

DETECCIÓN DE INESTABILIDADES AEROELÁSTICAS EN “SENSORCRAFT” DE ALAS UNIDAS MEDIANTE UN ENFOQUE DE CO-SIMULACION

L. R. Ceballos^{a,b}, M. Verstraete^{a,b,c}, S. Preidikman^{a,c,d} and B. Balachandran^d

^a*Dpto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Casilla de Correo 916, (5000) Córdoba, Argentina, lceballos@ing.unrc.edu.ar, <http://www.efn.uncor.edu>*

^b*Grupo de Matemática Aplicada, Facultad de Ingeniería, Universidad Nacional de Río Cuarto, Ruta Nacional 36 km 601, (5800) Río Cuarto, Argentina, spreidikman@unc.edu.ar, <http://www.unrc.edu.ar>*

^c*Concejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, Av. Rivadavia 1917 (C1033AAJ), Buenos Aires, Argentina, spreidikman@unc.edu.ar, <http://www.conicet.gov.ar>*

^d*Department of Mechanical Engineering, University of Maryland, 2181 Glenn L. Martin Hall, Building 088, College Park, MD 20742, USA, balab@umd.edu, <http://www.enme.umd.edu>*

Palabras Clave: aeroelasticidad dinámica, co-simulación, sensorcraft, alas-unidas.

Resumen. En este trabajo se presenta una herramienta de co-simulación para estudiar el comportamiento aeroelástico dinámico, inestacionario, y no-lineal de aviones no-tripulados, denominados *sensorcraft*, con una configuración de alas unidas. En el contexto de este trabajo, co-simulación se refiere a la operación de particionar/descomponer un sistema acoplado en varios subsistemas que son simulados separadamente (integrados numéricamente), con un apropiado intercambio de información para tener en cuenta el correcto acoplamiento, para instancias de tiempo discretas y predefinidas. La herramienta de co-simulación presentada en este artículo, combina dos subsistemas dinámicos, independientemente desarrollados, que interactúan entre sí hasta obtener la convergencia numérica requerida por el usuario. Uno de los sistemas dinámicos, denominado el modelo aerodinámico, se utiliza para obtener el flujo de aire alrededor del *sensorcraft*. El otro, denominado el modelo estructural, 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 co-simulado mediante el computo separado de la deformación/velocidad/aceleración de las alas, y del campo de presiones/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 emplean una técnica 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. En este artículo se presenta 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 *sensorcraft* con alas unidas.

1 INTRODUCCIÓN

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.

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 Inteligencia, Vigilancia y Reconocimiento (*Intelligence, Surveillance and Reconnaissance* o ISR), denominada *Sensorcraft* (Johnson, 2001). Desde su concepción original, los UAVs pensados para esta plataforma presentaron requerimientos de grandes envergaduras y estructuras altamente flexibles. Tres formas básicas de configuración han sido consideradas para el desarrollo de *sensorcrafts*: i) de ala volante o *blended-wing-body*, ii) tradicional de ala-empenajes o *wing-body-tail* y iii) de alas unidas o *joined-wing* (Lucia, 2005); siendo este último tipo de configuración, inspiración para numerosos trabajos de investigación.

Los aviones con una configuración no convencional de alas unidas fueron introducidos por primera vez en el año 1976 por Wolkovitch (1976). La disposición no convencional de alas unidas se trata de una configuración única y muy singular, en la que un ala trasera (con flecha y diedro negativos) se extiende hacia adelante, desde el empenaje vertical, para unirse en el borde de fuga de un ala delantera (que tiene en general, flecha y diedro positivos). En la Figura 1 se muestran ejemplos de diseños conceptuales de *sensorcraft* con la unión de alas posicionada al 20% y 80% de la semienvengadura del ala delantera.

Después de que Wolkovitch propuso este nuevo concepto de avión con alas unidas, muchos estudios fueron realizados para investigar sus características estructurales y aerodinámicas. Todos estos estudios reivindican esta configuración no convencional de alas unidas, concluyendo que la misma tiene muchas ventajas respecto a la configuración tradicional ala-empenajes (Samuels, 1982; Selberg y Cronin, 1986; Smith *et al.*, 1987; Miura *et al.*, 1988). Algunas de las conclusiones a las que arribaron estos estudios son: 1) una significativa reducción de la resistencia inducida y del peso de la estructura, lo que resulta en un aumento de la autonomía del vehículo de alrededor del 15-20% (Sotoudeh, 2015; Cuerno-Rejado *et al.*, 2010) debido al incremento de la eficiencia en el uso del combustible; 2) una disminución del “área mojada”, lo que se traduce en menor resistencia parásita (Craft, 2005); 3) un aumento del coeficiente de sustentación máximo (*trim condition*); 4) un aumento de la rigidez de la estructura, lo que implica mejor comportamiento aeroelástico; y 5) mejoras en la estabilidad y el control (Wolkovitch, 1986). Las ventajas que se atribuyen a esta configuración se consiguen uniendo el ala delantera con un ala trasera ubicada fuera de plano del ala delantera, creando de este modo una estructura de pórtico y redefiniendo el eje de flexión global.

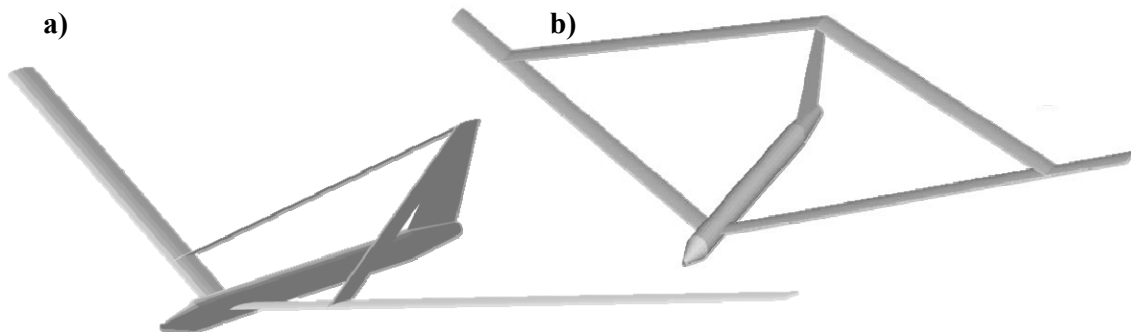


Figura 1: Configuración de UAV con unión de alas en el a) 20% y b) 80% de la semienvengadura

Para diseñar UAVs de alas unidas correctamente es necesario tener un cabal entendimiento de su comportamiento aeroelástico, y ese entendimiento puede lograrse empleando herramientas computacionales que incorporan modelos estructurales y aerodinámicos de alta fidelidad.

En este trabajo se presenta una herramienta de co-simulación para estudiar el comportamiento aeroelástico dinámico, inestacionario, y no-lineal de *sensorcraft* con una configuración de alas unidas. En el contexto de este trabajo, co-simulación se refiere a la operación de particionar/descomponer un sistema acoplado en varios subsistemas que son simulados separadamente (integrados numéricamente), con un apropiado intercambio de información para tener en cuenta el correcto acoplamiento, para instancias de tiempo discretas y predefinidas. El esquema de co-simulación empleado aquí es del tipo fuerte, según la clasificación de Kalmar-Nagy y Stanciulescu (2014).

La herramienta presentada, combina dos subsistemas dinámicos, independientemente desarrollados, que interactúan entre sí hasta obtener la convergencia numérica requerida por el usuario. Uno de los sistemas dinámicos, denominado el modelo aerodinámico, se utiliza para obtener el flujo de aire alrededor del *sensorcraft*. El otro, denominado el modelo estructural, 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 co-simulado mediante el computo separado de la deformación/velocidad/aceleración de las alas, y del campo de presiones/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 emplean una técnica 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.

Este artículo está organizado de la siguiente manera: en las secciones 2 y 3 se presentan, respectivamente, los modelos aerodinámico y estructural; en la sección 4 se explicita cómo se combinan esos modelos; en la sección 5 se muestran los resultados del empleo de la herramienta en la detección de inestabilidades aeroelásticas dinámicas en un caso particular de UAV de alas unidas; y en la sección 6 se presentan conclusiones y se exponen trabajos futuros.

2 EL MODELO AERODINÁMICO

El modelo aerodinámico usado 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 “filosos” 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.

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

Los detalles de la formulación matemática, implementación computacional y validación pueden consultarse en los trabajos previos realizados (Ceballos *et al.*, 2008; 2014; Ceballos, 2010).

3 EL MODELO ESTRUCTURAL

En el modelo estructural empleado, 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 2 se muestra un ejemplo de la malla estructural de un vehículo aéreo con las alas unidas al 20% de la semienvigadura (ver Figura 1.a), junto con una representación geométrica del fuselaje y empenaje vertical. La malla está construida con 19 nudos y 18 elementos.

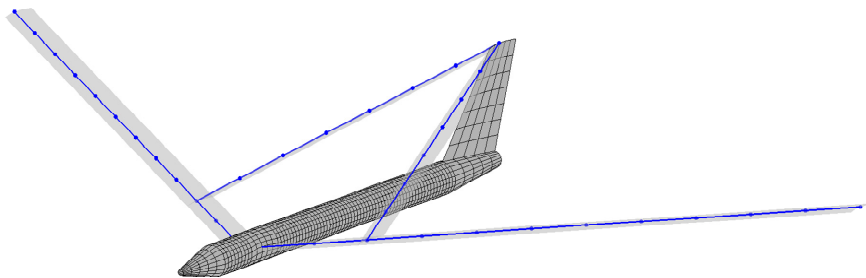


Figura 2: Ejemplo de malla estructural junto con la representación del fuselaje y empenaje vertical

3.1 Ecuaciones de movimiento

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

$$[\mathbf{M}^*] \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{v}_E^*(t^*) + [\mathbf{K}^*] \mathbf{v}_E^*(t^*) = \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (1)$$

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 (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

$$[\mathbf{K}^*] [\tilde{\Phi}^*] = [\mathbf{M}^*] [\tilde{\Phi}^*] [\tilde{\Lambda}^*] \quad (2)$$

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

$$\mathbf{v}_E^*(t^*) = \sum_{j=1}^n q_j(t^*) \phi_j^* = [\Phi^*] \mathbf{q}(t^*) \quad (3)$$

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), $\mathbf{q}(t^*)$ 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) y su segunda derivada en la ecuación (1) se obtiene

$$[\mathbf{M}^*] [\Phi^*] \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + [\mathbf{K}^*] [\Phi^*] \mathbf{q}(t^*) = \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (4)$$

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,

$$[\Phi^*]^T [\mathbf{M}^*] [\Phi^*] = \text{diag}(m_j^*) \quad (5)$$

$$[\Phi^*]^T [\mathbf{K}^*] [\Phi^*] = \text{diag}(k_j^*) \quad (6)$$

se obtiene

$$\text{diag}(m_j^*) \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + \text{diag}(k_j^*) \mathbf{q}(t^*) = [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (7)$$

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 (7), obteniéndose

$$\frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + \text{diag}(m_j^*)^{-1} \text{diag}(k_j^*) \mathbf{q}(t^*) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (8)$$

pero

$$\text{diag}(m_j^*)^{-1} \text{diag}(k_j^*) = \text{diag}\left(\frac{k_j^*}{m_j^*}\right) = \text{diag}(\omega_j^{*2}) = [\Lambda^*] \quad (9)$$

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 (9) en (8), se obtiene

$$\frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) + [\Lambda^*] \mathbf{q}(t^*) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (10)$$

3.2 Adimensionalización de ecuaciones

Para realizar la adimensionalización de las ecuaciones, se introducen 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. Estas magnitudes son las mismas que se utilizan para adimensionalizar las ecuaciones en el modelo aerodinámico (Ceballos, 2010). Se introduce el tiempo adimensional o tiempo computacional, t , el cual se relaciona con el tiempo físico, t^* , según la ecuación

$$t^* = T_C t \quad (11)$$

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

$$\mathbf{q}(t) = \mathbf{q}[t^*(t)] = (\mathbf{q} \circ t^*)(t) \quad (12)$$

Usando la regla de la cadena, se pueden obtener la primera y segunda derivadas

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = T_C \frac{d}{dt^*} \mathbf{q}(t^*) ; \ddot{\mathbf{q}}(t) = T_C^2 \frac{d^2}{dt^{*2}} \mathbf{q}(t^*) \quad (13)$$

Luego, la ecuación (10) puede reescribirse como

$$\frac{1}{T_C^2} \ddot{\mathbf{q}}(t) + [\Lambda^*] \mathbf{q}(t) = \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (14)$$

multiplicando por T_C^2 ambos miembros de la ecuación (14)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + T_C^2 [\Lambda^*] \mathbf{q}(t) = T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (15)$$

pero

$$T_C^2 [\Lambda^*] = \text{diag}(T_C^2 \omega_j^{*2}) = \text{diag}\left(\left(\frac{L_C \omega_j^*}{V_C}\right)^2\right) ; j = 1..n \quad (16)$$

$$[\Lambda] = T_C^2 [\Lambda^*] = \text{diag}(\omega_j^2) ; j = 1..n \quad (17)$$

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 (15)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\Lambda] \mathbf{q}(t) = T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\Phi^*]^T \mathbf{f}_E^*(t^*) \quad (18)$$

En la siguiente sección se describe como, las ecuaciones (18) obtenidas, deben ser combinadas con el modelo aerodinámico para que puedan ser integradas simultánea e interactivamente en el dominio del tiempo.

3.3 Implementación computacional

Según lo expresan las ecuaciones (18), 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 (2). En este trabajo 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.

En la Figura 3 se muestran 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 semienvergadura del ala delantera. En todos los casos se representa en un color gris transparente, la configuración de la planta alar indeformada. Todos los modos presentan flexión y torsión en las alas. En los modos 1, 3 y 4 prepondera la flexión y en el modo 2 predomina la torsión en el ala delantera externa.

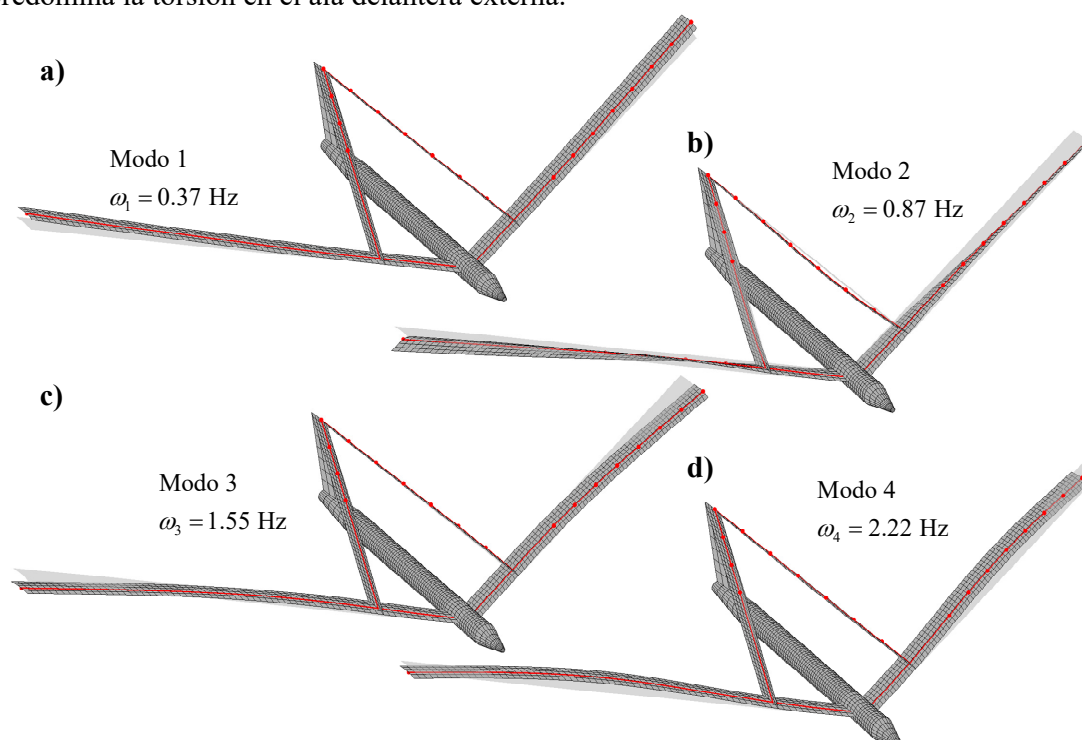


Figura 3: Configuración de UAV de la Figura 1.a: a) primero, b) segundo, c) tercero y d) cuarto modo de vibrar

4 LA COMBINACIÓN DE MODELOS

A continuación se describe la manera en que se combinan los modelos aerodinámico y estructural descriptos, respectivamente, en las secciones 2 y 3. En la primera parte de esta sección se desarrolla el esquema de integración numérica empleado para resolver las ecuaciones de movimiento de todo el sistema acoplado aire-estructura. En la segunda parte, se especifica la estrategia de co-simulación. En la tercera, se desarrolla sucintamente la metodología empleada para transferir desplazamientos, velocidades y fuerzas durante la combinación de los modelos estructural y aerodinámico. En la cuarta y última parte se introduce la metodología de transferencia en las ecuaciones de movimiento y se presenta la versión final de estas ecuaciones a ser integradas con el esquema de integración numérica.

4.1 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 (Ceballos *et al.*, 2008; Ceballos, 2010).

Las ecuaciones de movimiento, ecuación (18), pueden ser reescritas como un sistema de $2n$ ecuaciones diferenciales ordinarias de primer orden, siendo n , el número de grados de libertad:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{F}[\mathbf{y}(t)] \quad (19)$$

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 $\partial\Phi(\mathbf{R},t)/\partial t$.

En la ecuación (19) $\dot{\mathbf{y}}(t) = d\mathbf{y}(t)/dt$ 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 $2n$.

El procedimiento numérico utilizado para integrar las ecuaciones es:

1. En $t = 0$ se conocen las condiciones iniciales del problema.
2. En $t = \Delta t$ la solución es predicha con el método explícito de Euler y luego es corregida iterativamente usando el método de Euler modificado.
3. En $t = 2\Delta t$ la solución es predicha con el método predictor de dos pasos de Adams-Bashforth y luego es corregida iterativamente usando el método de dos pasos de Adams-Moulton.
4. En $t = 3\Delta t$ la solución es predicha con el método predictor de tres pasos de Adams-Bashforth y luego es corregida iterativamente usando el método de tres pasos de Adams-Moulton.
5. Para $t = 4\Delta t$, $t = 5\Delta t$, $t = 6\Delta t$, ...etc. la solución se computa usando el método predictor-corrector modificado de cuarto orden de Hamming.

4.2 La estrategia de co-simulación

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

$$\mathbf{R}(t + \Delta t) = \mathbf{R}(t) + \mathbf{V}[\mathbf{R}(t)] \Delta t \quad (20)$$

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 (20) resulta adecuado (Kandil *et al.*, 1976).

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.

3. La solución predicha es modificada utilizando el error de truncamiento local proveniente de pasos de tiempo previos.

4. La solución predicha-modificada es corregida por un procedimiento iterativo. 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 recalcular 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 es obtenido para el próximo paso de tiempo y para la evaluación final de las cargas en el paso de tiempo actual.

6. Luego, se evalúan la posición y velocidad finales de la estructura y estas son usadas para recalcular 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 y luego se repiten los pasos 1. a 6. antes descriptos.

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 subsección 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 calcula el miembro derecho de la ecuación (19) 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. Luego se corrige iterativamente el estado predicho usando el método de Euler modificado, 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. A continuación se corrige iterativamente la solución predicha usando el método de dos pasos de Adams-Moulton, 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. A continuación se corrige iterativamente la solución predicha usando el método de tres pasos de Adams-Moulton, 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 subsección.

4.3 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 subsección se da una explicación de las técnicas empleadas para intercambiar datos entre los dos modelos cuya discretización espacial obedece a finalidades diferentes.

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 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.

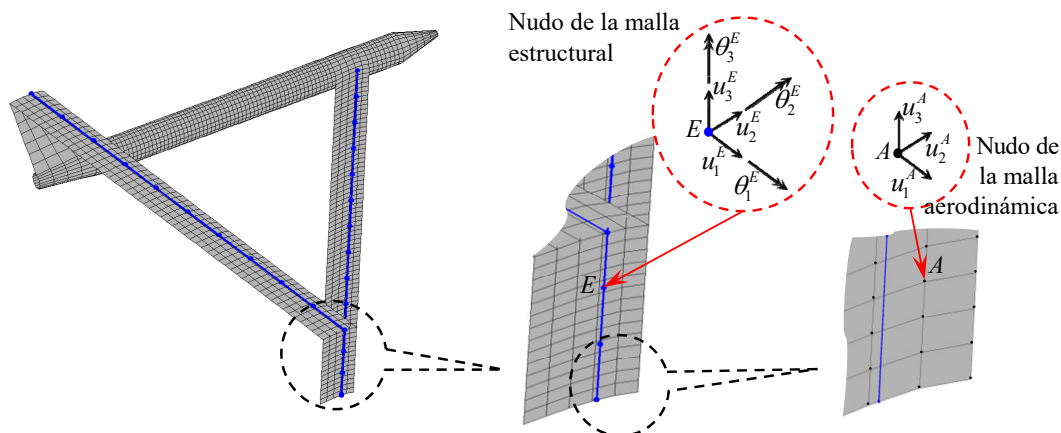


Figura 4: Mallas estructural y aerodinámica. Detalle de grados de libertad aerodinámicos y estructurales

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.

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:

$$\mathbf{U}_A(t) = [\mathbf{G}_{AE}] \mathbf{U}_E(t) \quad (21)$$

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 vértices 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:

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{U}_1(t) \\ \mathbf{U}_2(t) \\ \mathbf{U}_3(t) \\ \mathbf{U}_4(t) \end{Bmatrix}_A = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_{AE1,1} & \mathbf{G}_{AE1,2} \\ \mathbf{G}_{AE2,1} & \mathbf{G}_{AE2,2} \\ \mathbf{G}_{AE3,1} & \mathbf{G}_{AE3,2} \\ \mathbf{G}_{AE4,1} & \mathbf{G}_{AE4,2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{U}_1(t) \\ \mathbf{U}_2(t) \end{Bmatrix}_E \quad (22)$$

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); 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 $[\mathbf{G}_{AE\ m,n}]$ son reemplazadas por matrices $[\mathbf{0}]_{(3 \times 6)}$, cuyas componentes son todas iguales a cero.

El lector puede consultar detalles del cálculo de los elementos que conforman la matriz de interpolación $[\mathbf{G}_{AE}]$ en el artículo (Ceballos *et al.*, 2009).

Transferencia de las fuerzas del modelo aerodinámico al estructural

Para transferir 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 dinámicamente equivalentes, es decir que realicen el mismo trabajo para cualquier desplazamiento virtual:

$$\overline{\delta W}_A^* = \overline{\delta W}_E^* \quad (23)$$

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

$$\overline{\delta W}_A^* = (\delta \mathbf{U}_A^*)^T \mathbf{f}_A^* \quad (24)$$

$$\delta \bar{W}_E^* = (\delta \mathbf{U}_E^*)^T \mathbf{f}_E^* \quad (25)$$

Teniendo en cuenta la ecuación (21) que relaciona los desplazamientos en ambos modelos se pueden escribir los desplazamientos virtuales como:

$$\delta \mathbf{U}_A^{PC*} = [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}] \delta \mathbf{U}_E^* \quad (26)$$

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 (26) en (24) se tiene:

$$\delta \bar{W}_A^* = (\delta \mathbf{U}_A^*)^T \mathbf{f}_A^* = \left((\delta \mathbf{U}_E^*)^T [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}]^T \right) \mathbf{f}_A^* \quad (27)$$

Según (23) se debe igualar (27) a (25) y como el desplazamiento virtual es arbitrario resulta:

$$\mathbf{f}_E^* = [\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \quad (28)$$

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

$$[\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] = [\mathbf{G}_{AE}^{PC*}]^T \quad (29)$$

4.4 Ecuaciones empleadas en el esquema de integración numérica

El resultado expresado en la ecuación (28) puede ser sustituido en la ecuación de movimiento (18)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) = T_C^2 \text{diag}(m_j^*)^{-1} [\mathbf{\Phi}^*]^T [\mathbf{G}_{EA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \quad (30)$$

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

$$[\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] = \left[[\mathbf{G}_{AE}^{PC*}] [\mathbf{\Phi}^*] \text{diag}(m_j^*)^{-1} \right]^T \quad (31)$$

para reescribir la ecuación (30) como

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) = T_C^2 [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A^* \quad (32)$$

Adimensionalización de las fuerzas aerodinámicas

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

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \Delta p_k^* A_k^* \hat{\mathbf{n}}_k \quad (33)$$

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. 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

$$\Delta p_k^* = (\Delta C_p)_k \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 \quad (34)$$

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

$$A_k^* = L_C^2 A_k \quad (35)$$

Introduciendo las ecuaciones (34) y (35) en la ecuación (33) se obtiene

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 L_c^2 (\Delta C_p)_k A_k \hat{\mathbf{n}}_k \quad (36)$$

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

$$\{\mathbf{f}_k\}_A = (\Delta C_p)_k A_k \hat{\mathbf{n}}_k \quad (37)$$

y reescribiendo la ecuación (36)

$$\{\mathbf{f}_k^*\}_A = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 L_c^2 \{\mathbf{f}_k\}_A \quad (38)$$

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

$$\mathbf{f}_A^* = \frac{1}{2} \rho_c V_c^2 L_c^2 \mathbf{f}_A \quad (39)$$

Luego, sustituyendo la (39) en la ecuación (32)

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) = T_c^2 [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \left(\frac{1}{2} \rho_c V_c^2 L_c^2 \right) \mathbf{f}_A \quad (40)$$

reescribiendo esta última y teniendo en cuenta que $L_c = V_c T_c$, se obtiene

$$\ddot{\mathbf{q}}(t) + [\mathbf{\Lambda}] \mathbf{q}(t) = \left(\frac{1}{2} \rho_c L_c^4 \right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \quad (41)$$

Integración de las ecuaciones de movimiento

Para emplear el esquema de integración descrito al comienzo de esta sección, es necesario primero reescribir las ecuaciones de movimiento (41) como un sistema de ecuaciones ordinarias diferenciales de primer orden. Para hacer esto se introduce el vector de estado de dimensión $(2n \times 1)$

$$\mathbf{y}(t) = \begin{Bmatrix} \mathbf{y}_1(t) \\ \mathbf{y}_2(t) \end{Bmatrix} \quad (42)$$

en donde las variables de estado $\mathbf{y}_1(t)$ y $\mathbf{y}_2(t)$ están dadas por

$$\mathbf{y}_1(t) = \mathbf{q}(t) \quad (43)$$

$$\mathbf{y}_2(t) = \dot{\mathbf{q}}(t) \quad (44)$$

Derivando estas dos últimas ecuaciones, respecto de t , y usando la ecuación (41) se obtiene

$$\dot{\mathbf{y}}_1(t) = \mathbf{y}_2(t) \quad (45)$$

$$\dot{\mathbf{y}}_2(t) = -[\mathbf{\Lambda}] \mathbf{y}_1(t) + \left(\frac{1}{2} \rho_c L_c^4 \right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \quad (46)$$

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

$$\begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{y}}_1(t) \\ \dot{\mathbf{y}}_2(t) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{n \times n} & \mathbf{I}_{n \times n} \\ -[\mathbf{\Lambda}] & \mathbf{0}_{n \times n} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{y}_1(t) \\ \mathbf{y}_2(t) \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \mathbf{0}_{n \times 1} \\ \left(\frac{1}{2} \rho_c L_c^4 \right) [\mathbf{G}_{MA}^{PC*}] \mathbf{f}_A \end{Bmatrix} \quad (47)$$

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 (47) es integrada usando el esquema numérico de integración.

5 RESULTADOS

En esta sección se presentan resultados del comportamiento aeroelástico de una configuración completa de UAV de alas unidas. La configuración analizada, que se muestra en la Figura 1.a. La malla aerodinámica empleada en esta configuración tiene 1410 paneles y la malla estructural tiene 19 elementos. 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 1. Las propiedades de la sección estructural utilizada se listan en la Tabla 2.

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 1: Propiedades del material 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

Tabla 2: Propiedades de la sección estructural de las alas.

Para representar la deformada de la estructura se utilizan los primeros diez modos de vibrar. En la Figura 3 se pueden observar las formas modales de los primeros 3 modos de la estructura de la planta alar. En la Tabla 3 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.

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

Tabla 3: Frecuencias de los primeros 10 modos de la configuración utilizada.

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.

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.

Caso de velocidad subcrítica

Los resultados aquí descriptos corresponden a un caso donde la velocidad de corriente libre es igual a 120 m/s. En la Figura 5 se muestran las respuestas de q_1 a q_{10} , allí 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 la Figura 6 se muestra 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 7 se presenta, 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 negro, 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 4.

Respuesta →	q_1	q_2	q_3	q_4	q_5	q_6	q_7	q_8	q_9	q_{10}
Frecuencia [Hz] →	0.48	0.86	1.55	2.22	2.57	2.64	3.78	4.58	5.05	6.06

Tabla 4: Frecuencias preponderantes observadas en las respuestas en el dominio de la frecuencia.

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 8 se muestran las respuestas de q_1 a q_{10} en función del tiempo, allí 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 9 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 10 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 la Figura 11 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 negro, 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 160 m/s. En la Figura 12 se muestran las respuestas temporales de q_1 a q_{10} , allí puede observarse que, luego de un breve transitorio, todos los q 's presentan una tendencia a un comportamiento oscilatorio de amplitud creciente. En la Figura 13 se muestran las respuestas de q_1 hasta q_{10} proyectadas en el espacio de estados.

En la Figura 14 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 negro, 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 un 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.

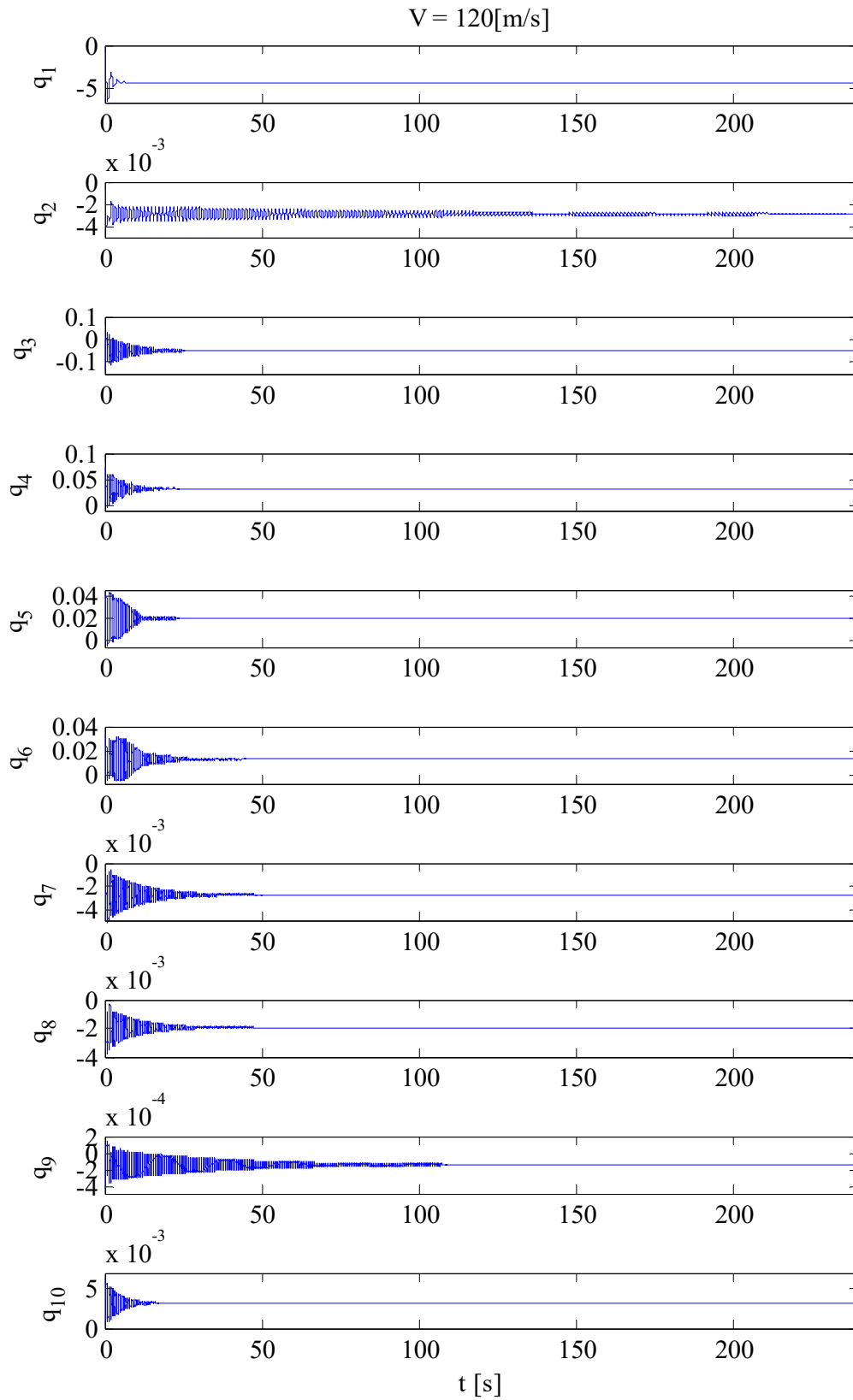


Figura 5: Respuestas temporales de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 120 \text{ m/s}$

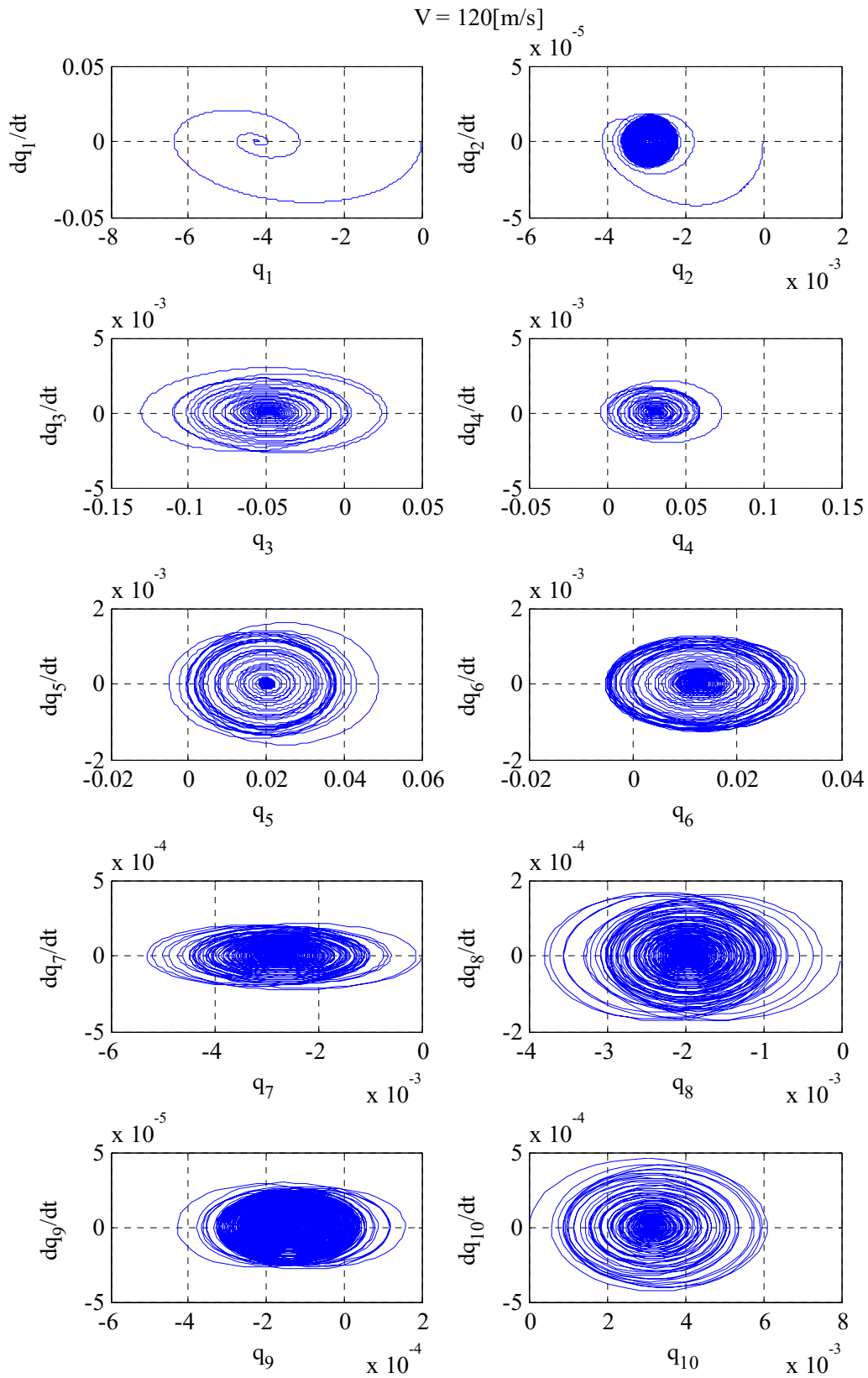


Figura 6: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 120 \text{ m/s}$

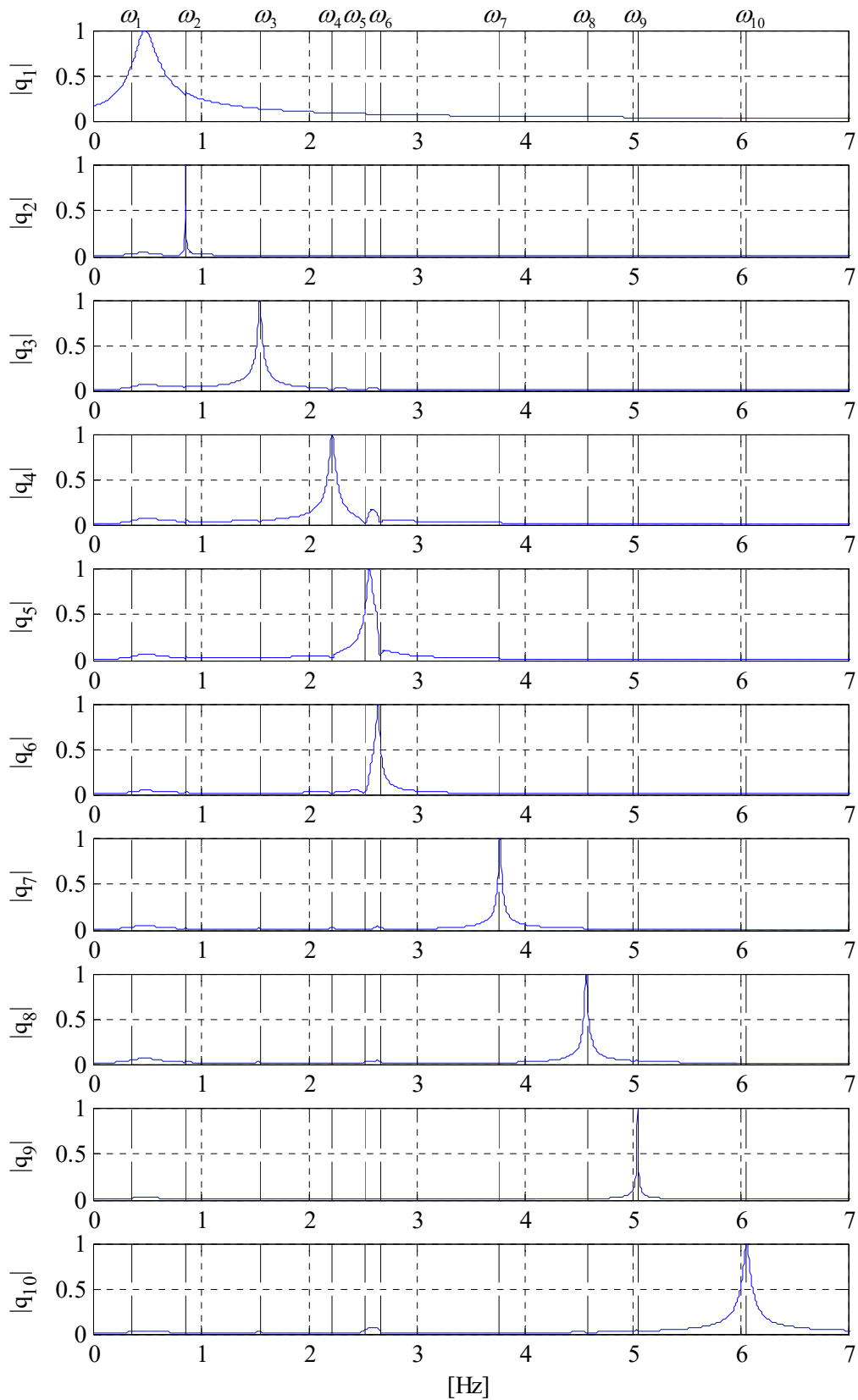


Figura 7: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 120$ m/s

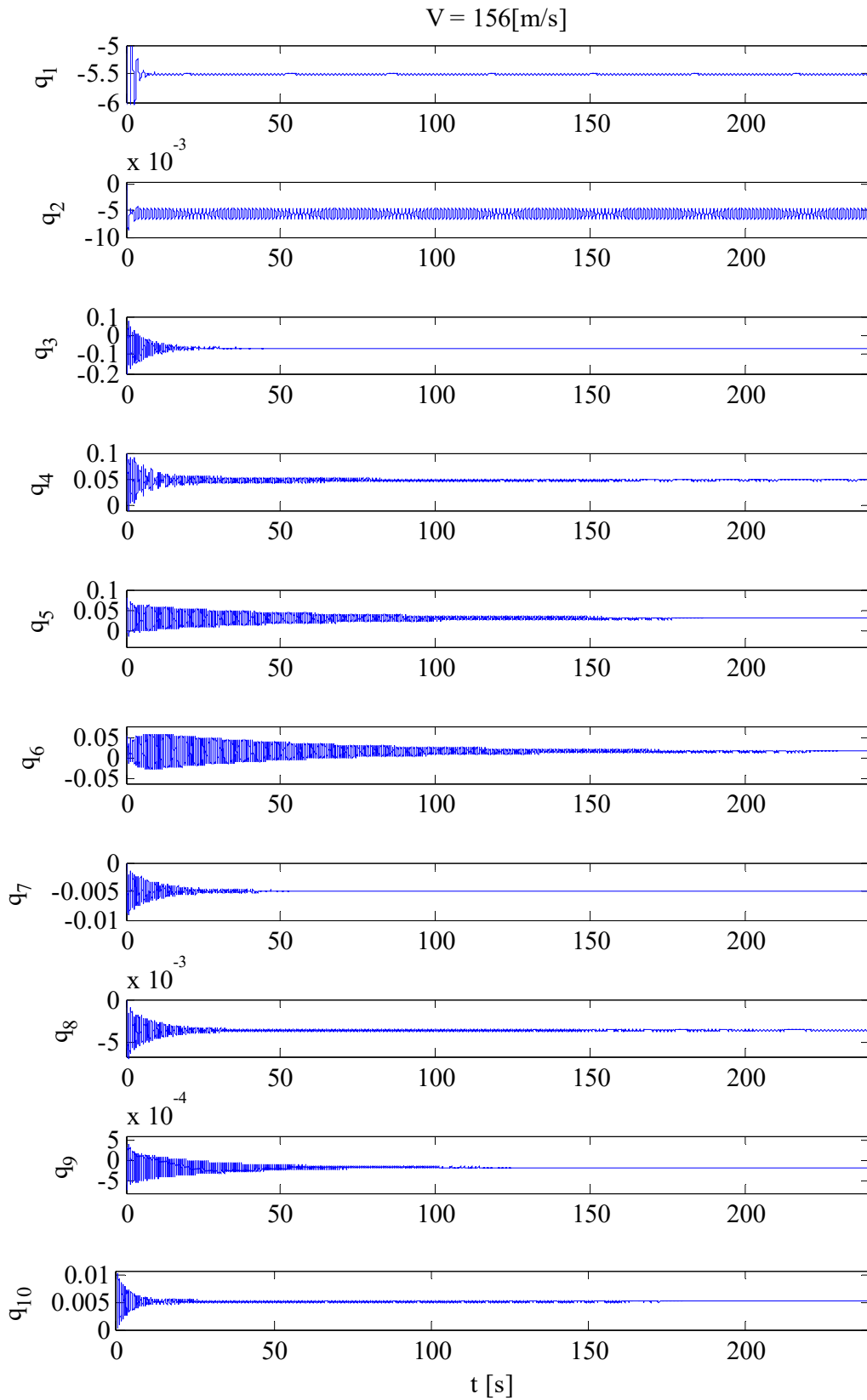


Figura 8: Respuestas temporales de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 156$ m/s

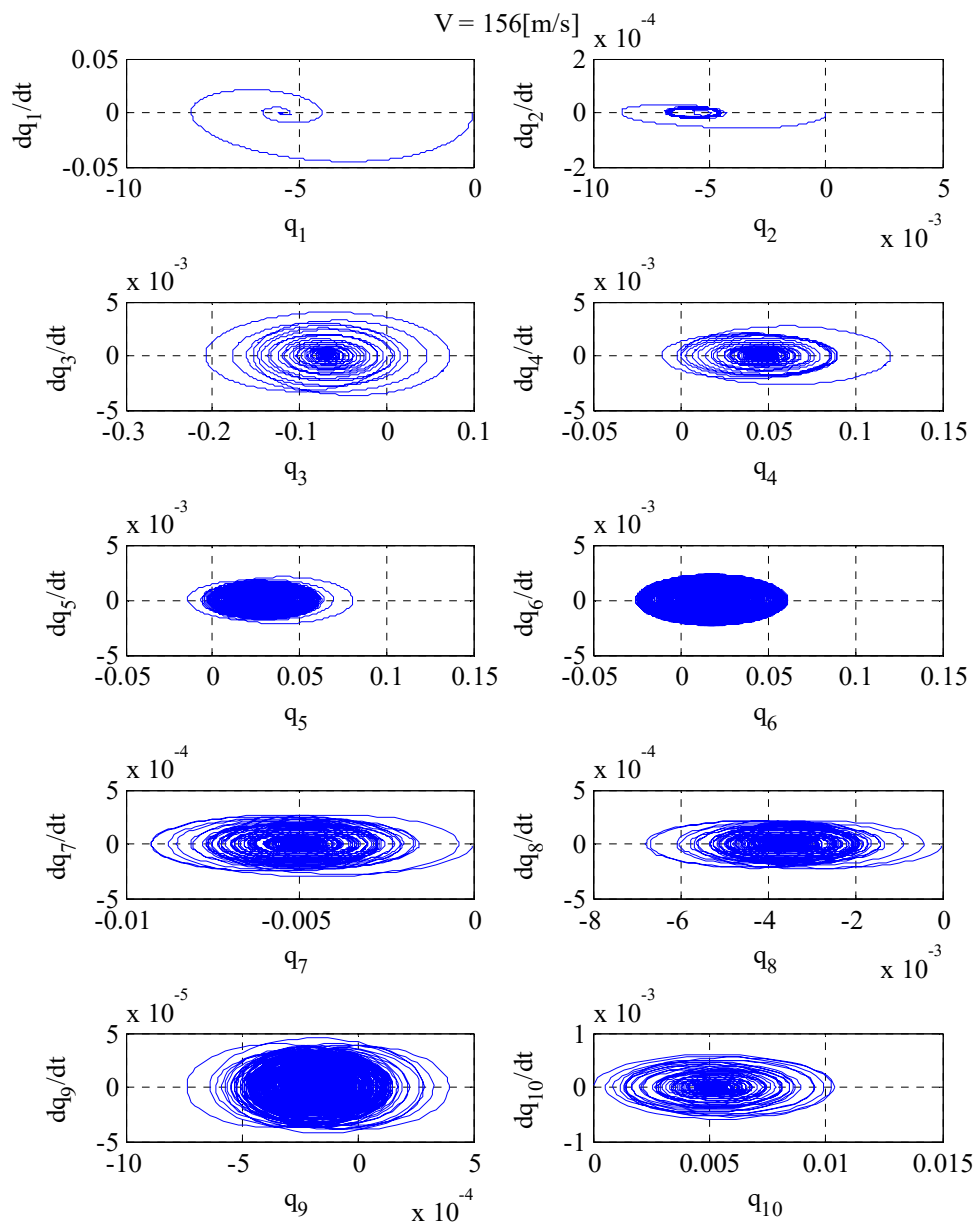


Figura 9: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty=156$ m/s

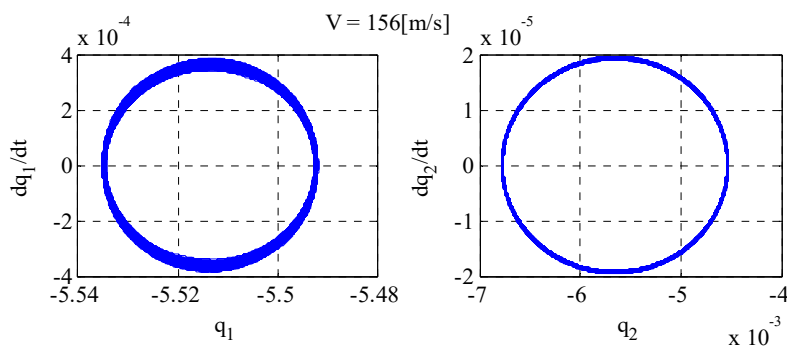


Figura 10: Detalle de respuestas en el espacio de estados de q_1 y q_2 , $V_\infty=156$ m/s

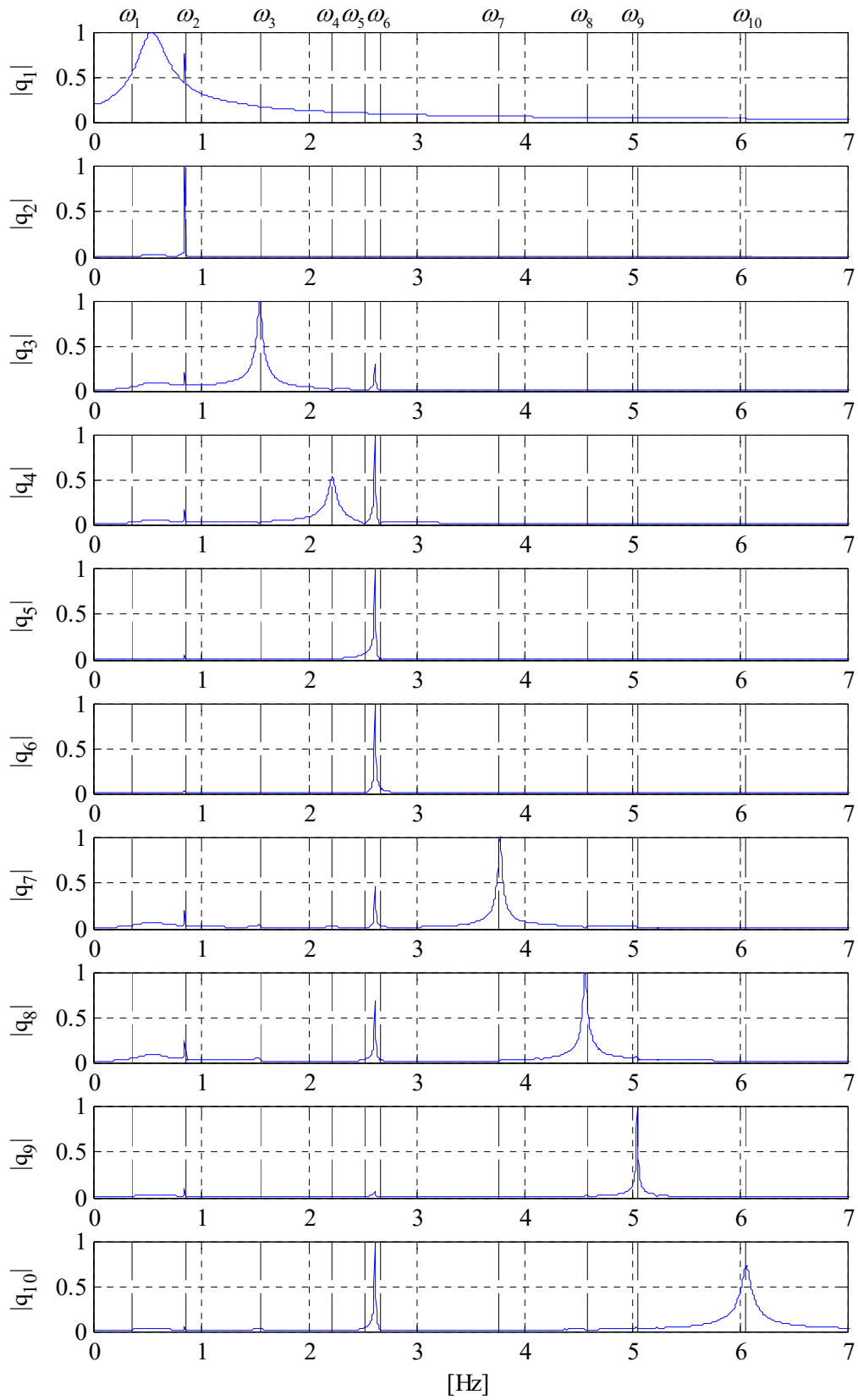


Figura 11: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 156$ m/s

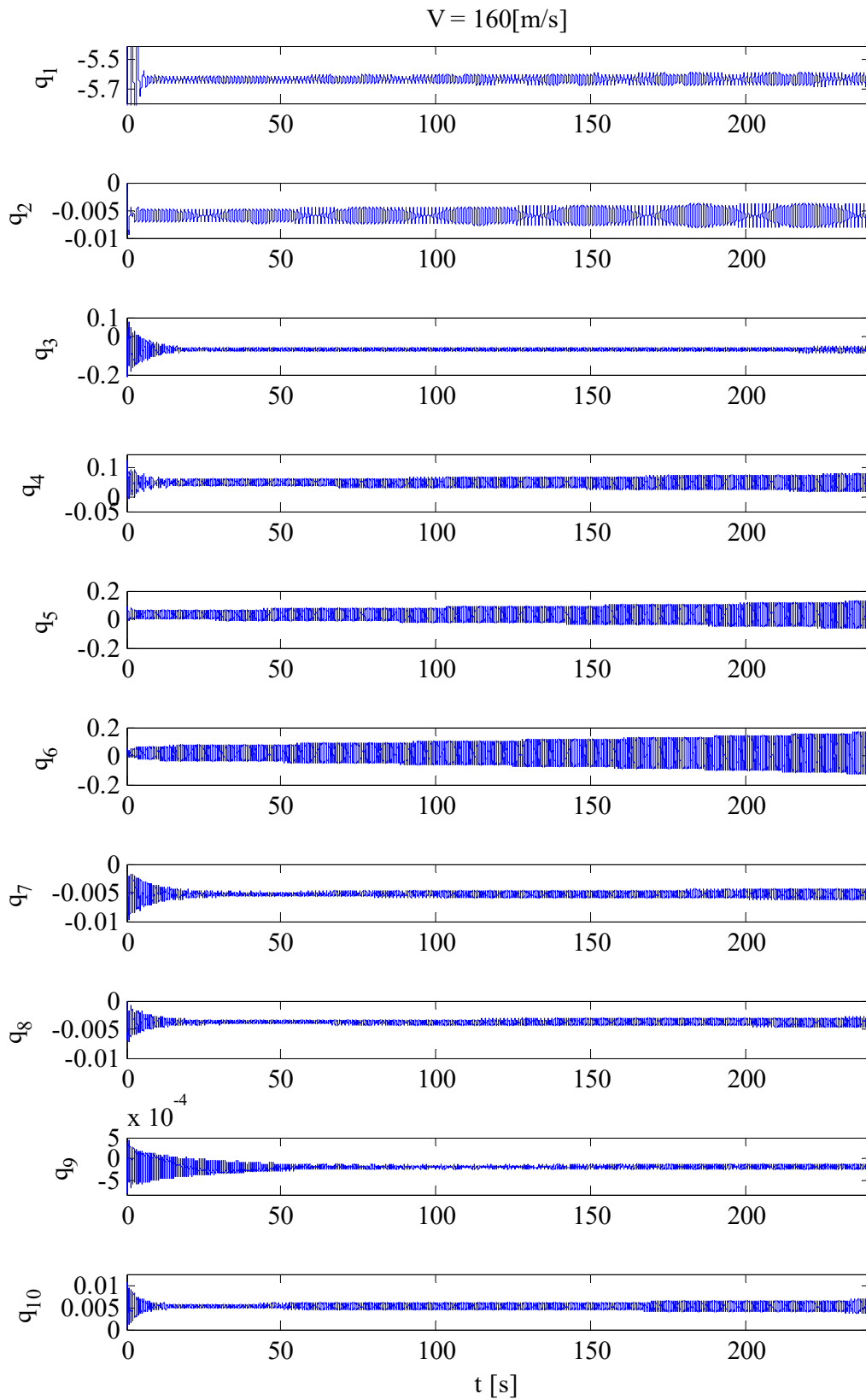


Figura 12: Respuestas temporales de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 160 \text{ m/s}$

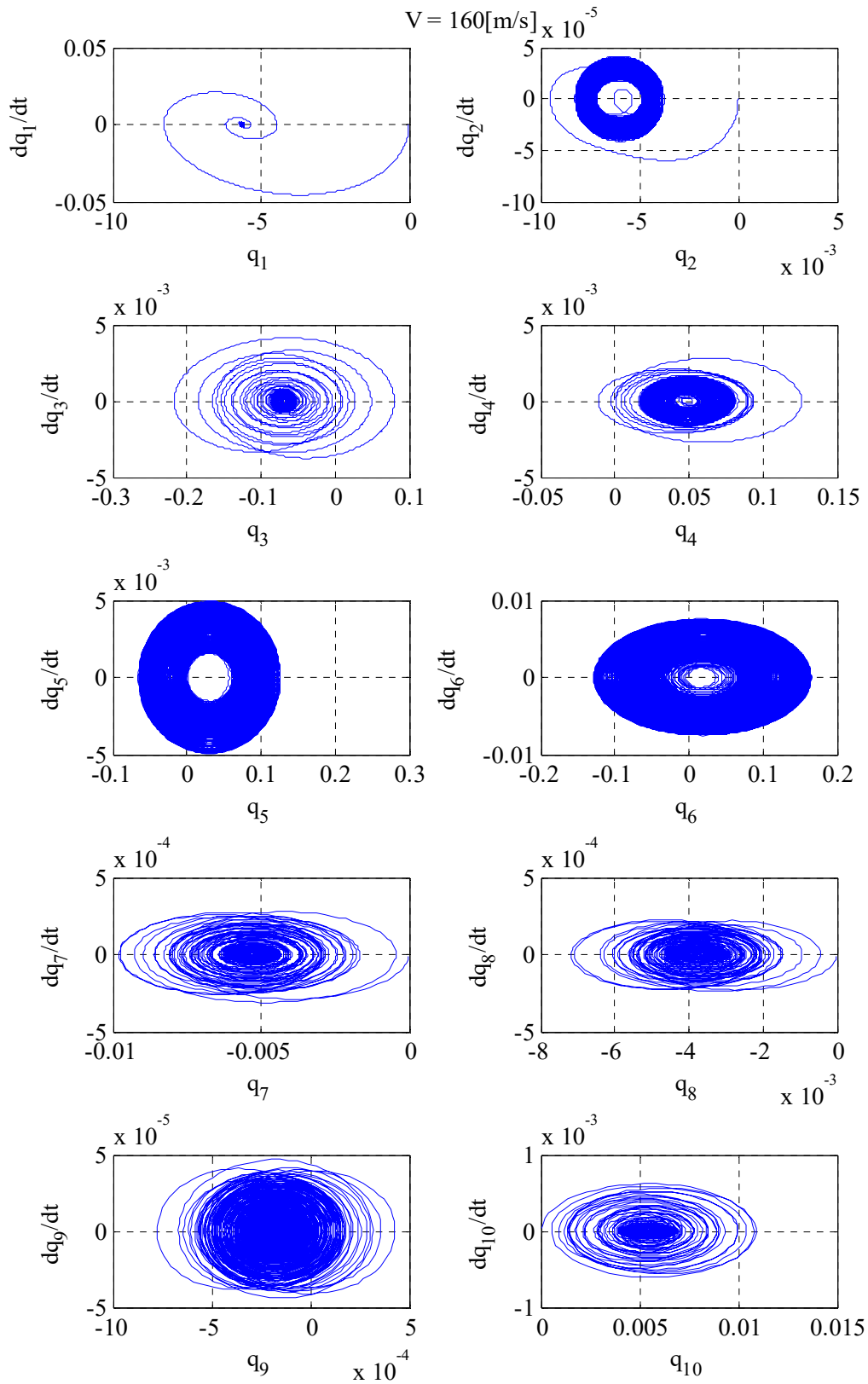


Figura 13: Respuestas en el espacio de estados de q_1 a q_{10} , $V_\infty = 160$ m/s

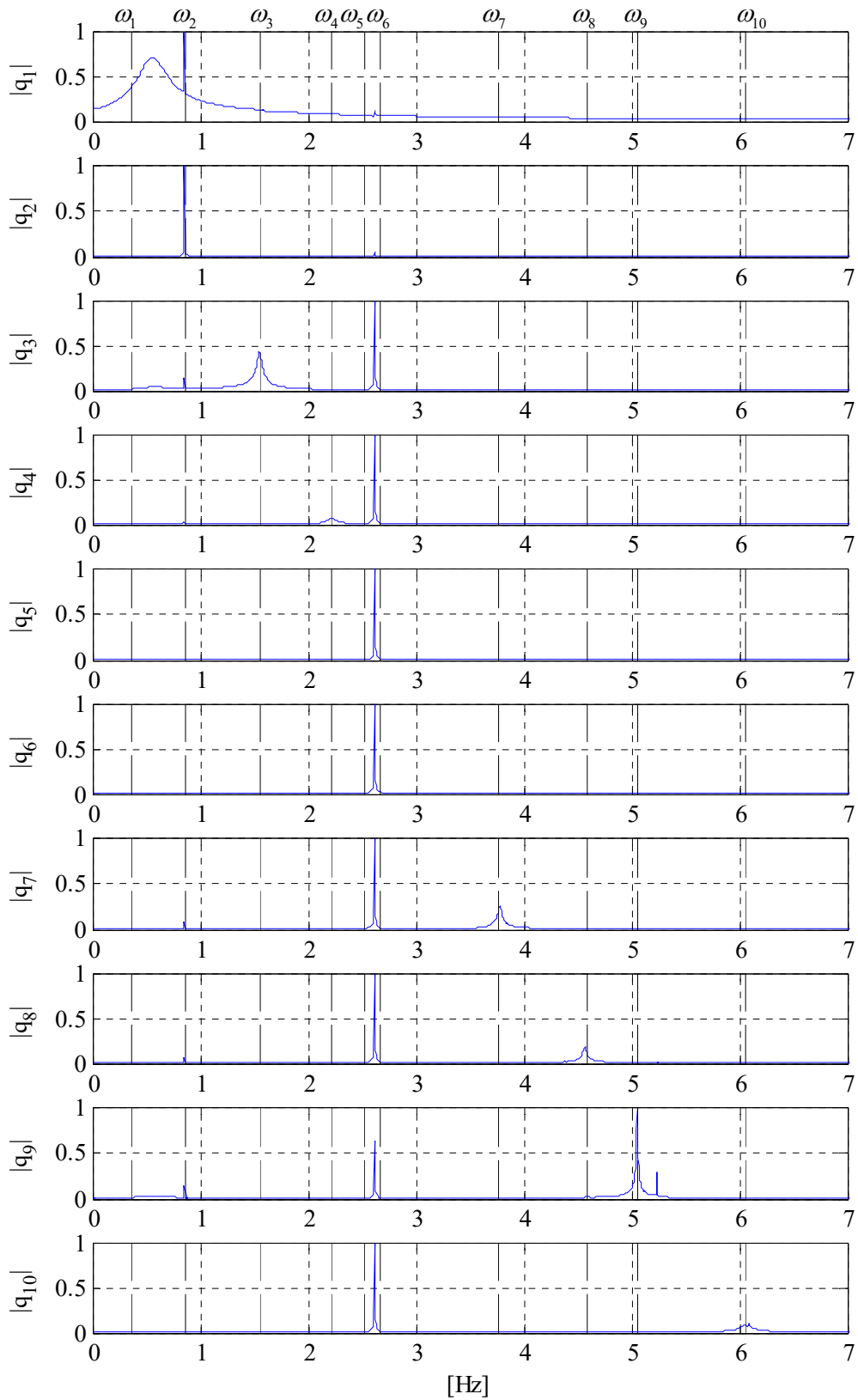


Figura 14: FFT normalizada - Respuestas en el dominio de la frecuencia de q_1 a q_{10} , $V_\infty=160$ m/s

6 CONCLUSIONES

En este artículo se estudió el comportamiento aeroelástico inestacionario y no-lineal de un UAV (*Unmanned Aerial Vehicles*) de alas unidas y con gran envergadura denominado *Sensorcraft*. Para ello se desarrolló una herramienta computacional basada en una estrategia de co-simulación fuerte.

La herramienta presentada en este artículo, combina dos subsistemas dinámicos, independientemente desarrollados, que interactúan entre sí hasta obtener la convergencia numérica requerida por el usuario. 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 *sensorcraft*. 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 co-simulado mediante el cómputo separado de la deformación/velocidad/aceleración de las alas, y del campo de presiones/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 emplean una técnica 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 permite calcular y visualizar los modos de vibrar, así como 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.

Con la herramienta se co-simuló el comportamiento aeroelástico de un diseño conceptual de UAV con una configuración de alas unidas, cuya unión de alas se encuentra posicionada en el 20% de la semi-envergadura del ala delantera. Se determinó una inestabilidad aeroelástica dinámica próxima a la velocidad de 156 m/s. Se presentaron las respuestas en el dominio del tiempo, de la frecuencia y la proyección en el espacio de estados para tres velocidades de corriente libre, correspondientes a casos precrítico, crítico y poscrítico, esto es, 120 m/s, 156 m/s y 160 m/s respectivamente.

El trabajo presentado en este artículo 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 *sensorcraft* de alas unidas. 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 estos UAVs no convencionales.

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 *sensorcraft* (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.

REFERENCIAS

- Carnahan, B., Luther, H. A., y Wilkes, J. O., *Applied Numerical Methods*. John Wiley and Sons, 1969.
- 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, Argentina, 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*, (XXVII) 42: 3169-3189, 2008.
- Ceballos, L. R., 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, 2009.
- Ceballos, L. R., Preidikman, S., Rocca, B. y Massa, J., Validación de una herramienta computacional que simula el comportamiento aerodinámico de vehículos aéreos con una configuración de alas unidas. *Mecánica Computacional*, (XXXIII):109-128, 2014.
- Craft, R. L., *Drag Estimates for the Joined-Wing Sensor Craft*. M. S. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, USA, 2005.
- Cuerno-Rejado, C., Alonso-Albir, L. y Gehse, P., Conceptual Design of a Medium-Sized Joined-Wing Aircraft. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 224: 681–695, 2010.
- Johnson, F. P., Sensor Craft - Tomorrow's Eyes and Ears of the Warfighter. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, Montreal, Canada, 2001.
- Kalmar-Nagya, T. y Stanculescu, I., Can complex systems really be simulated?. *Applied Mathematics and Computation*, (227): 199–211, 2014.
- 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, 1976.
- Konstadinopoulos, P., Mook, D. T. y Nayfeh, A. H., A Numerical Method for General Unsteady Aerodynamics. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, Albuquerque, New Mexico, USA, 1981.
- Lucia, D. J., The Sensorcraft Configurations: A Non-linear Aeroservoelastic Challenge for Aviation. *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Austin, Texas, USA, 2005.
- Miura, H., Shyu, A. y Wolkovitch, J., Parametric Weight Evaluation of Joined Wings by Structural Optimization. *Journal of Aircraft*, (12) 25:1142–1149, 1988.

- 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, USA, 1998.
- Samuels, M. F., Structural Weight Comparison of a Joined Wing and a Conventional Wing. *Journal of Aircraft*, (6) 19: 485–491, 1982.
- 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*, Dayton, Ohio, 1986
- Smith, S. C., Cliff, S. E. y Kroo, I. M., The Design of a Joined-Wing Flight Demonstrator Aircraft. *AIAA/AHS/ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Meeting*, Saint Louis, MO, USA, 1987.
- 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, 2015.
- Wolkovitch, J., Joined Wing Aircraft, U.S. Patent 3,942,747, 1976.
- Wolkovitch, J., The Joined Wing: An Overview. *Journal of Aircraft*, (3) 23:161–178, 1986.
- ZAERO Version 7.2, *Theoretical Manual*, ZONA Technology, Scottsdale, AZ, USA, 2004.