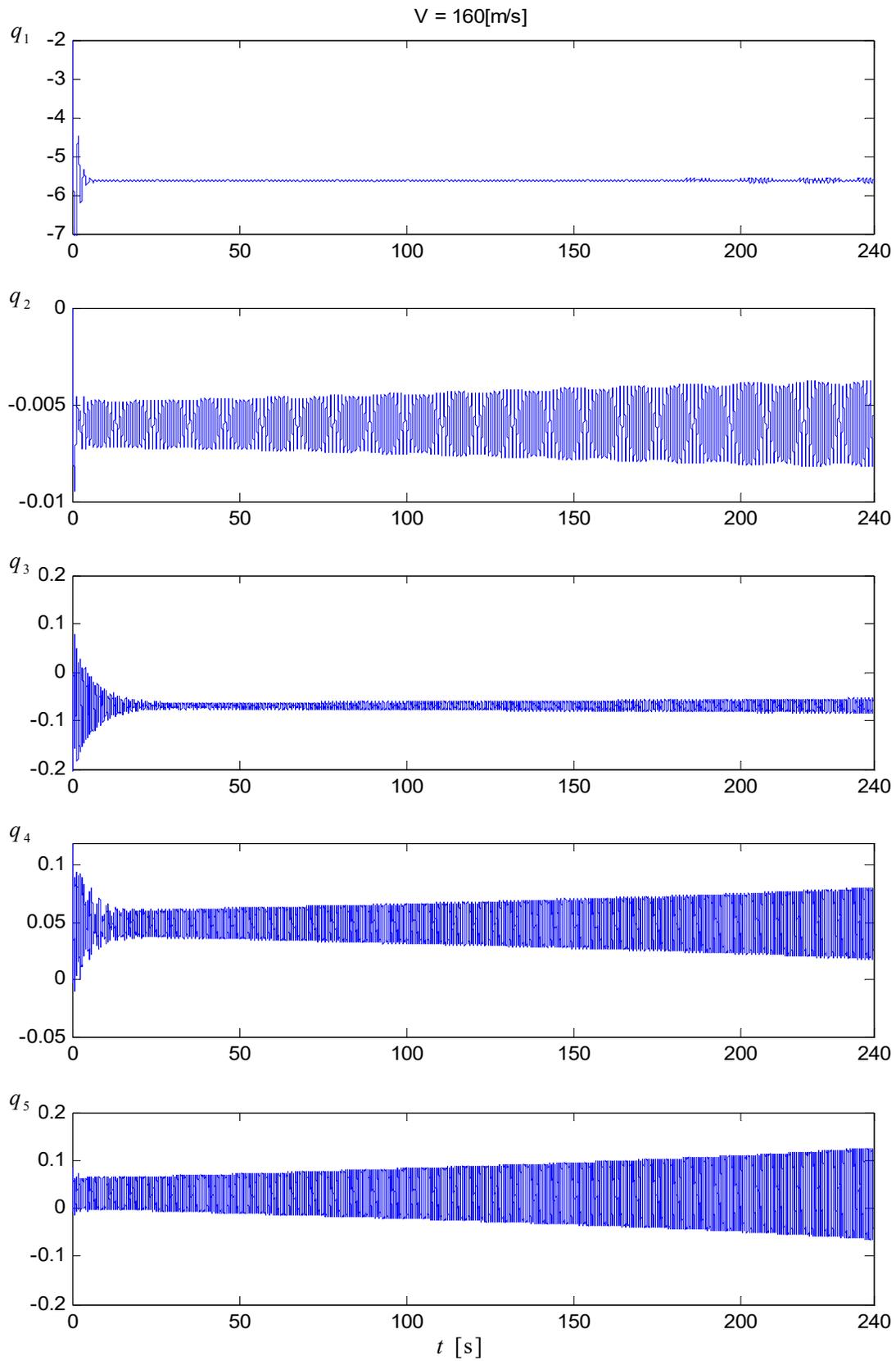


Figura 6-55: Respuestas temporales de q_1 a q_5 , $V_\infty=160$ m/s.

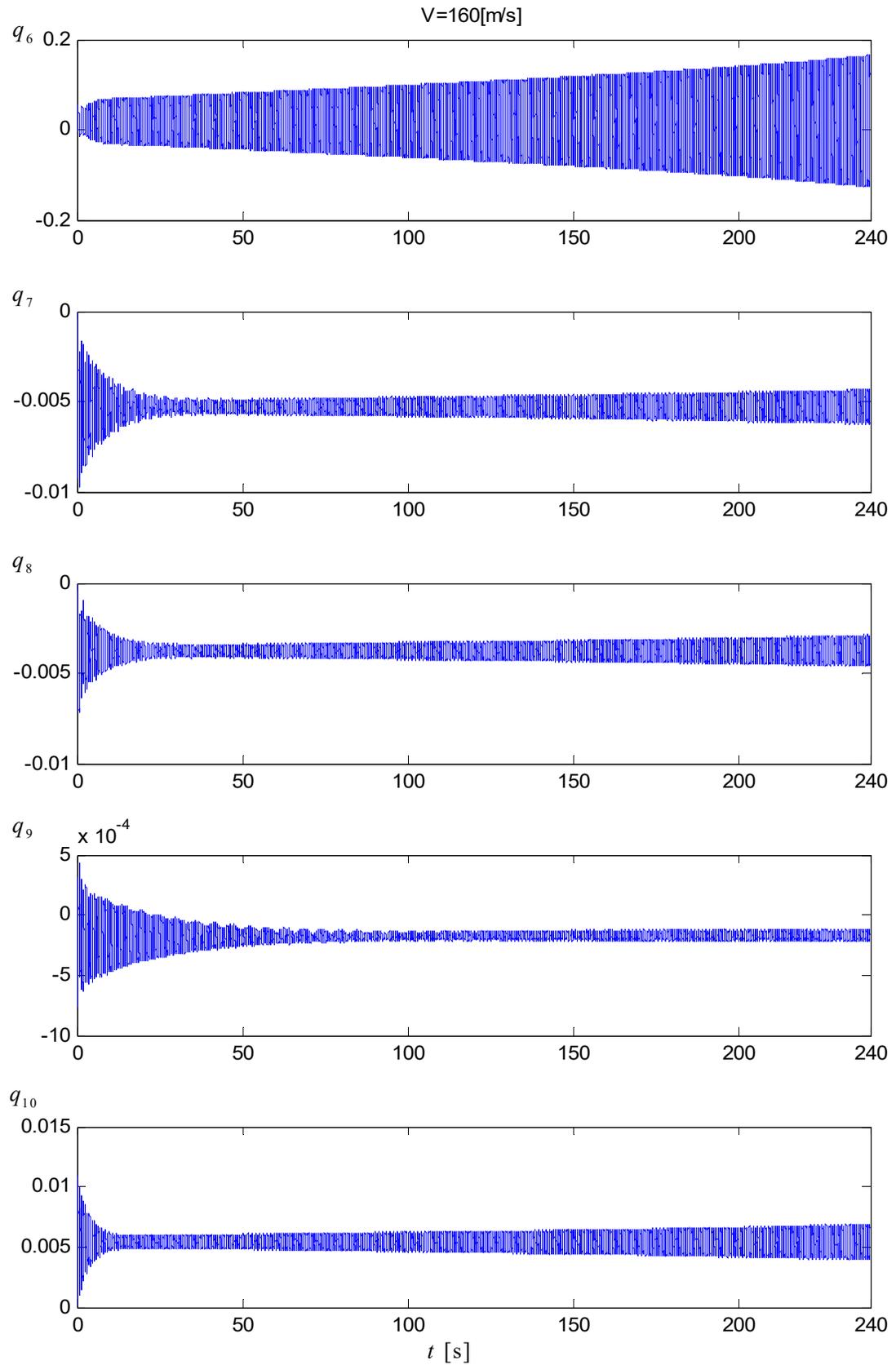


Figura 6-56: Respuestas temporales de q_6 a q_{10} , $V_\infty=160$ m/s.

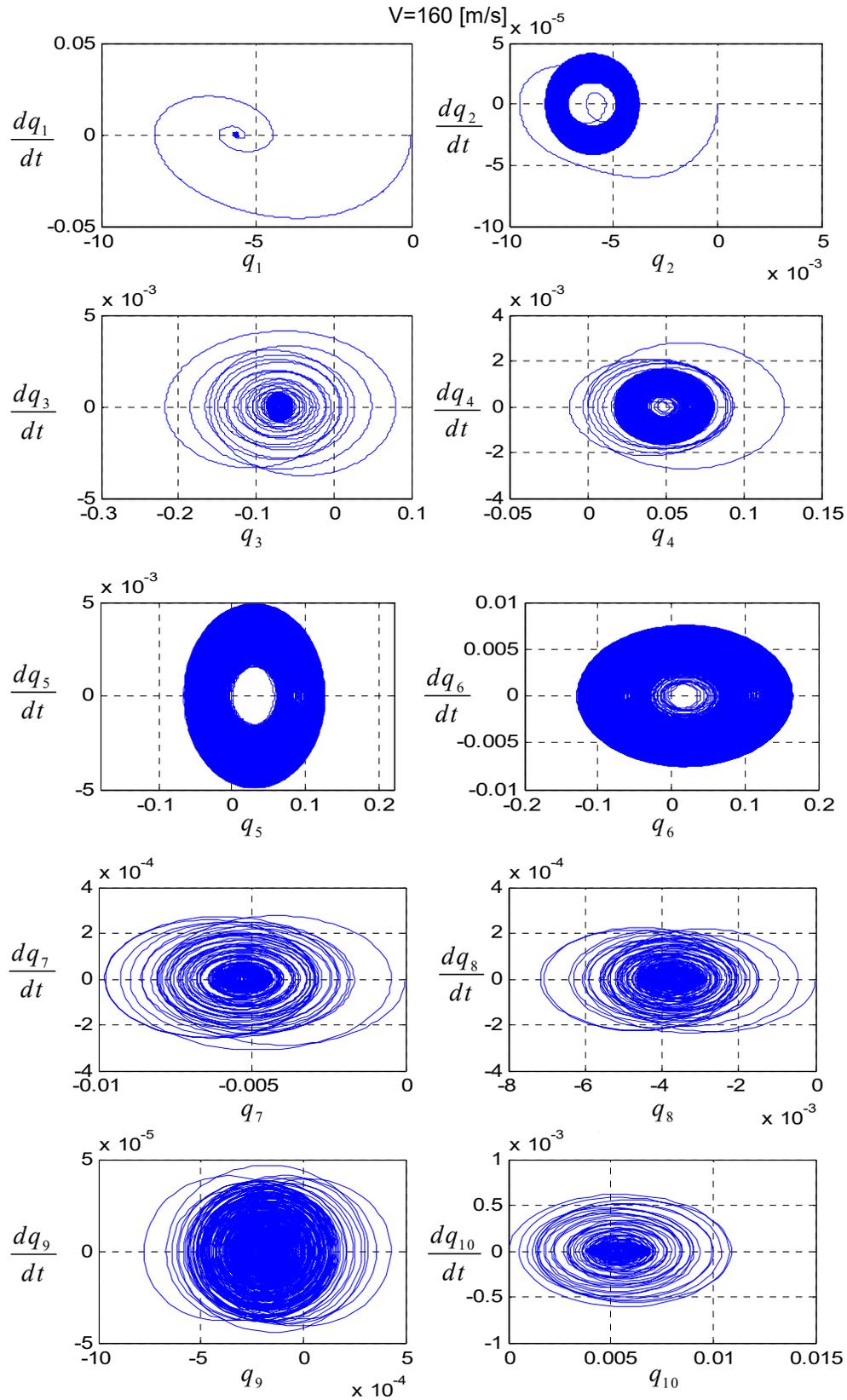


Figura 6-57: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=160 \text{ m/s}$.

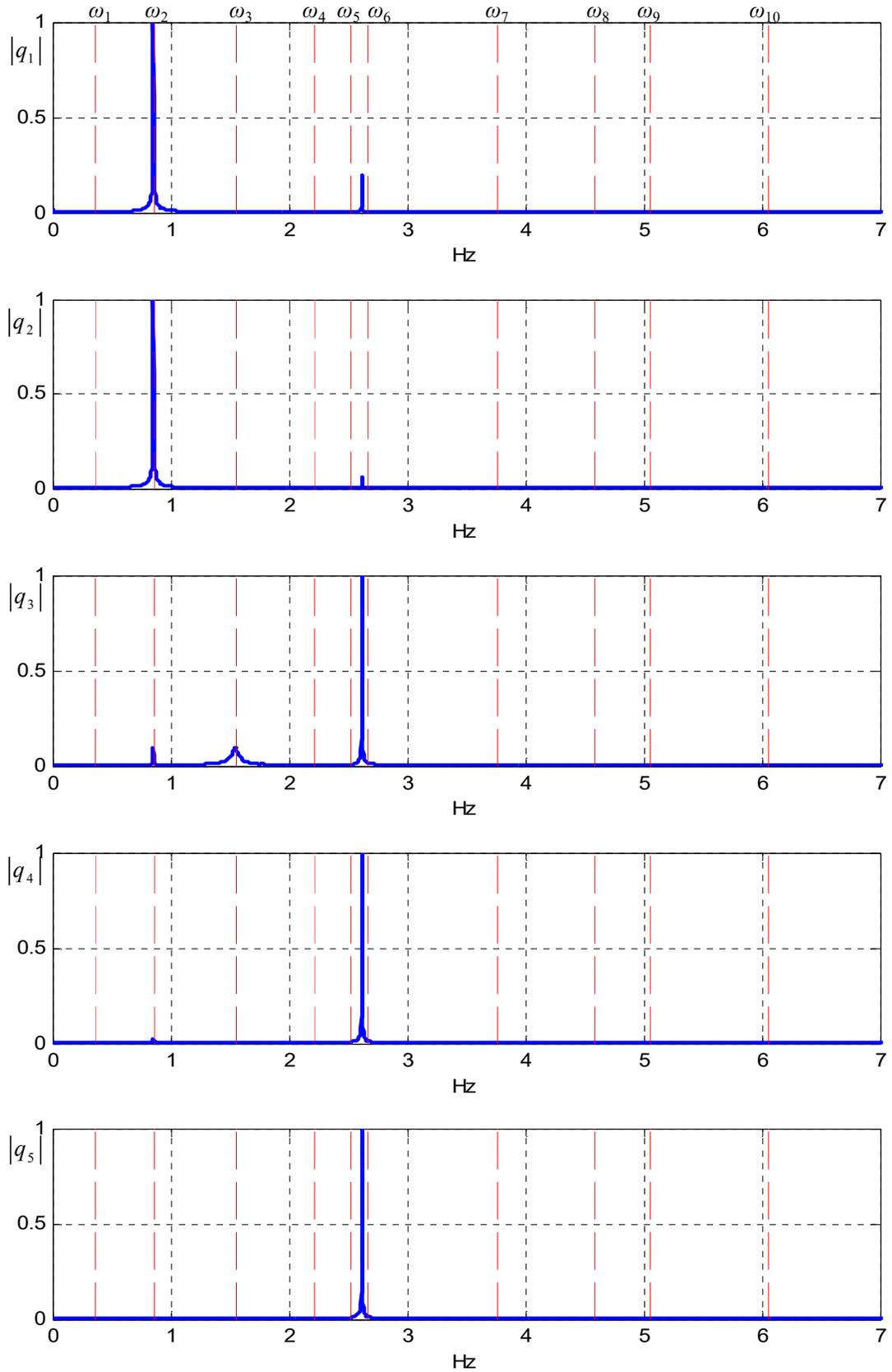


Figura 6-58: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_5 , $V_\infty = 160$ m/s.

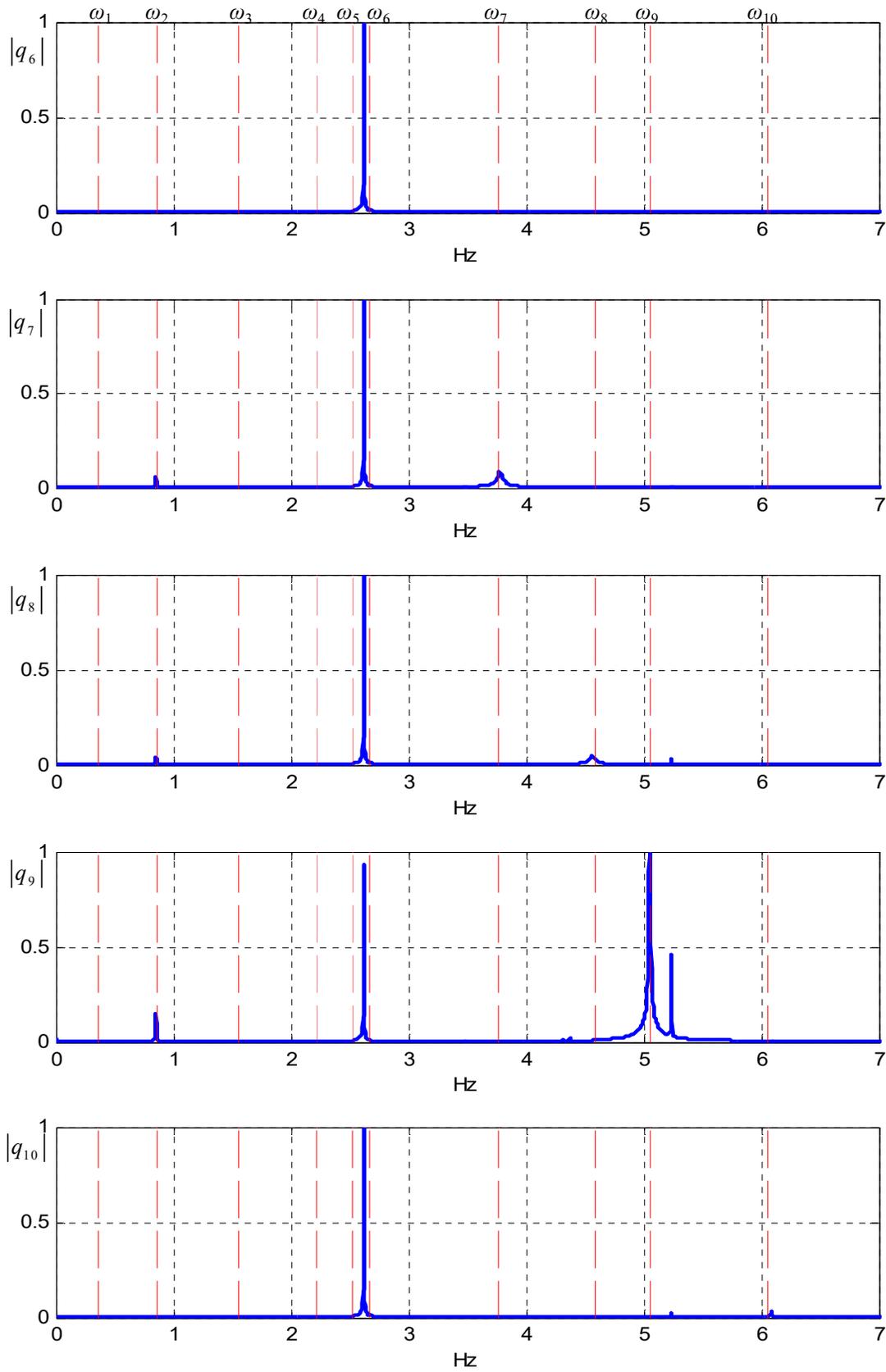


Figura 6-59: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_6 a q_{10} , $V_\infty = 160$ m/s.

Capítulo 7

Conclusiones y trabajos futuros

7.1. Conclusiones

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

La herramienta computacional implementada, combina dos subsistemas dinámicos, desarrollados independientemente, que interactúan entre sí hasta lograr la convergencia numérica. Uno de los sistemas dinámicos, denominado el modelo aerodinámico (basado en el método de red de vórtices inestacionario y no-lineal), se utiliza para obtener el flujo de aire alrededor del JW HALE UAV. El otro, denominado el modelo estructural (basado en el método de los elementos finitos), describe la evolución temporal del estado y la aceleración de las alas delanteras y traseras de la aeronave. Para poder capturar los aspectos físicos provenientes de la interacción fluido-estructura, el sistema dinámico acoplado es simulado mediante el computo separado de: *i*) la deformación, la velocidad y la aceleración de las alas, y *ii*) del campo de presiones y velocidad del flujo de aire, para luego ser combinados mediante una técnica de acoplamiento fuerte: se transfieren fuerzas desde el modelo aerodinámico hacia el modelo estructural, y se transfieren desplazamientos, velocidades, y aceleraciones desde el modelo estructural hacia el aerodinámico. Para transferir la información entre los dos sub-sistemas se empleó un algoritmo de interpolación y una técnica basada en el principio de los trabajos virtuales. Todas las ecuaciones gobernantes son integradas simultánea e interactivamente en el dominio del tiempo mediante un algoritmo predictor-corrector de cuarto orden.

La herramienta numérica desarrollada tiene la capacidad de calcular coeficientes adimensionales de sustentación y permite visualizar las influencias del fuselaje y del

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. También, calcula y permite visualizar los modos de vibrar y el comportamiento dinámico cuando la estructura de la planta alar es circundada por una corriente de aire en movimiento. El software tiene la capacidad de graficar la respuesta de la estructura en el dominio del tiempo y de la frecuencia, así como su proyección en el espacio de estados. Este tipo de salida, permite eventualmente detectar de manera clara la presencia de oscilaciones de ciclo límite (LCOs), lo cual denota la existencia de una inestabilidad aeroelástica dinámica.

El modelo aerodinámico desarrollado fue verificado exitosamente comparándolo con resultados disponibles en la literatura para geometrías simples y con soluciones clásicas de la teoría de perfiles delgados. Adicionalmente, el modelo fue validado contrastando predicciones numéricas con resultados experimentales reportados en (Smith y Stonum, 1989). Los datos experimentales empleados corresponden a un diseño de aeronave de alas unidas denominado JWRA para el cual se dispone de resultados experimentales para tres variantes que se distinguen porque posicionan la unión de alas al 60%, 80% y 100% de la semienvergadura del ala delantera. El resultado de la validación se considera satisfactorio en general, teniendo en cuenta la carencia de algunos datos geométricos del JWRA y las simplificaciones asumidas en el modelado geométrico-computacional. Ese resultado se considera razonable ya que los datos empleados en la validación provienen de experimentos que no fueron diseñados específicamente para validar un código computacional.

El modelo aeroelástico completo fue verificado exitosamente empleando los resultados de un problema clásico disponible en la literatura en el que se determinan la velocidad y frecuencia de *flutter* para un modelo bidimensional de un puente colgante. En el proceso de verificación se contrastaron la velocidad y la frecuencia de *flutter* del problema original con las calculadas numéricamente con un modelo tridimensional del puente obteniéndose una diferencia de 3.7 % en el valor de velocidad y del 0.5 % en el valor de la frecuencia.

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 la influencia que producen cambios en la geometría de la configuración sobre el comportamiento aerodinámico o aeroelástico 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 alares 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 junto con la geometría se generan, de manera adecuada, los datos necesarios para ser luego tratados por el código que implementa el modelo aerodinámico del NUVLM y el modelo estructural basado en FEM. Esto permite prescindir de programas externos de CAD y generadores de mallas durante la etapa donde se define la geometría, lo que 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.

Por último, en el desarrollo del código de computadora se implementaron técnicas de computación de alto desempeño y propias del NUVLM que introdujeron mejoras en el desempeño computacional de la herramienta numérica desarrollada. Las técnicas se aplicaron en la porción de código que implementa el NUVLM, porque es la parte que emplea más tiempo durante la ejecución, e impactaron muy favorablemente en la reducción de tiempo consumido por todo el código aeroelástico.

7.2. Trabajos futuros

El trabajo realizado en esta tesis 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 ese entendimiento se planea continuar con el desarrollo de herramientas computacionales de alta fidelidad para ser utilizadas en simulaciones numéricas. Los nuevos conocimientos derivados de esos estudios futuros podrán ser usados para predecir respuestas controladas y no-controladas de JW HALE UAVs.

Algunos aspectos novedades de los trabajos futuros son: *i*) la combinación entre un modelo estructural no-lineal de elementos finitos y el modelo aerodinámico (NUVLM) para capturar, con mayor fidelidad, los aspectos físicos provenientes de la interacción fluido-estructura; *ii*) el estudio de inestabilidades dinámicas (por ejemplo: pandeo dinámico, *flutter*), y comportamientos post-críticos tales como LCOs; *iii*) el estudio de cómo influyen la inestabilidad estructural y la aeroelástica (pandeo y *flutter*) en el diseño de JW HALE UAV (esto es, desarrollar criterios globales de diseño de configuraciones para que, dentro de su rango de operación, aparezcan o no las inestabilidades); *iv*) el estudio de cómo cambia el comportamiento aeroelástico de la aeronave cuando la estructura de la planta alar presenta daños; *v*) el análisis de la posibilidad de cosechar energía del aire que rodea a un ala multifuncional de gran alargamiento y extremadamente flexible, mediante el uso de transductores piezoeléctricos embebidos en su estructura, a partir de sus vibraciones no lineales (debidas a ráfagas o a oscilaciones de ciclo límite causadas por inestabilidades aeroelásticas) como fuente principal de energía de entrada; y *vi*) la incorporación al trabajo ya desarrollado (o por desarrollar) de un modelo que simule la aviónica o sistema de control de vuelo autónomo.

Para alcanzar el objetivo general anteriormente mencionado (lograr un entendimiento cabal del comportamiento aeroelástico inestacionario y no-lineal de JW HALE UAVs) se proponen las siguientes tareas:

- i*) Desarrollar nuevos modelos estructurales no-lineales de elementos finitos para los JW HALE UAVs (basados en elementos de vigas y/o cajones de torsión). Desarrollar un modelo que permita combinar los nuevos modelos estructurales 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. Emplear materiales compuestos en los modelos estructurales;
- 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;
- iv*) Desarrollar elementos finitos que modelen la presencia de fisuras y simular estructuras que presenten daños;

- v) Desarrollar un modelo estructural no-lineal (geométricamente no lineal) de un ala multifuncional de gran alargamiento y extremadamente flexible con cosechadores de energía, sensores, y actuadores piezoeléctricos embebidos. Desarrollar un modelo del acoplamiento electromecánico de los transductores piezoeléctricos usados como cosechadores de energía, sensores, y actuadores. Desarrollar un método que permita acoplar el modelo estructural de alas multifuncionales con el modelo aerodinámico y con el modelo de acoplamiento electromecánico;
- vi) 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, dotándolo de mayor libertad para modelar el fuselaje y la unión entre las 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 para incrementar la *performance* o desempeño computacional de la herramienta desarrollada en este trabajo y en las herramientas por desarrollar. En este sentido, se prevé el uso programación híbrida, es decir, explorar el desarrollo de códigos computacionales que combinen los modelos de memoria compartida y distribuida.

Página en blanco dejada intencionalmente

ANEXO A

Mejoras en el desempeño computacional

En este anexo se describen las técnicas que fueron utilizadas para incrementar la velocidad de ejecución del código computacional que implementa el NUVLM. Todo el esfuerzo se enfoca en esa porción del código debido a que es la parte que más tiempo consume durante la ejecución.

La herramienta computacional desarrollada consta de tres partes. La principal es un código que implementa el modelo aeroelástico basado en los modelos que están descritos en los Capítulos 2 a 4. Otra parte es la implementación del preprocesador de configuraciones de JW HALE UAV, descrito en el Capítulo 5. La tercera parte es una implementación computacional que permite obtener los resultados en las diferentes formas que se describen en el Capítulo 6.

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

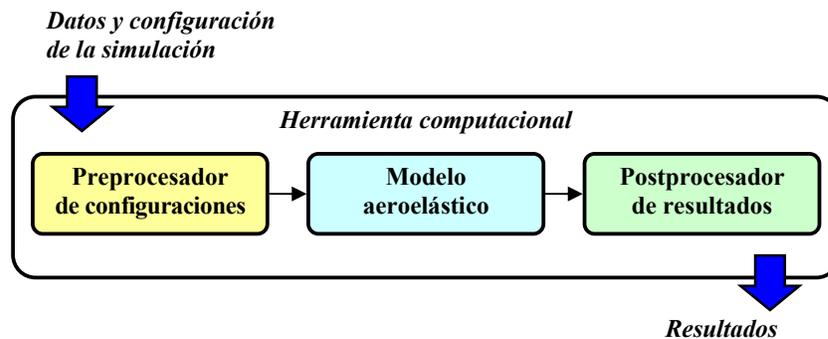


Figura A-1: Esquema que muestra la organización de la herramienta computacional.

El Preprocesador de configuraciones es un código computacional escrito con el lenguaje de programación Matlab[®]. Se utilizó ese lenguaje porque los requerimientos computacionales del preprocesador no son elevados. En el caso de la implementación del modelo aeroelástico los requerimientos computacionales son más importantes por estar embebido el código del NUVLM, por ello, se optó por escribir el código computacional utilizando Fortran 90. Aunque el postproceso de resultados no es exigente en la demanda de recursos computacionales, igualmente se optó por utilizar principalmente Fortran 90

para el código computacional del Postprocesador de resultados porque de esta forma se ganó simplicidad en la escritura del código. En esta etapa final del código todos los resultados de distribución de presiones sobre superficies sustentadoras y las evoluciones temporales de la estructura y estelas son preparados para que puedan ser visualizados con el software Tecplot[®]. La parte de postproceso que requiere gráficas de respuestas en general y aplicación de la FFT, es tratada usando un código escrito en Matlab.

En la primera sección de este anexo se describe sucintamente el algoritmo empleado para el NUVLM. En la segunda sección, se presentan las técnicas propias del NUVLM que sirven para mejorar el desempeño computacional. En la tercera, se presenta la aplicación de técnicas de computación de alto desempeño (HPC). Por último, se muestra, de manera experimental, como impacta la incorporación de las técnicas de HPC en la herramienta aeroelástica.

A.1. Algoritmo del NUVLM

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

El primer paso, esto es, el punto *I* 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 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 B-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.

© 2016 Tecplot, Inc.

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.*

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 *Lapack* 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 6.

A.2. Empleo de técnicas propias del NUVLM

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.

A.2.1. Aprovechamiento de la simetría

Todas las variantes en las configuraciones de los JW HALE UAV, a los cuales está 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 5. En la Figura A-2 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.

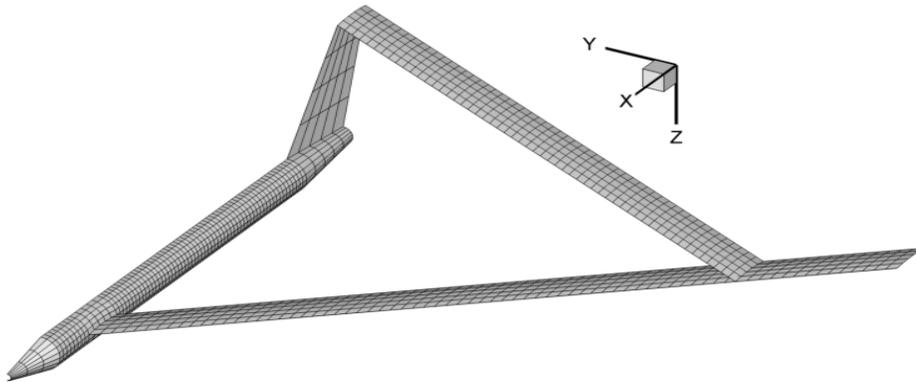


Figura A-2: Malla de la mitad de una configuración JW HALE UAV.

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 [\(Katz y Plotkin; 2005\)](#) 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 la primera sección de este anexo.

La idea central de esa 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 en 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 A-3 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 la malla de la sábana adherida discretizada.

En el esquema de la Figura A-3 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.

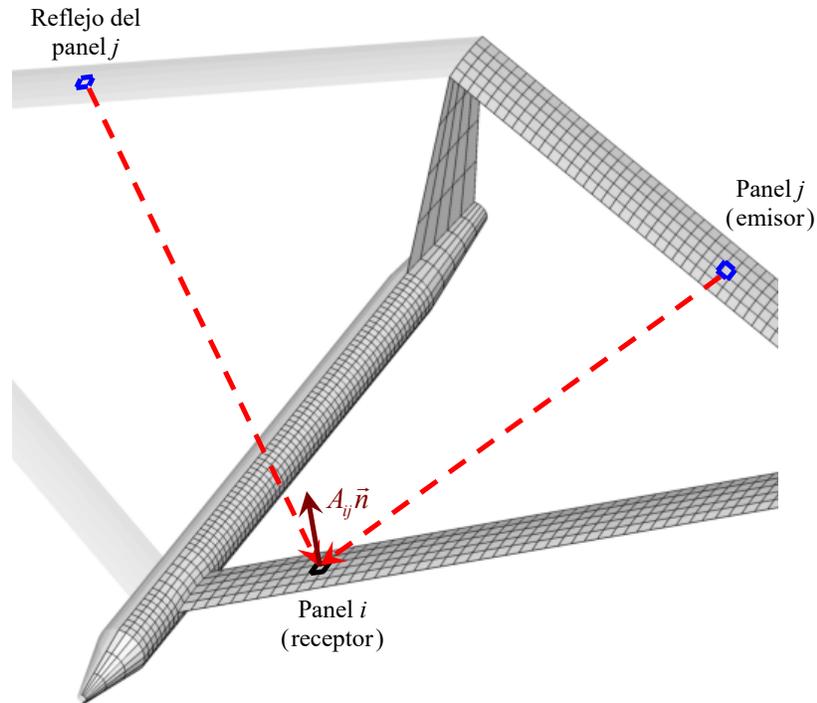


Figura A-3: Esquema del cálculo del coeficiente A_{ij} considerando la técnica de reflexión.

A.2.2. 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 un importante ahorro de tiempo que trae como contrapartida un error que es insignificante.

En la Figura A-4 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 5. 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, velocidad 204 m/s, 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.

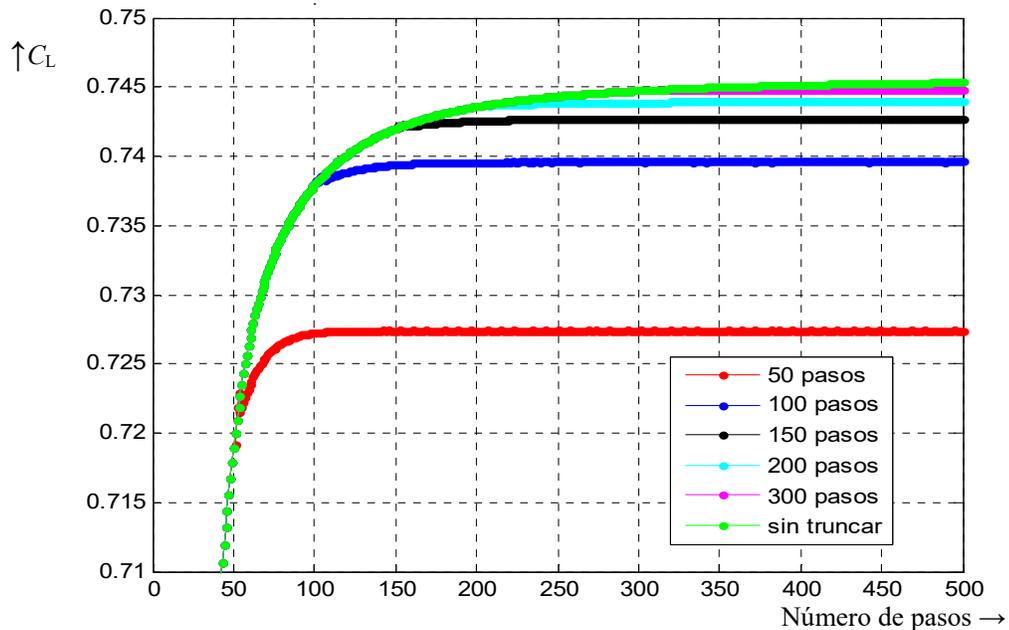


Figura A-4: Variación de la evolución temporal del C_L para distintos valores del parámetro de “truncamiento” de estelas.

En la Figura A-4 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 A-5 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.

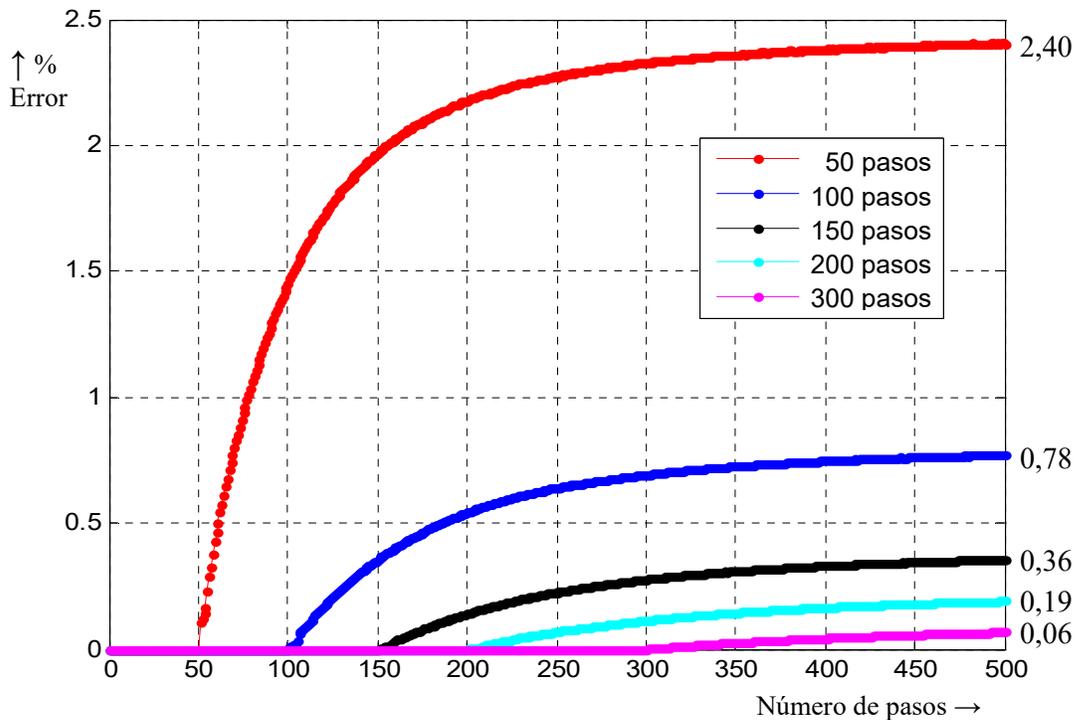


Figura A-5: Evoluciones del error porcentual cometido en el cálculo de C_L para distintos valores del parámetro de "truncamiento" de estelas.

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 se debe 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.

A.3. Empleo de técnicas de HPC

En esta sección se presenta el desarrollo de una estrategia de paralelización explícita para aumentar la eficiencia computacional de códigos computacionales que implementan el método de red de vórtices inestacionario y no lineal (NUVLM). La estrategia de paralelización está orientada a reducir los tiempos de ejecución de las partes del algoritmo del NUVLM que más tiempo consumen. La estrategia de paralelización propuesta consiste en realizar una descomposición del dominio centrada en los datos de entrada sobre un modelo de arquitectura de memoria compartida. La implementación computacional se realizó con un código escrito en Fortran 90 que utiliza una biblioteca con el estándar de OpenMP.

En lo que respecta a los requerimientos computacionales, la implementación del NUVLM posee varias ventajas respecto de otros métodos numéricos basados en técnicas propias de la Mecánica de Fluidos Computacional (por ejemplo: elementos finitos, volúmenes finitos, etc.). No obstante, implementaciones “seriales” del NUVLM demostraron que el NUVLM requiere recursos computacionales altos.

[Fritz y Long \(2004\)](#) presentaron herramientas computacionales que implementan el NUVLM usando técnicas de computación en paralelo sólo sobre el método utilizado para resolver sistemas de ecuaciones algebraicas lineales. En el presente trabajo se analizan que porciones del algoritmo del NUVLM consumen más tiempo de ejecución y que partes son “naturalmente” paralelizables. Se describe, también, una estrategia de paralelización que permiten atacar las porciones más conflictivas o “cuellos de botella”. La estrategia de paralelización se desarrolla de manera general y está pensada para ser aplicadas a casos en los que existen uno o varios cuerpos sumergidos en el seno de un fluido.

A.3.1. Identificación de los “cuellos de botella”

Experiencias en la medición de tiempos de ejecución, realizadas con algunos códigos computacionales “secuenciales” que implementan el NUVLM, muestran que el mayor consumo de tiempo está asociado al proceso de convección realizado para generar las estelas que se desprenden desde los bordes filosos de un cuerpo sumergido en el seno de un fluido.

Las mediciones de tiempos de ejecución se realizaron mediante una técnica simple que, dadas las características que posee el NUVLM implementado, resulta efectiva a los fines de identificar los “cuellos de botella”. La técnica de medición de tiempos consiste en adquirir la hora y fecha antes y después de cada una de las tareas

listadas en el algoritmo presentado en la sección anterior, y luego por diferencia entre esas dos mediciones consecutivas, se obtiene el tiempo que ha consumido cada tarea.

Acumulando el tiempo empleado por las tareas repetitivas del algoritmo presentado en la sección A.1, se observa que el tiempo consumido por el proceso de convección de la estela supera ampliamente el tiempo empleado para ejecutar el resto de las tareas. De los casos presentados, también se concluye, que el porcentaje de tiempo total consumido por el proceso de convección de las estelas se ve poco influenciado por el tamaño de la malla elegida. Todos estos resultados confirman que, para disminuir los tiempos de ejecución, es necesario desarrollar una estrategia de paralelización explícita solamente en la etapa de convección.

A.3.2. Estrategia de paralelización

La estrategia consiste en realizar la convección simultánea de distintas partículas en un paso de tiempo de simulación determinado. Las partículas pertenecen a la estela que ha sido generada hasta el paso actual de la simulación. Debido a que es posible saber con anterioridad cual es la cantidad total de partículas a convectar, la distribución de tareas puede hacerse de forma equitativa entre los diferentes hilos de ejecución disponibles.

En la Figura A-6 se muestra un esquema de la evolución de las estelas para los primeros dos pasos de tiempo de una simulación. En esta figura se ilustra la estrategia aplicada durante la convección de la estela generada por el borde de fuga de un ala rectangular. Esta estrategia es aplicable también a la generación de las estelas de las punteras, pero para lograr claridad en este ejemplo eso se ha omitido. También, a los fines de lograr simplicidad, en el ejemplo de la Figura A-6 se considera que la convección es realizada por solo dos hilos de ejecución, pero la idea de esta estrategia puede ser generalizada para ser aplicada utilizando n hilos de ejecución. La coloración diferente de los puntos que están sobre el borde de fuga y sobre la estela generada representa la manera en que se divide entre los dos hilos de ejecución la tarea de realizar la convección.

En la Figura A-6.a se muestra el instante inicial $t = 0$, en el cual no existe desarrollo de la estela. En esa figura se destacan con puntos negros las partículas que están sobre las punteras del ala y, con puntos azules y rojos las partículas que están sobre el borde de fuga del ala. Debido a las características del NUVLM es posible “convectar” en simultáneo, mediante dos hilos de ejecución diferentes, las partículas destacadas con puntos de color azul y rojo.

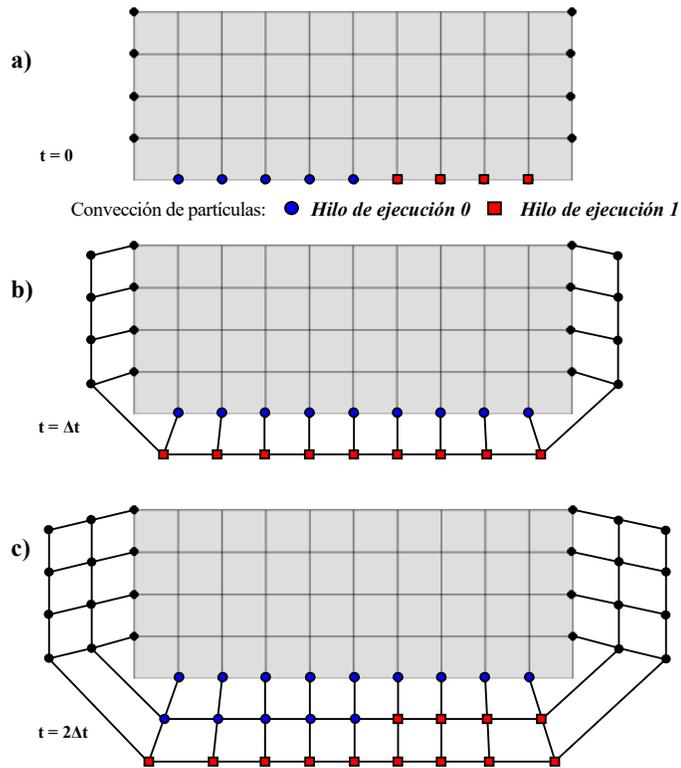


Figura A-6: Esquema que ilustra la estrategia, para los pasos: a) $t = 0$, b) $t = \Delta t$ y c) $t = 2\Delta t$.

Durante el primer paso de tiempo, y como resultado de la convección se obtiene una fila de paneles que conforma la estela en el instante $t = \Delta t$ (Figura A-6.b). Es importante destacar que antes de pasar al siguiente paso de la simulación es necesario haber generado las estelas de todos los bordes filosos emisores existentes, esto es, punteras y borde de fuga. Notar que en este instante la cantidad de partículas a “conveccionar” ha cambiado respecto de la cantidad que había en el paso anterior, por lo que en este paso se plantea una nueva división de tareas.

La división se realiza repartiendo igual cantidad de partículas para que sean “conveccionadas” por cada hilo de ejecución. Esta división de tareas se remarca en la Figura A-6.b con puntos coloreados de color azul y rojo.

Luego de realizar la convección de las partículas, se obtiene el resultado del segundo paso de tiempo de simulación ($t = 2\Delta t$) que está esquematizado en la Figura A-6.c, en la cual se muestran las dos filas de la estela obtenida. En esa figura se presenta una nueva división de tareas entre los dos hilos de ejecución.

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 las

estelas de las punteras, y dividiendo la cantidad de partículas en dos cantidades iguales para que sean convectadas en cada hilo de ejecución.

Si ocurriera que la división no sea entera, se asigna el resto de la división al primer hilo de ejecución. Como regla general, para el caso en que se disponen p hilos de ejecución y la división no es entera, se procede a repartir equitativamente el resto de la división entre los primeros hilos de ejecución.

A.3.3. Tiempos consumidos y parámetros que influyen sobre cada tarea

En esta subsección se presentan resultados de mediciones de tiempo que muestran que el proceso de convección de la estela es la tarea que más tiempo consume en el código de NUVLM (paso 5.1 del algoritmo mostrado en la sección A.1.). Para obtener estos resultados, se realizaron ejecuciones en una computadora de escritorio con un procesador de cuatro núcleos sin soporte de *Hyper-Threading Technology*[®]. Las ejecuciones de los programas aquí presentadas se realizaron para diferentes geometrías y sirven para mostrar: 1) como se distribuye el tiempo consumido por las tareas o subrutinas del programa, y 2) como los porcentajes de tiempo insumidos por las diferentes tareas son influenciados por la discretización de la geometría empleada y por la cantidad de pasos de tiempo de simulación realizados.

Para los casos ejecutados se describen las características de las geometrías empleadas y se muestran los resultados de medir el tiempo total empleado por la ejecución del programa y el porcentaje del tiempo total consumido por las distintas tareas que realiza el programa. El tiempo total se expresa en horas y los tiempos consumidos por las tareas se dan en porcentaje del tiempo total empleado para la ejecución de todo el programa.

Influencia de la densidad de la malla aerodinámica

En esta subsección se muestran resultados de mediciones de tiempos de ejecución del programa en su versión secuencial simulando el comportamiento aerodinámico de una geometría simple que consistente en una placa plana con alargamiento 20 que fue discretizada en seis mallas diferentes.

En la Tabla A-2 se muestran detalles de las mallas aerodinámicas empleadas en cada ejecución del programa secuencial. Las mallas se caracterizan por el número de paneles a lo largo de la cuerda y el número de paneles a lo largo de la envergadura (ver primera fila de la tabla). Otros datos que se presentan son: la cantidad total de paneles,

[®] Intel[®] Corporation

la cantidad total de nudos, la cantidad de nudos que se encuentran sobre los bordes filosos emisores de estela y la cantidad de pasos de tiempo de simulación necesarios para lograr que el largo de la estela desprendida sea aproximadamente diez veces la dimensión de la cuerda.

Tabla A-2 Ejecución del programa secuencial. Características de las mallas y cantidad de pasos de tiempo.

Malla aerodinámica →	4 x 80	5 x 100	6 x 120	10 x 200	13 x 260	15 x 300
Cantidad total de paneles	320	500	720	2000	3380	4500
Cantidad total de nudos	405	606	847	2211	3654	4816
Cantidad de “nudos emisores”	87	109	131	219	285	329
Cantidad de pasos de simulación	40	50	60	100	130	150

En la Tabla A-3 se presentan los resultados de mediciones de tiempo correspondientes a las ejecuciones del programa asociadas a los casos descritos en la Tabla A-2. En la primera columna se describen las tareas más relevantes para las cuales se realizaron mediciones de tiempo. Los resultados presentados muestran cuán importante es el tiempo empleado en la etapa de convección de la estela frente al resto de las tareas. También puede observarse que para estas geometrías, el porcentaje del tiempo total que insumen las distintas tareas está poco influenciada por los cambios en las mallas empleadas.

Tabla A-3: Ejecución del programa secuencial. Resultados de mediciones de tiempos totales y parciales.

Malla aerodinámica →	4 x 80	5 x 100	6 x 120	10 x 200	13 x 260	15 x 300	
Tiempo total de ejecución en horas →	0.08	0.26	0.68	8.37	31.15	63.66	
Porcentajes	Generar la matriz de coef. de influencia	0.18	0.14	0.11	0.07	0.05	0.04
	Generar los lados derechos	10.74	10.25	10.02	10.57	10.26	10.04
	Resolver el sistema de ecuaciones	0.10	0.10	0.11	0.20	0.30	0.36
	Realizar la convección de las estelas	86.93	87.48	87.94	87.29	87.56	87.73
	Calcular las cargas	1.91	1.93	1.77	1.84	1.82	1.82

En la Tabla A-3 puede observarse que para las mediciones de tiempos realizadas, la etapa de convección consumió entre un 87 y un 88 % del tiempo total de ejecución. La tarea que le sigue en importancia es la etapa que se encarga de generar los nuevos lados derechos del sistema de ecuaciones algebraico lineal, la cual consumió entre un 10 y un 11 % del tiempo total, mientras el resto de las etapas en conjunto insumió menos del 2 % del tiempo total. Dada la marcada uniformidad de los resultados porcentuales para las distintas mallas podemos concluir que los porcentajes del tiempo de ejecución para las etapas más críticas no son influenciados por el número de elementos utilizados.

Influencia de la cantidad de pasos de simulación

A continuación se presentan resultados que muestran como influye la cantidad de pasos de tiempo de las simulaciones sobre la distribución porcentual del consumo de tiempo. Los resultados mostrados corresponden a ejecuciones del programa secuencial. En todas las ejecuciones se observó que el proceso de convección de la estela insume mucho más tiempo que todo el conjunto de las otras tareas.

En la Tabla A-4 se muestran resultados de mediciones de tiempo efectuadas sobre el programa secuencial, para simulaciones de 25, 50, 75 y 100 pasos de tiempo. La geometría utilizada en estas ejecuciones es siempre la misma y posee las características de la malla de 10x200 paneles que se lista en la Tabla A-2. Puede observarse que la distribución de los tiempos consumidos por las tareas cambia según la cantidad de pasos de simulación realizados. La tarea de convección, con solo 25 pasos de simulación ya insume el 58% del total. Esto crece de manera importante a medida que crece la cantidad de pasos, alcanzado un 87 % para 100 pasos. Este incremento del porcentaje de tiempo insumido por la tarea de convección, trae consigo un decremento en la participación porcentual en el tiempo total por parte de las otras tareas. La segunda tarea en importancia en cuanto a consumo de tiempo presenta una caída desde un 22 a un 11% al incrementar de 25 a 100, la cantidad de pasos de simulación.

Tabla A-4: Tiempo insumido con el programa usando una geometría simple y distintas cantidades de pasos de tiempo.

Cantidad de pasos de simulación →	25	50	75	100	
Tiempo total de ejecución en horas →	0.25	1.33	3.85	8.42	
Porcentajes	Generar la matriz de coef. de influencia	2.02	0.40	0.14	0.06
	Generar los lados derechos	21.95	16.95	13.18	10.70
	Resolver el sistema de ecuaciones	3.08	0.63	0.23	0.11
	Realizar la convección de las estelas	58.81	76.43	83.53	87.34
	Calcular las cargas	14.05	5.54	2.89	1.76

En la Figura A-7.a se muestran resultados de mediciones de tiempo efectuadas sobre el programa secuencial, para simulaciones de 1 a 200 pasos de tiempo. En estas simulaciones se utiliza una configuración de UAV de alas unidas. Esta geometría esta discretizada con una malla de 1425 paneles y 1660 nudos, y posee 130 nudos repartidos sobre los borde filosos que intervienen en la emisión de estelas. En la Figura A-7 se muestra de manera gráfica como influye la cantidad de pasos de simulación en la distribución de tiempos consumidos por las diferentes rutinas o partes del código computacional. En la

figura, puede observarse claramente que en menos de 20 pasos de simulación, la etapa de convección comienza a ser la etapa predominante en el consumo de tiempo. En el caso de simulaciones con muy pocos pasos de tiempo (menores a 6), se observa que la etapa que más tiempo consume es la resolución del sistema de ecuaciones lineales algebraicas (ver Figura A-7.b). En la etapa de proyecto, siempre será necesario hacer simulaciones con muchos pasos de tiempo (200 o más), por lo que puede concluirse que la etapa de convección siempre será la etapa más costosa y, por lo tanto, es allí donde debe concentrarse el esfuerzo de paralelizar explícitamente el código computacional a los fines de lograr programas con mayores velocidades de ejecución.

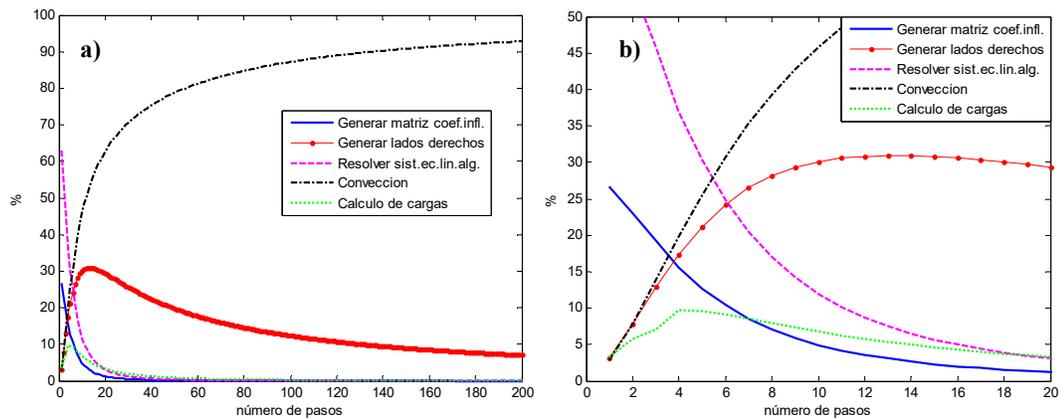


Figura A-7: Influencia de la cantidad de pasos de simulación sobre la distribución de tiempos, simulaciones utilizando una configuración de JW UAV: a) simulaciones hasta 200 pasos y b) detalle de simulaciones hasta 20 pasos.

A.3.4. Implementación de la estrategia

En esta subsección se presentan resultados de mediciones de tiempo obtenidas al ejecutar el programa en su versión paralelizada. Estos programas poseen implementada la estrategia descrita previamente. Se realizaron ejecuciones utilizando 2, 3 y 4 hilos de ejecución. Los resultados se presentan en la Tabla A-5 donde se muestran los valores medidos de tiempos totales y parciales. Los tiempos totales se expresan en horas y los tiempos parciales se presentan como un porcentaje del tiempo total medido. Adicionalmente, en la primera columna de tiempos se muestran mediciones hechas sobre la versión secuencial del programa.

El consumo de tiempo del programa secuencial es tomado como referencia para indicar variaciones en el consumo de tiempo de las versiones paralelizadas. Las ejecuciones realizadas presentan un comportamiento esperado: cuando se usan 2, 3 ó 4 hilos de ejecución se observa un importante incremento de la velocidad de ejecución

respecto del caso secuencial.

En la Tabla A-5 se muestran resultados obtenidos al medir tiempos sobre ejecuciones del programa en su versión en paralelo. En todas las ejecuciones, la cantidad de pasos de simulación es 200 y la geometría utilizada es siempre la misma (la configuración de UAV de alas unidas). En la última fila de resultados de la Tabla A-5 se muestran variaciones porcentuales de los tiempos consumidos por las ejecuciones del programa paralelo, referidas al tiempo consumido por la versión secuencial del programa. La utilización de versiones paralelizadas con 2, 3 y 4 hilos de ejecución muestra una importante disminución en los tiempos totales de ejecución (entre un 49 y un 72%).

Tabla A-5: Tiempo insumido con el programa secuencial y paralelo usando distintas cantidades de hilos de ejecución.

Número de hilos de ejecución →		Secuencial	2	3	4
Tiempo total de ejecución en horas →		51.20	26.33	18.44	14.57
Porcentajes	Generar la matriz de coef. de influencia	< 0.01	0.01	0.01	0.01
	Generar los lados derechos	7.06	13.11	18.38	23.33
	Resolver el sistema de ecuaciones	0.01	0.02	0.03	0.04
	Realizar la convección de las estelas	92.83	86.67	81.31	76.28
	Calcular las cargas	0.08	0.15	0.22	0.28
Variación respecto de la versión secuencial →			48.6%	64.0%	71.5%

Al incrementar el número de hilos, la convección de la estela disminuye su porcentaje de participación sobre el tiempo total (93% para la secuencial y 76% usando cuatro hilos), lo que trae aparejado un incremento en la participación porcentual del resto de las tareas, entre las que se destaca la generación de lados derecho que se incrementa desde el 7%, en la versión secuencial del programa, al 23%, en la versión paralelizada con 4 hilos.

A.3.5. Análisis de *performance*

En esta sección se presenta un análisis empírico de la *performance* del código computacional que implementa la estrategia de paralelización desarrollada en este trabajo. Los modelos de *performance* utilizados en este trabajo se basan en la ley de Amdahl (Almeida *et al.*; 2004). A continuación, se trazan curvas de *speedup* y eficiencia del código paralelizado para diferentes casos de ejecución.

El *speedup* se calcula realizando el cociente entre el tiempo de ejecución del

programa secuencial y el tiempo de ejecución que insume el programa paralelizado al utilizar p hilos de ejecución o *threads*. En las Figura A-8 se muestran de dos maneras los resultados de *speedup* obtenidos experimentalmente. En la Figura A-8.a se muestran curvas, para diferentes pasos de simulación, del *speedup* vs. el número de *threads* empleados. En la Figura A-8.b se muestran curvas, para diferente número de *threads*, del *speedup* vs. el número de pasos de simulación.

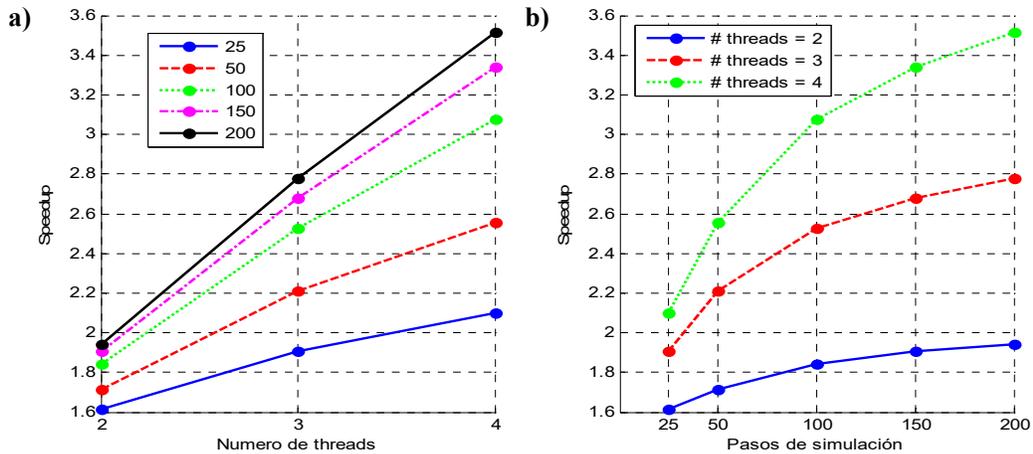


Figura A-8: Speedup de la versión paralelizada del código:
a) variando el número de *threads* para un número de pasos fijo y
b) variando la cantidad de pasos de simulación para un número de *threads* fijo.

Las gráficas de la Figura A-8 muestran la ganancia de velocidad del código paralelizado respecto del código secuencial. Puede observarse que a medida que aumenta el número de hilos de ejecución utilizados, el *speedup* tiende a alejarse de su valor óptimo, p . Por ejemplo, en el caso de 200 pasos de simulación se puede observar que con dos, tres y cuatro *threads*, se obtiene aproximadamente el 97%, 93% y 88% del valor óptimo de *speedup*, respectivamente.

La eficiencia se calcula realizando el cociente entre el valor de *speedup*, para p *threads*, y el número de hilos de ejecución p . En la Figura A-9 se muestra la eficiencia obtenida experimentalmente con el código paralelizado. En la Figura A-9.a se muestran curvas, para diferentes pasos de simulación, de la eficiencia vs. el número de *threads* empleados. En la Figura A-9.b se muestran curvas, para diferente número de *threads*, de la eficiencia vs. el número de pasos de simulación.

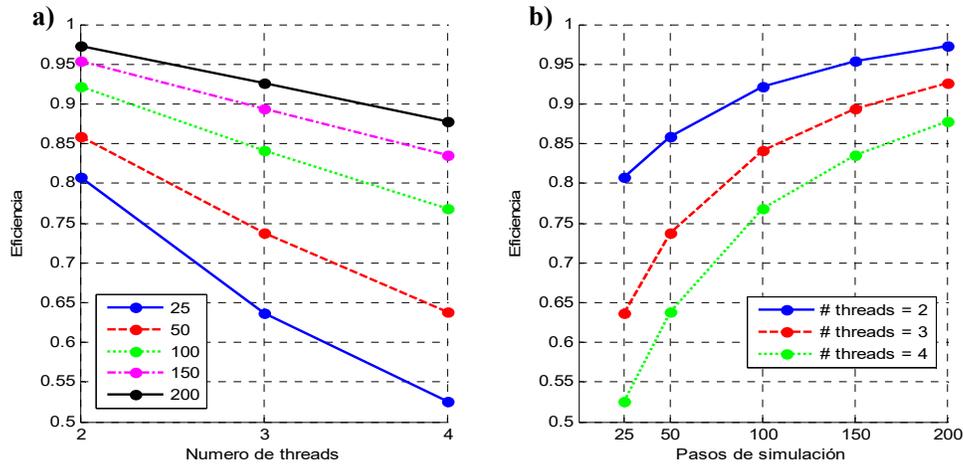


Figura A-9: Eficiencia de la versión paralelizada del código:
a) variando el número de *threads* para un número de pasos fijo y
b) variando la cantidad de pasos de simulación para un número fijo de *threads*.

Los resultados presentados en la Figura A-9 nos dan una idea de la porción de tiempo que los procesadores se dedican a realizar un trabajo útil. En la Figura A-9.a, puede observarse una pérdida en eficiencia a medida que se aumenta el número de threads. Esta pérdida es más pronunciada cuando se realizan simulaciones con pocos pasos de tiempo. Por otro lado, puede observarse en la Figura A-9.b que para un número fijo de hilo de ejecución, la eficiencia del código computacional mejora según aumenta el número de pasos de tiempo de la simulación.

A.4. Impacto de las mejoras en el código aeroelástico

En esta sección se muestran algunos resultados que grafican el impacto, sobre todo el código aeroelástico, que tienen las mejoras de HPC introducidas. A continuación se muestran los resultados de calcular experimentalmente los valores de *speed up* y de eficiencia del código aeroelástico.

Para obtener los siguientes resultados se usaron recursos computacionales del Centro de Computación de Alto Desempeño de la Universidad Nacional de Córdoba (<http://ccad.unc.edu.ar/>), en particular el Cluster Mendieta, el cual forma parte del Sistema Nacional de Computación de Alto Desempeño (<http://www.supercalculo.mincyt.gov.ar/>) del Ministerio de Ciencia, Tecnología e Innovación Productiva de la República Argentina.

Con el código completo se desarrollaron simulaciones del comportamiento aeroelástico de una placa plana correspondiente al caso de verificación del modelo aeroelástico desarrollado en la sección 6.3 del capítulo de resultados. En esta experiencia se simuló 50 segundos de tiempo físico (667 pasos de simulación) y se empleó un valor velocidad de 160 ft/s y una malla, 5x27 paneles.

En la Tabla A-6 se presentan los valores de tiempo de ejecución insumidos por el código empleando diferente cantidad de *threads*. Estas ejecuciones se realizaron en un servidor con un procesador con ocho núcleos y soporte de *Hyper-Threading Technology*[®] lo cual permitió obtener resultados con hasta 16 hilos de ejecución. En la primera columna de la tabla se indica la cantidad de hilos empleados, en la segunda columna se muestra el tiempo insumido en la ejecución del programa y en la tercera se indica, de manera porcentual, la reducción de tiempo ganado respecto del caso de ejecución secuencial. El lector puede notar en los resultados de la última columna el alto impacto resultante de implementar técnicas de HPC en la porción de código que se refiere al NUVLM.

Tabla A-6: Tiempos de ejecución insumido con el código aeroelástico usando distintas cantidades de hilos de ejecución. Porcentaje de reducción en el tiempo de ejecuciones.

	Tiempo total de ejecución en horas	Porcentaje de reducción (ref. caso secuencial)
Secuencial (1)	15.64	0%
2	8.89	43%
3	6.16	60%
4	4.72	70%
5	3.93	75%
6	3.40	78%
7	3.01	81%
8	2.71	83%
9	2.43	85%
10	2.25	86%
11	2.11	87%
12	1.96	87%
13	1.91	88%
14	1.83	88%
15	1.73	89%
16	1.66	89%

En la Figura A-10 se presentan las variaciones, según la cantidad de hilos de ejecución empleados, de los valores de *speed up* y eficiencia calculados a partir de las mediciones experimentales del tiempo de ejecución del código. En el caso de emplear 2 hilos de ejecución, la Figura A-10.a muestra que el *speed up* es próximo a 2x y, la Figura A-10.b, muestra que la eficiencia resulta algo menor al 90%. Para el caso de usar el

[®] Intel[®] Corporation

máximo número de hilos disponibles, se obtiene un *speed up* cercano a 10x y la eficiencia cae hasta cerca del 60%.

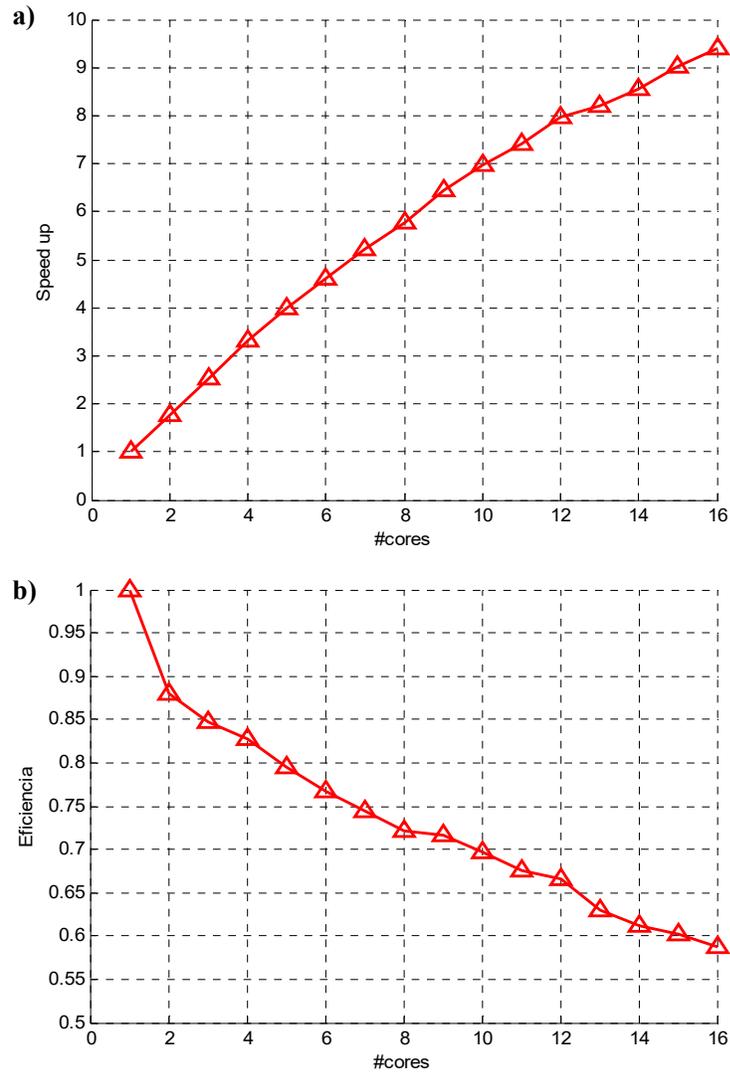


Figura A-10: Valores experimentales de a) *speed up* y b) eficiencia del código aeroelástico.

ANEXO B

Datos empleados en la validación

En este anexo se presentan los datos experimentales y geométricos empleados en el proceso de validación desarrollado en el Capítulo 6. Se presentan también las consideraciones generales asumidas al crear el modelo geométrico-computacional empleado en las simulaciones aerodinámicas de validación.

B.1. Datos experimentales

En el proceso de validación de la herramienta computacional se usaron datos experimentales de pruebas reportadas por (Smith y Stonum, 1989). Estas pruebas se realizaron en un túnel de viento del *Ames Research Center* donde se midieron las características aerodinámicas de un avión de alas unidas denominado JWRA (Figura B-1). Se consideraron tres configuraciones distintas que ubican la unión de las alas delanteras-traseras a diferentes fracciones de la envergadura del ala delantera. Se construyeron modelos en escala 1/6 que fueron ensayados en un túnel de viento de 12 pies para baja velocidad, a un número de Mach de 0.35 y un número de Reynolds del orden de 10^6 .

En la Figura B-1 se muestran varias vistas de uno de los modelos de configuración denominado JW-1, el cual posiciona la unión de alas en el 60% de la semienvergadura del ala delantera. En la Figura B-2.a se muestra una vista en planta del modelo de configuración denominado JW-2, el cual posiciona la unión de alas al 80% de la semienvergadura del ala delantera. La Figura B-2.b muestra una vista en planta del modelo denominado JW-3, el cual posiciona la unión de alas al 100%.

Los resultados empleados en la validación están referidos a características longitudinales de los modelos. Se comparan resultados numéricos contra valores experimentales del coeficiente de sustentación, C_L , para distintos ángulos de ataque geométrico del vehículo. En las Figura B-3 se presentan esas variaciones para cada uno de los vehículos. En cada gráfica se remarca, con una línea de trazos en color negro, el ángulo de ataque a partir del cual el vehículo entra en pérdida.

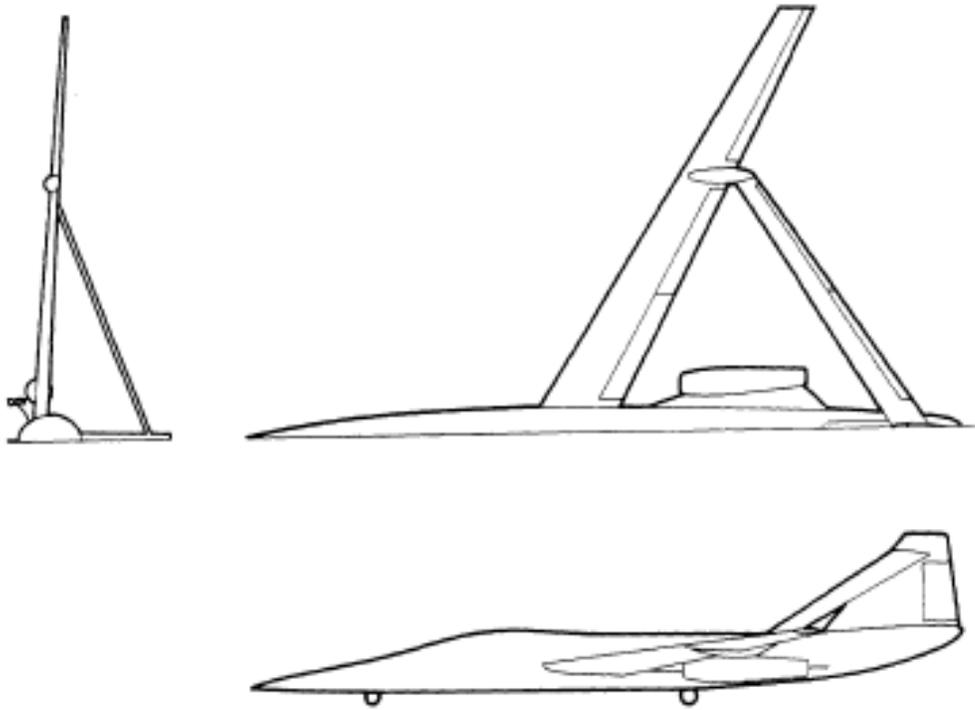


Figura B-1: Diseño conceptual del avión JWRA (Smith y Stonum, 1989).

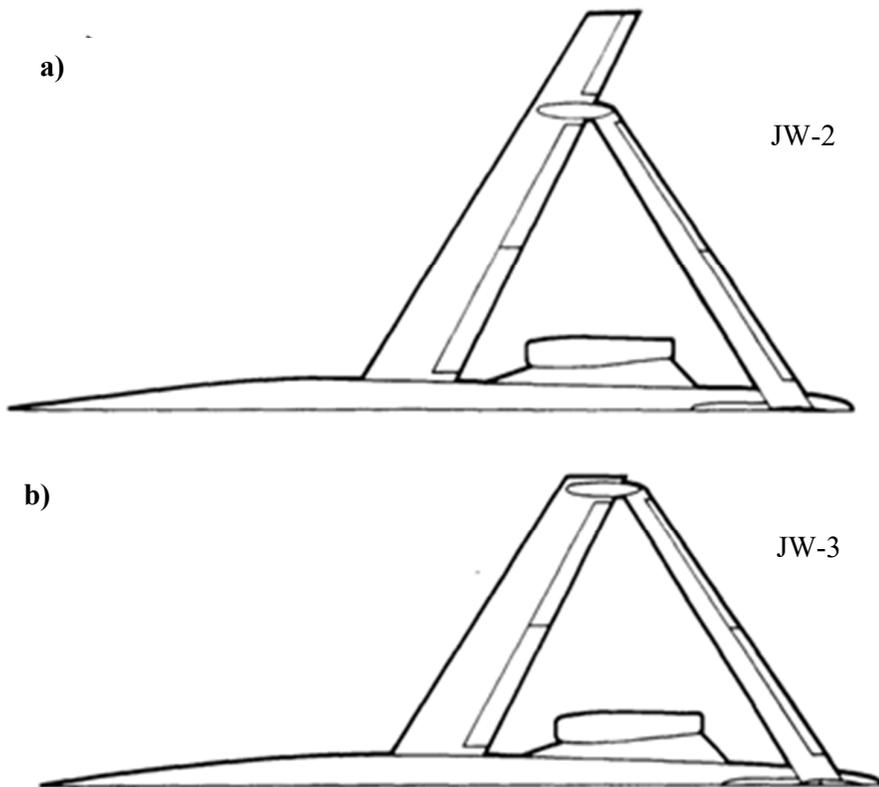


Figura B-2: Avión de alas unidas denominado JWRA
a) configuración JW-2 y b) configuración JW-3 (Smith y Stonum, 1989).

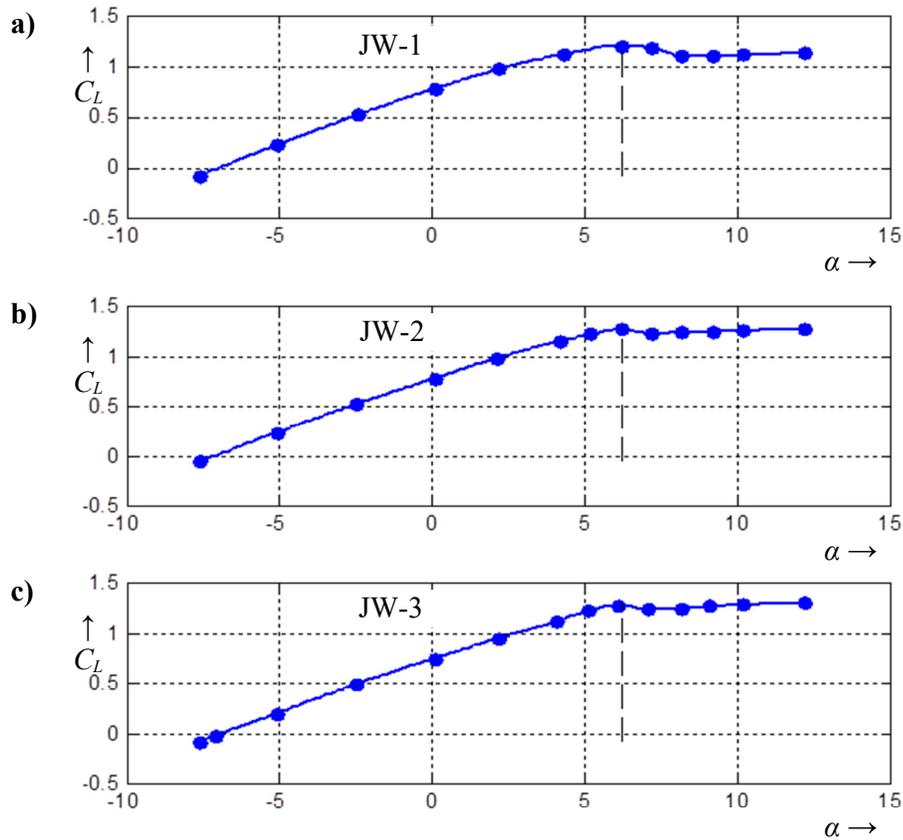


Figura B-3: Curvas experimentales del coeficiente de sustentación C_L en función del ángulo de ataque α para las configuraciones a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3 (Smith y Stonum, 1989).

B.2. Datos geométricos

Además de los resultados de las pruebas experimentales, Smith y Stonum (1989) reportan algunos datos geométricos que permiten delinear la configuración del vehículo:

- i) datos generales de la configuración: envergadura, longitud, altura, área de referencia y cuerda de referencia;
- ii) áreas, ángulos de flecha y diedro y *taper ratio* de las alas delanteras y traseras;
- iii) área, ángulo de flecha y *taper ratio* del empenaje vertical;
- iv) datos geométricos de intradós y extradós de tres perfiles alares posicionados en: raíz, unión de alas y puntera del ala delantera;
- v) datos geométricos de intradós y extradós de dos perfiles alares posicionados en la raíz y la puntera del ala trasera;

- vi) ángulos de incidencia para los cinco perfiles alares reportados;
- vii) *datums* para estaciones del fuselaje: nariz, posición del borde de ataque del ala delantera y trasera, centro de balance, referencia para el momento y tren de aterrizaje principal.

Los perfiles alares usados se muestran en la Figura B-4. Los perfiles de raíz, unión de alas y puntera del ala delantera se denominan, respectivamente, JWR, JWJ y JWT. Los perfiles de raíz y puntera de ala trasera se los denomina, respectivamente, JTR y JTT. Estos perfiles son modificaciones hechas sobre perfiles NACA de la serie 6. El diseño de estos perfiles así como el diseño de la distribución de incidencias y de la planta alar pueden consultarse en (Smith y Cliff, 1987).

B.2.1. Datos geométricos no reportados

Las experimentaciones de Smith y Stonum (1989) no fueron originalmente diseñadas para realizar la validación de un código computacional, por lo que en el reporte faltan algunos datos geométricos que son fundamentales para definir biunívocamente las tres configuraciones de los vehículos aéreos. A continuación se reseñan los datos faltantes:

- i) No se reportan valores de cuerda que permitan definir completamente la forma de las plantas alares de las tres configuraciones.
- ii) No están disponibles los datos geométricos para las estaciones del fuselaje y motores.
- iii) No se informa la posición exacta de los perfiles alares en las alas de las tres configuraciones; existen algunos datos adicionales para la configuración JW-1 en (Smith y Cliff, 1987) pero la información no es del todo suficiente.
- iv) No se explicita a que configuración corresponden los ángulos de incidencia reportados.

Para salvar la falta de datos mencionados en los puntos *i)* y *ii)*, se han realizado mediciones sobre las gráficas incluidas en el reporte. Para definir la posición de los perfiles alares, como una aproximación, se los ha posicionado en planos que son paralelos al plano de simetría del vehículo completo. Por último, se asumieron que los ángulos de incidencia reportados corresponden a la configuración JW-1 y para las configuraciones restantes se asume una variación lineal del ángulo de incidencia del ala delantera, desde la unión de alas hasta la puntera. Esta asunción se basa en la información disponible del proceso de diseño de la planta alar (Smith y Cliff, 1987).

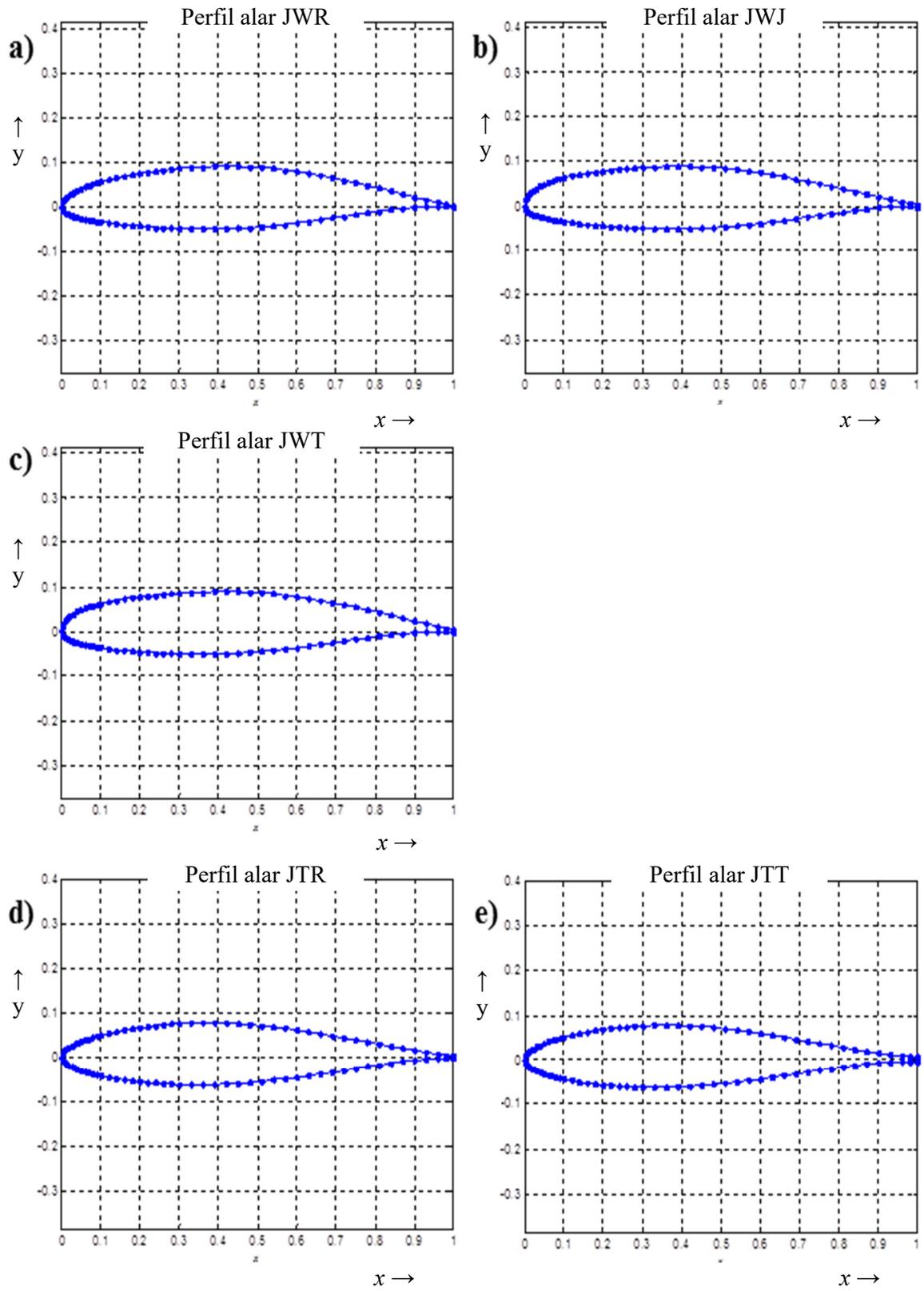


Figura B-4: Datos geométricos de perfiles alares
a) JWR, b) JWJ, c) JWT, d) JTR y e) JTT (Smith y Stoum, 1989).

B.3. El modelo geométrico-computacional

El código aerodinámico basado en el NUVLM requiere que la geometría del vehículo sea tratada de una manera particular (Ceballos et al. 2008b). La malla que representa la sábana vorticosa adherida al vehículo es generada a partir de ciertos parámetros geométricos generales (ángulos de flecha y diedro de las alas, envergadura y dimensiones del fuselaje y del empenaje vertical) y de información relativa a los perfiles alares. La malla correspondiente a una configuración completa se obtiene manipulando de manera separada las distintas partes que componen el vehículo; esto es, las alas delanteras internas y externas, las alas traseras, el empenaje vertical y el fuselaje.

La construcción de la malla se hace con una herramienta computacional que permite generar configuraciones de vehículos de alas unidas de manera simple y rápida. El tamaño de malla generada se define con un solo parámetro, que es el número de paneles distribuidos en el sentido de la cuerda del ala delantera. Más detalles acerca de la generación automatizada de la malla pueden consultarse en el Capítulo 5.

En el modelado de las geometrías de los vehículos se asumieron dos simplificaciones sobre el modelo real.

Como primera simplificación se asume que la sustentación que produce el fuselaje y los motores es mucho menor que la producida por la planta alar. El fuselaje se aproxima como un cilindro de diámetro constante en cuyos extremos se realiza una reducción gradual del diámetro. Además de ello, los motores fueron ignorados en el modelo geométrico-computacional.

Otra simplificación asume que para el cálculo de características longitudinales, la forma del empenaje vertical influye muy poco en la sustentación. El empenaje es aproximado con un plano cuya forma admite que el extremo libre del empenaje coincida completamente con las raíces de las alas traseras.

En el Capítulo 6, en la Figura 6-8 se muestra el modelado geométrico-computacional de las tres configuraciones que se han empleado para realizar simulaciones numéricas. Por conveniencia para la lectura, esta figura es reproducida nuevamente a continuación como Figura B-5.

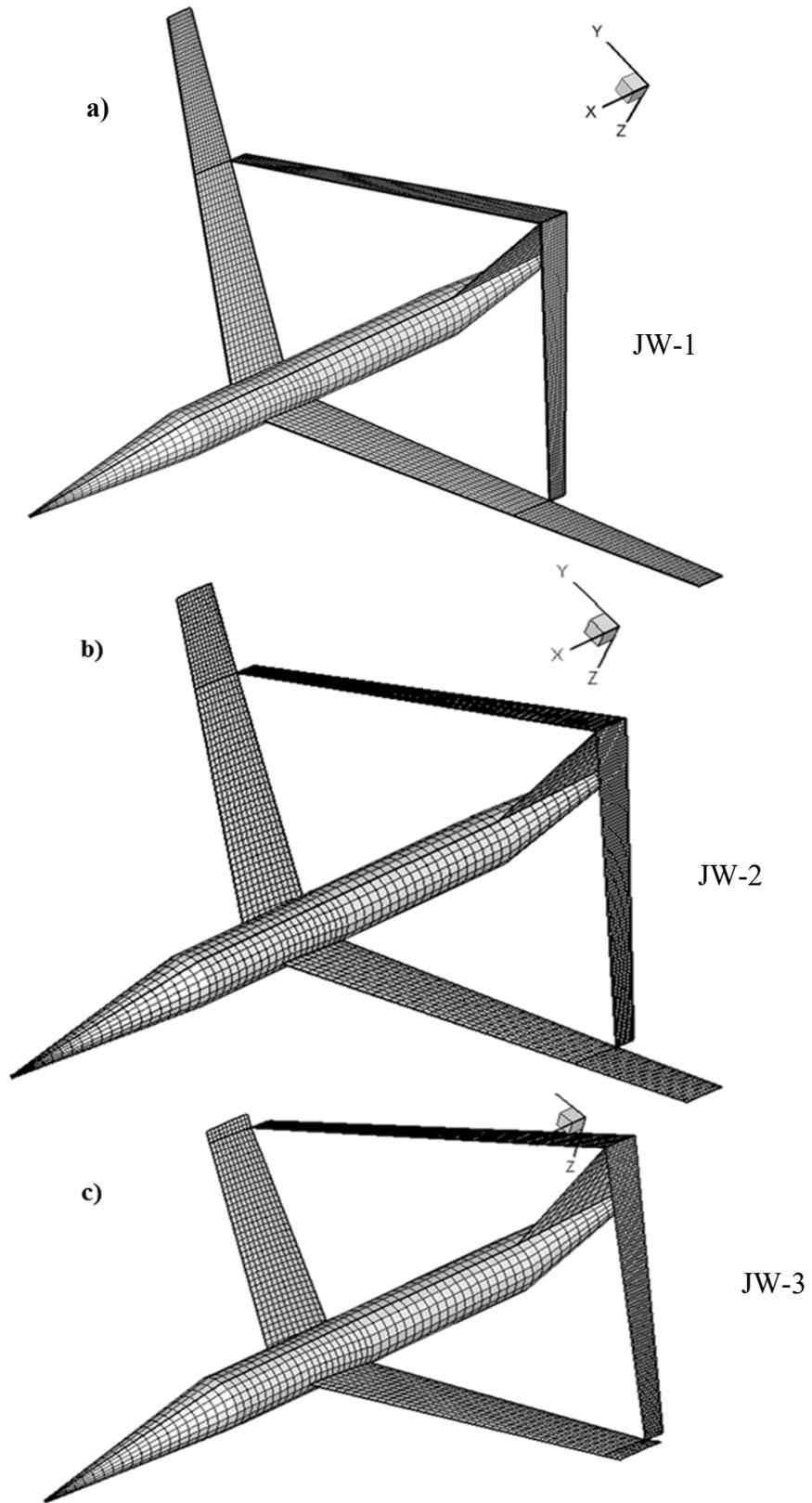


Figura B-5: Modelo geométrico-computacional para las configuraciones: a) JW-1, b) JW-2 y c) JW-3.

Página en blanco dejada intencionalmente

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.

C.1. Publicaciones en congresos internacionales con referato

1. Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., “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. Ceballos L., Preidikman S. y Roccia B., “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.
3. Llanos A., Ceballos L., Preidikman S., “Análisis de la performance mediante el uso de Valgrind de un código computacional para la simulación del comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos no tripulados,” IX Argentinian Congress on Computational Mechanics, II South American Congress on Computational Mechanics, XXXI Iberian-LatinAmerican Congress on Computational Methods in Engineering, MECOM – CILAMCE 2010. Buenos Aires, Argentina, Noviembre de 2010.

C.2. Publicaciones en congresos nacionales con referato

4. Ceballos L., Preidikman S., y Massa J., “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.

5. Ceballos L., Preidikman S., y Massa J., “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 1666-6070, Vol. XXVII, Número 40, pp. 2983-3007, 2008.
6. Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., “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 1666-6070, Vol. XXVII, Número 42, pp. 3169-3189, 2008.
7. Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., “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.
8. Ceballos L., Preidikman S., Gebhardt C. y Massa J., “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.
9. Ceballos L., Preidikman S., Roccia B. y Massa J., “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.
10. Ceballos L., Preidikman S. y Verstraete M., “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.
11. Ceballos L., Barone A., Flores A. y Preidikman S., “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.

12. Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., “Aeroelasticidad de vehículos aéreos no tripulados de alas unidas: pandeo inducido por cargas aerodinámicas,” XIX Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, ENIEF 2011. Rosario, Argentina. ISSN 1666-6070, Vol XXX, págs. 2253-2253 (resumen), Noviembre de 2011.
13. Ceballos L., Preidikman S. y Massa J., “Validación de un programa de computadora para simular el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos con configuraciones de alas unidas,” Tercer Congreso Argentino de Aeronáutica CAIA 2014. La Plata, Argentina, 12-14 de Noviembre, 2014.
14. Velez M., Varela M., Bettiol N., Arroyo M., Ceballos L. y Preidikman S., “GEPAR: una herramienta para el diseño paramétrico de vehículos aéreos con alas unidas,” Tercer Congreso Argentino de Aeronáutica CAIA 2014. La Plata, Argentina, 12-14 de Noviembre, 2014.
15. Ceballos L., Preidikman S., Roccia B. y Massa J., “Validación de una herramienta computacional que simula el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos con una configuración de alas unidas,” XXI Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, ENIEF 2014. Bariloche, Argentina. ISSN 1666-6070, Vol XXXIII, págs. 109-128, Setiembre de 2014.
16. Ceballos L., Preidikman S. y Balachandran B., “Detección de inestabilidades aeroelásticas en “sensorcraft” de alas unidas mediante un enfoque de co-simulación,” XXII Congreso sobre Métodos Numéricos y sus Aplicaciones, ENIEF 2016. Córdoba, Argentina. ISSN 1666-6070, Vol XXXIV, págs. 2989-3015, Noviembre de 2016.

Página en blanco dejada intencionalmente

Referencias bibliográficas

Almeida F., Giménez D., Mantasy J. M. y Vidal A. M., *Introducción a la Computación Paralela*, Cengage Learning Paraninfo, Madrid, España, 2008.

Atreya S., Mata M., Jones R. y Kohout L., “Power System Comparisons for a High Altitude Long Endurance (HALE) Remotely Operated Aircraft (ROA)”, *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences, Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conferences*, Set. 26-28, Arlington, Virginia, USA, AIAA 2005-7401, Set. 2005.

Bagwill T. L. y Selberg B. P., “Aerodynamic Investigation of Twist and Cant Angles for Joined Wing Transport Aircraft,” *35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Jan. 6-9, Reno, NV, USA, AIAA Paper 97-0037, 1997.

Batchelor G. K., *An Introduction to Fluid Dynamics*, Cambridge University Press. Cambridge, UK, 1967.

Bauer J., The NASA Dryden Flight Research Center Unmanned Aircraft System Service Capabilities, Technical Report NASA/TM-2007-214619, 2007.

Belotserkovskii S. M. y Nisht M. I., “Nonstationary Nonlinear Theory of a Thin Wing of Arbitrary Planform,” *Fluid Dynamics*, Vol. 9, No. 4, pp. 583-589, 1974.

Belotserkovskii S. M., “Calculating the Effects of Gust of an Arbitrary Thin Wing,” *Fluid Dynamics*, Vol. 1, No. 1, pp. 34-40, 1966.

Belotserkovskii S. M., “Calculation of the Flow Around Wings of Arbitrary Planform in a Wide Range of Angles of Attack,” NASA TT F-12291, 1968.

Bhasin S., Chen P., Wang Z. y Demasi L., “Dynamic Nonlinear Aeroelastic Analysis of the Joined Wing Configuration,” *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Abr. 23-26, Honolulu, Hawaii, USA, AIAA 2012-1791, 2012.

Blair M. y Camfield R., “A Joined-Wing Structural Weight Modeling Study,” *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Abr. 22-25, Denver, Colorado, USA, AIAA-2002-1337, 2002.

Bombardieri R., Cavallaro R. y Demasi L., "A Historical Perspective on the Aeroelasticity of Box Wings and PrandtlPlane with New Findings," *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech*, San Diego, California, USA, AIAA 2016-0238, 2016.

Caganer E., Boeing Condor at the Hiller Aviation Museum, [Consulta: Agosto de 2016] https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Boeing_Condor_Hiller_Aviation_Museum.jpg, Wikimedia Commons, the free media repository, 2013.

Carnahan B., Luther H. A., y Wilkes J. O., *Applied Numerical Methods*, John Wiley and Sons, 1969.

Cattarius J., Numerical Wing/Store Interaction Analysis of a Parametric F16 Wing, *Ph.D. Dissertation. Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA*, 1999.

Cavallaro R., Iannelli A., Demasi L. y Marquez Razon A., "Phenomenology of Nonlinear Aeroelastic Responses of Highly Deformable Joined-wings Configurations," *55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech*, National Harbor, Maryland, USA, AIAA 2014-1199, 2014.

Cavallaro, R., Demasi, L. y Bertuccelli, F., "Risks of Linear Design of Joined Wings: a Nonlinear Dynamic Perspective in the Presence of Follower Forces," *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Boston, Massachusetts, USA, 2013.

Ceballos L. R., Desarrollo de Simulaciones Numéricas del Comportamiento Aerodinámico de Vehículos Aéreos No Tripulados de Alas Unidas y con Gran Envergadura. *Tesis de Maestría, Universidad Nacional de Río Cuarto*, 2010.

Ceballos L. R., Preidikman S. y Massa J., "Herramienta Computacional Para Simular el Comportamiento Aerodinámico de Vehículos Aéreos No Tripulados con una Configuración de Alas Unidas," *Mecánica Computacional, ISSN 1667-6070*, Vol. XXVII, No. 42, pp. 3169-3189, 2008.

Cesnik C. E. S, Senatore P. J., Su W., Atkins E. M. y Shearer C. M., "X-HALE: A Very Flexible Unmanned Aerial Vehicle for Nonlinear Aeroelastic Tests," *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 12, pp. 2820-2833, 2012.

Cesnik C. y Su W., "Nonlinear Aeroelastic Simulation of X-HALE: a Very Flexible UAV," *49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Aerospace Sciences Meetings*, Orlando, Florida, USA, AIAA, 2011-1226, 2011.

Cesnik C. y Su W., "Nonlinear Aeroelastic Modeling and Analysis of Fully Flexible Aircraft," *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Abr. 18-21, Austin, Texas, USA, AIAA-2005-2169, 2005.

Cesnik C., Senatore P., Su W., Atkins E., Shearer C. y Pitcher N., "X-HALE: A Very Flexible UAV for Nonlinear Aeroelastic Tests," *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Abr. 12-15, Orlando, Florida, USA, AIAA 2010-2715, 2010.

Colozza A., Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship, NASA CR 2003-212724, 2003.

Cox T. H., Nagy C. J., Skoog M. A., Somers I. A., Civil UAV Capability Assessment, NASA Internal Technical Report, Dic. 2004.

de Souza C., da Silva R. G. y Cesnik C., "Nonlinear Aeroelastic Framework Based on Vortex-Lattice Method and Corotational Shell Finite Element," *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Apr. 23-26, Honolulu, Hawaii, USA, AIAA 2012-1976, 2012.

Demasi, L. y Livne, E. "Exploratory Studies of Joined-Wing Aeroelasticity," *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Abr. 18-21, Austin, Texas, USA, AIAA 2005-2172, 2005.

Demasi, L. y Livne, E., "Aeroelastic Coupling of Geometrically Nonlinear Structures and Linear Unsteady Aerodynamics: Two formulations," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 25, No. 5, pp. 918–935, 2009.

Demasi, L. y Livne, E., "Dynamic Aeroelasticity Coupling Full Order Geometrically Nonlinear Structures and Full Order Linear Unsteady Aerodynamics - The Joined Wing Case," *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Abr. 7-10, Schaumburg, IL, AIAA 2008-1818, 2008.

Demasi, L. y Livne, E., “The Structural Order Reduction Challenge in the Case of Geometrically Nonlinear Joined-Wing Configurations,” *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Abr. 23-26, Honolulu, Hawaii, USA, AIAA 2007-2052, 2007.

Denney R. K., Tai J. C. y Mavris D. N., “Parametric Geometry for Propulsion-Airframe Integration,” *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Nashville, Tennessee, USA, 2012.

Di Palma L., Paletta N. y Pecora M., “Aeroelastic Design of a Joined-Wing UAV,” *SAE Technical Paper 2009-01-3150*, 2009.

Ermolenko S. D., “Nonlinear Theory of Small Aspect Ratio Wings,” *Soviet Aeronautics*, Vol. 9, pp. 5-11, 1966.

Fairchild, M. P., “Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing”, *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 19th*, Jan. 12-15, Saint Louis, MO, USA, AIAA-1981-366, 1981.

Fanucci J. P., King M. J., Maass D. y Bystricky P., “Extendable Joined Wing System For a Fluid-Born Body”, US Patent number: 6986481, Jan. 17, 2006.

Foch R. J. y Ailinger K. G., “Low Reynolds Number, Long Endurance Aircraft Design”, *AIAA Aerospace Design Conference*, Feb. 3, Irvine, CA, USA, AIAA 92-1263, 1992.

Frediani A., “Large Dimension Aircraft”, US Patent number: 5899409, May. 4, 1999.

Fritz T. E. y Long L.N., “A Parallel, Object-Oriented Unsteady Vortex Lattice Method for Flapping Flight,” *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Jan. 5-8, Reno, Nevada, USA, AIAA-2004-39, 2004.

Fung Y. C., *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*, Dover Publications Inc., New York, 1955.

Gabor O. S., Koreanschi A. y Botez R. M., “A New Non-linear Vortex Lattice Method: Applications to Wing Aerodynamic Optimizations,” *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2016.08.001>

Gallman J. W. y Kroo I. M., “Structural Optimization for Joined-Wing Synthesis,” *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 1, pp. 214-223, 1996.

Gallman J. W., Kroo I. M. y Smith S. C., “Optimization of Joined-Wing Aircraft,” *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 4, pp. 446-452, 1993.

Garrett T., “Aerodynamic Body Having Coplanar Joined Wings”, US Patent number: 5899410, May. 4, 1999.

GlouDEMANS J. R. y McDonald R. A. “Improved Geometry Modeling for High Fidelity Parametric Design,” *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Jan. 4-7, Orlando, Florida, USA, AIAA 2010-659, 2010.

GlouDEMANS J. R. y McDonald R. A., “User Defined Components in the OpenVSP Parametric Geometry Tool,” *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, AIAA Aviation*, Dallas, TX, USA, AIAA 2015-2547, 2015.

GlouDEMANS J. R., Davis P. C. y Gelhausen P. A., “A Rapid Geometry Modeler for Conceptual Aircraft,” *AIAA, Aerospace Science Meeting and Exhibit, 34th*, Jan. 15-18, Reno, NV, USA, AIAA 96-0052, 1996.

Goebel G., Boeing Condor, Wikimedia Commons, The Free Media Repository, 2009. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Boeing_Condor.png, [Consulta: Agosto de 2016]

Hall D. W., Fortenbach C. D., Dimiceli E. V., y Parks R. W., A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains, NASA CR-3699, 1983.

Hayer P., Euro Hawk (Global Hawk) landing in Manching (ETSI), https://commons.wikimedia.org/wiki/File:EuroHawk_Landing_ETSI_2011.jpg, Wikimedia Commons, the free media repository, 2011. [Consulta: Agosto de 2016]

Johnson F. P., “Sensor Craft - Tomorrow's Eyes and Ears of the Warfighter”, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Ago. 6-9, Montreal, Canada, AIAA-2001-4370, 2001.

Johnstone R. y Arntz N. J., “CONDOR-High Altitude Long Endurance (HALE) Autonomously Piloted Vehicle (APV)”, *AIAA, AHS, and ASEE, Aircraft Design, Systems and Operations Conference*, Dayton, OH, USA, AIAA-90-3279-CP, 1990.

Joulia, A y Le Tallec, C., "CAPECON Civil UAV Project: Current Results and Prospects", *Infotech@Aerospace Conferences*, Set. 26-29, Arlington, Virginia, USA, AIAA 2005-7036, 2005.

Kaloyanova V., Ghia K. y Ghia U., "Structural Modeling and Optimization of the Joined-Wing of a High-Altitude Long-Endurance (HALE) Aircraft," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Jan. 10-13, Reno, Nevada, AIAA-2005-1087, 2005.

Kandil O. A., Mook D. T., y Nayfeh A. H., "Nonlinear prediction of the aerodynamic loads on lifting surfaces," *Journal of Aircraft*, Vol. 13, pp. 22-28, 1976a.

Kandil O. A., Mook D. T., y Nayfeh A. H., New Convergence Criteria for the Vortex Lattice Model of the Leading-edge Separation, NASA-SP-405, 1976b.

Kandil O. A., 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.

Katz J. y Plotkin A., *Low-Speed Aerodynamics, 2nd Edition*, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, UK, 2005.

Keidel B., Auslegung und Simulation von Hochfliegenden, Dauerhaft Stationierbaren Solardrohnen, *Monograph (DLR-Forschungsbericht, Dissertation). Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung Technische Universität München*, 2000.

Kimler F. y Canfield R., "Structural Design of Wing Twist for Pitch Control of Joined Wing SensorCraft," *11th AIAA/ISSMO Multi-disciplinary Analysis and Optimization Conference*, Set. 6-8, Portsmouth, Virginia, AIAA-2006-7134, 2006.

Konstadinopoulos P., Mook D. T. y Nayfeh A. H., "A Numerical Method for General Unsteady Aerodynamics", *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Ago. 19-21, Albuquerque, New Mexico, USA, AIAA-81-1877, 1981.

Kroo I. M., Gallman J. W. y Smith S. C., "Aerodynamic and Structural Studies of Joined-Wing Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 1, pp. 74-81, 1991.

Landis T., Global Hawk, NASA Photo: ED07-0244-074 [Consulta: Agosto de 2016]. http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Global_Hawk/HTML/ED07-0244-074.html, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Dic. 3, 2007

Lee H., Kim Y., Park G., Kolonay R., Blair M. y Canfield R., “Structural Optimization of a Joined-Wing Using Equivalent Static Loads,” *11th AIAA/ ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Set. 6-8, Portsmouth, Virginia, USA, AIAA-2006-7009, 2006.

Lin H., Jhou J. y Stearman R., “Influence of Joint Fixity on the Aeroelastic Characteristics of a Joined Wing Structure”, *31st Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Long Beach, CA, USA, AIAA-90-0980-CP, pp.1442-1454, 1990.

Livne, E., “Aeroelasticity of Joined-Wing Airplane Configurations - Past Work And Future Challenges - a Survey,” *19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Anaheim, CA, USA, AIAA-2001-1370, 2001.

Lucia, D. J.,” The Sensorcraft Configurations: A Non-linear Aeroservoelastic Challenge for Aviation,” *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Abr. 18-21, Austin, Texas, USA, 2005.

Mamla, P. & Galinski, C., “Basic Induced Drag Study of the Joined-Wing Aircraft,” *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, pp.1438–1440. 2009.

Mirk D. y Hlavacs H., “Using Drones For Virtual Tourism,” *Intelligent Technologies for Interactive Entertainment, 6th International Conference, INTETAIN 2014*, Jul. 9-11, Chicago, IL, USA, Proceedings, pp 144-147 Print ISBN 9783319081885, Online ISBN 9783319081892, 2014.

Miura H., Shyu A. y Wolkovitch J., “Parametric Weight Evaluation of Joined Wings by Structural Optimization”, *Journal of Aircraft*, Vol. 25, No. 12, pp. 1142-1149, 1988.

Miyoshi K., Konomura R. y Hori K., “Entertainment Multi-rotor Robot that Realizes Direct and Multimodal Interaction,” *BCS-HCI '14 Proceedings of the 28th International BCS Human Computer Interaction Conference on HCI 2014 - Sand, Sea and Sky - Holiday HCI*, pp. 218-221, 2014.

Mook D. T. y Maddox S. A., “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, 1974.

Murua, J., Palacios, R. & Graham, J. M. R., “Applications of the Unsteady Vortex-lattice Method in Aircraft Aeroelasticity and Flight Dynamics,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 55, pp. 46–72, 2012.

Naftel J. C., NASA Global Hawk: A Unique Capability for the Pursuit of Earth Science, Technical Report NASA/TM-2007-214613, 2007.

Naftel, J. C., “NASA Global Hawk: Project Overview and Future Plans,” *34th International Symposium on Remote Sensing of Environment*, Abr. 10-15, Sydney; Australia, 2011.

Nangia R. K., “Towards Designing Novel High Altitude Joined-Wing Sensor-Craft (HALE-UAV),” *AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years*, Jul. 14-17, Dayton, Ohio, USA, AIAA-2003-2695, 2003.

Newcome L. R., *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*, 1st. ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, Virginia, 2004.

Nickol C., Guynn M., Kohout L. y Ozoroski T., “High Altitude Long Endurance Air Vehicle Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development,” *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Jan. 8-11, Reno, Nevada, USA, AIAA-2007-1050, 2007.

Nixon D., “The Boeing Condor,” *SAE World Aviation Congress, 2001 Aerospace Congress*, Set. 10-14, Seattle, Washington, 2001-01-3029, 2001.

Noll T. E., Brown J. M., Perez-Davis M. E., Ishmael S. D., Tiffany G. C. y Gaier M., Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap – Volume I, Mishap Report, The Helios Mishap Investigation Board, https://www.nasa.gov/pdf/64317main_helios.pdf, 2004.

Oberkampf, W.L. y Roy, C.J., *Verification and Validation in Scientific Computing*, Cambridge, 2010.

Okrent M., “Civil UAV Activity Within the Framework of European Commission Research,” *AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit*, Set. 20-23, Chicago, Illinois, USA, AIAA-2004-6329, 2004.

Paletta N., Belardo M. y Pecora M., “Load Alleviation on a Joined-Wing Unmanned Aircraft,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 6, pp 2005-2016, 2010.

Preidikman S. y Mook D. T., “Time-Domain Simulations of Linear and Nonlinear Aeroelastic Behavior,” *Journal of Vibrations and Control*, Vol. 6, No. 8, pp. 1135-1175, 2000.

Preidikman S., 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.

Rasmussen C., Canfield R. y Blair M., “Joined-Wing Sensor-Craft Configuration Design,” *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Abr. 19-22, Palm Springs, California, USA, AIAA-2004-1760, 2004a.

Rasmussen C., Canfield R. y Blair M., “Optimization Process for Configuration of Flexible Joined-Wing,” *10th AIAA/ ISSMO Multi-disciplinary Analysis and Optimization Conference*, Ago. 30-1, Albany, New York, USA, AIAA-2004-4330, 2004b.

Ratony A., “Staggered Channel Wing-Type Aircraft”, US Patent number: 4053125, Oct. 11, 1977.

Roberts R., Canfield R. y Blair M., “Sensor-Craft Structural Optimization and Analytical Certification,” *46th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Abr. 18-21, Austin, Texas, USA, AIAA-2005-2015, 2005.

Roccia, B.A., Desarrollo de Simulaciones Numéricas Para el Estudio del Vuelo de Micro Vehículos Aéreos de Alas Batientes Inspirados en la Biología. *Tesis Doctorado, Universidad Nacional de Córdoba*, pp. 73, 2013.

Roccia, B.A., Preidikman, S., Massa, J.C. y Mook, D.T., “Modified Unsteady Vortex-Lattice Method to Study Flapping Wings in Hover Flight”, *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 11, pp. 2628-2642, 2013.

Rodriguez D. L. y Sturdza P., “A Rapid Geometry Engine for Aircraft Design,” *44th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Jan. 9-12, Reno, Nevada, AIAA 2009-929, 2006.

Romeo G., Frulla G., Cestino E. y Corsino G., “HELIPLAT: Design, Aerodynamic and Structural Analysis of Long-Endurance, Solar-Powered Stratospheric Platform,” *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 6, pp. 1505-1520, 2004.

Scaled Composites, ERAST Demonstrator 2 (D-2) in flight, NASA Photo: EC97-44102-2 [Consulta: Agosto de 2016] <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/D-2/HTML/EC97-44102-2.html> NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, 1996.

Schwartz J., Canfield R. y Blair M., “Aero-Structural Coupling and Sensitivity of a Joined-Wing SensorCraft,” *44th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Abr. 7-10, Norfolk, Virginia, USA, AIAA-2003-1580, 2003.

Selberg B. P. y Cronin D. L., “Aerodynamic-Structural Optimization of Positive/Negative Stagger Joined Wing Configurations,” *AIAA/AHS/ASEE Aircraft Systems, Design and Technology Meeting*, Oct. 20-22, Dayton, Ohio, USA, AIAA Paper 86-2626, 1986.

Simpson R. J. y Palacios R., “Numerical Aspects of Nonlinear Flexible Aircraft Flight Dynamics Modeling,” *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, Boston, Massachusetts, USA, AIAA 2013-1634, 2013.

Sivanji R., Ghia U., Ghia K. y Thornbug H., “Aerodynamic Analysis of the Joined-Wing Configuration of a HALE Aircraft,” *41st Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Jan., Reno, Nevada, USA, AIAA-2003-606, 2003.

Smith S. C., Cliff S. E. y Kroo I. M., “The Design of a Joined Wing Flight Demonstrator Aircraft”, *AHS, and ASEE, Aircraft Design, Systems and Operations Meeting*, Set. 14-16, Saint Louis, MO, USA, AIAA-1987-2930, 1987.

Smith, S. C. y Stonum, R. K., *Experimental Aerodynamics Characteristics of a Joined-Wing Research Aircraft Configuration*, NASA Technical Memorandum 101083, 1989.

Sotoudeh Z., “For Challenges in the Design of Joined Wings Special Session: Comparison of Aeroelastic Stability of Conventional and Joined-Wing Highly Flexible Aircraft,” *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, Florida, USA, AIAA 2015-1182, 2015b.

Sotoudeh Z., “Joined-wing Aircraft in the Twenty-First Century and Beyond.” *56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Kissimmee, Florida, USA, AIAA 2015-1183, 2015a.

Srivastava A. y Mook D. T., “Redundancy in the Discrete Vortex Method for Closed Bodies,” *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 6, pp. 1436-1437, 1994.

Strang G., *Introduction to Linear Algebra. 3rd ed.*, Wellesley-Cambridge Press, Wellesley, USA, 2003.

Thomas C., Helios, <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED03-0152-1.html>, NASA Photo: ED03-0152-1, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Jun. 7, 2003a [Consulta: Agosto de 2016].

Thomas C., Helios, <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Helios/HTML/ED03-0152-4.html>, NASA Photo: ED03-0152-4 NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Jun. 7, 2003b. [Consulta: Agosto de 2016]

Tschida T., Altus, <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/Altus/HTML/EC02-0162-58.html>, NASA Photo: EC02-0162-58, NASA Dryden flight Research Center Photo Collection, Jul. 2002. [Consulta: Agosto de 2016]

Tschida T., Perseus B landing on runaway, 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: Agosto de 2016]

Tyler C., Schwabacher G. y Carter D., “Comparison of Computational and Experimental Studies for a Joined-Wing Aircraft,” *40th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit*, Jan., Reno, Nevada, USA, AIAA 2002-0702, 2002.

Varello A., Carrera E. y Demasi L., “Vortex Lattice Method Coupled with Advanced One-Dimensional Structural Models,” *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Vol. 2, No. 2, pp. 53–78, 2011.

Wai J., Herling W. y Muilenburg D. A., “Analysis of a Joined-Wing Configuration”, *32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Aerospace S Sciences Meetings*, Reno, NV, USA, AIAA Paper 94-0657, 1994.

Wang Z., Chen P. C., Liu D. D. y Mook D. T., “Nonlinear-Aerodynamics/Nonlinear-Structure Interaction Methodology for a High-Altitude Long-Endurance Wing,” *Journal of Aircraft*, Vol. 47, No. 2, pp. 556-566, 2010.

Wang Z., Chen P. C., Liu D. D., Mook D. T., y Patil M. J., “Time Domain Nonlinear Aeroelastic Analysis for HALE Wings,” *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, May. 1-4, Newport, Rhode Island, USA, AIAA 2006-1640, 2006.

Warwick G. “Facebook’s UAV Flies, Builds on Developments in Solar Power,” Aviation Week & Space Technology, <http://aviationweek.com/technology/facebook-s-uav-flies-builds-developments-solar-power>, Mar. 20, 2015. [Consulta: Agosto de 2016]

Weishaar T. A. y Lee D. H., “Aeroelastic Tailoring of Joined Wing Configurations,” *43rd AIAA/ASME/ ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, Colorado, USA, AIAA 2002-1207, 2002.

Wolkovich J., “The Joined Wing: An Overview”, *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 3, pp. 161-178, 1986.

Wolkovitch J., “Joined Wing Aircraft”, US Patent number: 3942747, Mar. 9, 1976.

Wolkovitch J., “Joined Wing Aircraft”, US Patent number: 4365773, Dic. 28, 1982.

Youngblood J. W., Talay T. A. y Pegg R. J., “Design of Long Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion,” *AIAA/SAE/ASME 20th joint Propulsion Conference*, Jun. 11-13, Cincinnati, Ohio, USA, AIAA 84-1430, 1984.

Yurkovich R. N., “Aerodynamic Vehicle Having a Variable Geometry, Co-Planar, Joined Wing”, US Patent number: 7249734 B2, Mayo 2007.

ZAERO Version 7.2, *Theoretical Manual*, ZONA Technology, Scottsdale, AZ, USA, 2004.