

## ANÁLISIS AERODINÁMICO DE PERFILES CON CAMBIO DE FORMA EN FLUJO INCOMPRESIBLE Y NO VISCOSO

### AERODINAMICAL ANALYSIS OF MORPHING AIRFOIL IN FLOW INCOMPRESSIBLE AND INVISCID

Matías A. Agüero<sup>a</sup>, José A. Inaudi<sup>a,d</sup> y Sergio Preidkiman<sup>b,c</sup>

<sup>a</sup>Depto. de Aeronáutica, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina,

<http://www.dep.aeronautica.efn.uncor.edu>

<sup>b</sup>Depto. de Estructuras, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina.

<http://www.dep.estructuras.efn.uncor.edu>

<sup>c</sup>Instituto de Estudios Avanzados en Ingeniería y Tecnología (IDIT) - CONICET, Universidad Nacional de Córdoba, Av. Vélez Sarsfield 1611, 5000 Córdoba, Argentina.

<http://www.inv.idit.efn.uncor.edu>

<sup>d</sup>Facultad de Ingeniería, Universidad Católica de Córdoba, Av. Armada Argentina 3555, Córdoba, Argentina <https://www.uccor.edu.ar/>

**Palabras clave:** cambio de forma en perfiles, flujo bidimensional, mecanismos de deformación, aerodinámica no estacionaria, interacción fluido-estructura.

**Resumen.** Recientemente, la investigación en el área de *morphing* está ganando mucha atención en el campo aeroespacial. En este trabajo se presenta la etapa inicial de desarrollo de una herramienta computacional y los resultados obtenidos con la misma para el análisis aerodinámico de perfiles con cambio de forma (*morphing airfoil*), inmersos en un flujo incompresible y no viscoso. Como caso de prueba se desarrolla un modelo de placas articuladas con flexibilidad y controles para el cambio de forma, interactuando el campo de presiones no estacionario proveniente del fluido. Cada perfil es representado aerodinámicamente como una sábana vorticosa adherida a su línea media. Una sábana vorticosa libre se utiliza para modelar la presencia de la estela. El ajuste de la intensidad de estas sábanas se logra mediante la condición de no penetración sobre la superficie del perfil y de la condición de Kutta no estacionaria, respectivamente.

**Keywords:** shape morphing airfoils, two-dimensional flow, mechanism for airfoil shape morphing, unsteady aerodynamics, fluid-structure interaction

**Abstract.** Recently, research around morphing is gaining much attention in the aerospace field. This work presents the initial stage of development of a computational tool and the results obtained with it for the aerodynamic analysis of profiles with shape change (*morphing airfoil*), immersed in an incompressible and non-viscous flow. As a test case, a model of articulated plates is developed with flexibility and controls for the change of shape interacting with the non-stationary pressure field coming from the fluid. Each profile is represented aerodynamically as a vortex sheet attached to its midline. A free vortex sheet is used to model the presence of the wake. The intensity adjustment of these sheets is achieved by the condition of no penetration on the surface of the profile and the non-stationary Kutta condition, respectively.

## 1 INTRODUCCIÓN

El objetivo principal de este trabajo es la simulación numérica de un perfil aerodinámico con capacidad de deformación, el cual será representado mediante su línea media, inmerso en un flujo de dos dimensiones, no estacionario, incompresible y no viscoso. Se plantean dos problemas generales, en el primero la línea media del perfil se considera como un cuerpo completamente rígido, mientras que, en el segundo, la rigidez estructural de la línea media permite su deformación. Este estudio pertenece al campo de la aeroelasticidad, el cual implica una interacción entre tres grandes disciplinas, Aerodinámica, Dinámica y Elasticidad.

El interés en vehículos morphing no es nuevo, este ha sido impulsado por avances en la tecnología inteligente, materiales, sensores, actuadores y microelectrónica, además de los nuevos resultados de la bioinspiración, control aerodinámico y avance estructural. La investigación en el área *morphing*, está ganando mucha importancia en el campo aeroespacial, por ejemplo, un cambio en la forma del ala de una aeronave permite la extensión de la envolvente de vuelo, evitando el uso de superficies de control tradicionales (Ederle J. y Domenge L., 2017).

Para la predicción de las cargas aerodinámicas se utiliza el UVLM (*Unsteady Vortex Lattice Method*). Con el modelo estructural (placa plana y cadena cinemática) y aplicando las ecuaciones de movimiento de Lagrange, se obtienen las ecuaciones de movimiento. La combinación de ambos modelos, aerodinámico y estructural, nos permite tratar al sistema completo, como un sistema dinámico singular. La simulación de esta clase de problemas (interacción estructura y fluido), presenta una gran complicación, para predecir la carga aerodinámica se debe conocer el movimiento de la estructura y para conocer el movimiento de la estructura se deben conocer las cargas aerodinámicas. Por este motivo se adopta un esquema de integración basado en el método predictor corrector de cuarto orden de Hamming (Preidikman S., 1998).

## 2 UVLM: UNSTEADY VORTEX LATTICE METHOD

Este método es una extensión del *Vortex Lattice Method* (VLM). Puede aplicarse a flujos bidimensionales y tridimensionales, no se encuentra limitado por la forma de la planta alar, la curvatura, la torsión o el ángulo de ataque. La superficie del cuerpo puede sufrir una deformación dependiente del tiempo y el cuerpo puede ejecutar cualquier maniobra. La única restricción es la separación a lo largo de un borde agudo y que el vórtice no estalle cerca de la superficie. El flujo excepto en las proximidades del cuerpo (capa límite) y en la estela, se asume irrotacional e incompresible. La solución es evaluada en el dominio del tiempo y no están restringidas a movimientos periódicos pequeños. El UVLM puede acomodar más de un cuerpo, por lo que la interferencia aerodinámica estacionaria y no estacionaria, puede ser modelada con buena precisión. Este método trata a la posición y la distribución de vorticidad, de la estela como desconocidas. En todos los cálculos se tiene en cuenta la historia reciente del flujo. Utiliza una rutina explícita para la solución de la estela, proporcionando eficiencia sin pérdida de precisión (Agüero M., 2020).

### 2.1 Discretización de las sábanas vorticosas

En UVLM, se reemplaza la hoja de vórtices por una red de cortos y rectos vórtices de circulación constante  $\Gamma_i(t)$ . En el caso bidimensional (como en el presente este trabajo), en lugar de elementos de área se tienen  $i$  segmentos vorticosos de intensidad  $\Gamma_i(t)$ . Podemos hacer satisfacer la condición de no penetración en un número finito de puntos, llamados puntos de control, ver Figura 1. El problema consiste en encontrar el valor de la circulación  $\Gamma_i$  de cada uno de los elementos, tal que el campo de velocidad  $\vec{V}$  satisfaga las condiciones de contorno.

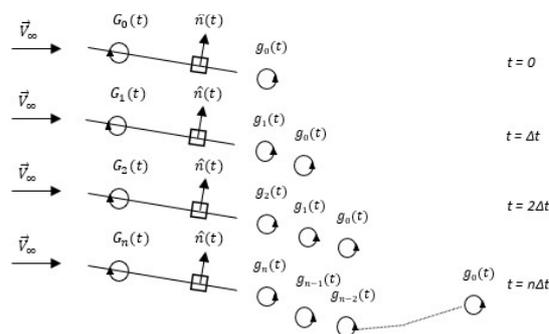


Figura 1: Formación de la estela en cada instante de tiempo, por detrás de la línea media (Agüero M., 2020).

### 3 INTERACCIÓN FLUIDO-ESTRUCTURA

La aeroelasticidad es la rama de la mecánica aplicada, que estudia la interacción entre fuerzas inerciales, estructurales y aerodinámicas. El término aeroelasticidad, es usado para denotar al estudio de la interacción entre la deformación de una estructura elástica y la fuerza aerodinámica resultante, naturalmente es una materia multidisciplinaria (Aerodinámica, Dinámica y Elasticidad). La aerodinámica clásica provee las fuerzas que actúan sobre un cuerpo inmerso en un fluido. La dinámica introduce las fuerzas de inercia. Por último, la elasticidad provee la deformación de un cuerpo bajo cargas.

El campo de la aeroelasticidad estática estudia los fenómenos asociados con la interacción entre carga aerodinámica y la deformación elástica de la estructura. Generalmente se consideran dos problemas de diseño, el primero es el efecto de la deformación elástica, que puede tener influencia sobre las performances de vuelo, la estabilidad de vuelo y la efectividad de los controles. El segundo problema involucra una inestabilidad estática de la superficie de sustentación, llamada divergencia. La deformación de la superficie de sustentación provoca que la carga aerodinámica generada sobre ella crezca, incrementando la deformación y nuevamente la carga, hasta eventualmente llegar a un punto de ruptura.

El flameo (*flutter*) es una inestabilidad dinámica, asociada con la interacción entre fuerza aerodinámica, elástica e inercial. Este fenómeno es autoexcitante, destructivo y oscilatorio. Las fuerzas aerodinámicas de un cuerpo flexible se acoplan con los modos naturales de vibrar, produciendo un movimiento oscilatorio y de amplitud creciente. A bajas velocidades cualquier perturbación puede ser amortiguada, mientras que a velocidades elevadas cualquier perturbación será amplificada. El acoplamiento de los modos de vibrar será estable mientras la energía sea disipada por el amortiguamiento estructural del sistema y/o el amortiguamiento aerodinámico externo.

### 4 CONCEPTOS DE MORPHING

Este tipo de ala le permite a la aeronave, adaptarse a la mejor forma para producir un rendimiento óptimo en cada condición de vuelo, sin embargo, una gran desventaja que poseen es el peso adicional y el consumo de energía para su movimiento, además de requerir material capaz de resistir las grandes deformaciones que realiza (Ederle J. y Domenge L., 2017). Casi todas las aeronaves modernas usan superficies de control discretas, para ajustar la curvatura del ala, una vez que se acciona la superficie de control, ya no existe una transición suave, esto provoca un cambio repentino en la distribución de presiones y se asocia con una penalización por arrastre y la posibilidad de separación de flujo. La transformación de un perfil morphing se logra a través mecanismos compatibles, no obstante, se debe considerar la precisión que puede tener la forma externa, la complejidad del mecanismo y el número de grados de libertad.

## 5 RESULTADOS NUMERICOS

### 5.1 Modelo numérico con malla uniforme de paneles

En la primera simulación numérica, observamos la distribución de circulación sobre la línea media en el instante  $t = 0$ , la placa se encuentra inmersa en un flujo de velocidad  $V_\infty$  y ángulo  $\alpha$ , se han usado dos tipos de mallado diferentes, uno uniforme y el otro cosenoidal (ver Figura 2). En ambos casos se usan la misma cantidad de nodos, la misma velocidad del fluido y la misma incidencia del fluido. Se observa que la distribución de circulación es antisimétrica, esto implica que la sumatoria de todas las intensidades de los vórtices es nula, esto se debe a que, a un cuarto de cuerda de panel ( $0,25 c_k$ ) del borde de fuga se genera el vórtice libre.

Cuando se incrementa el valor del ángulo de la corriente libre, manteniendo el número de nodos y la velocidad constantes, los valores de circulación de los vórtices de la línea media, también incrementan. Si el ángulo de la corriente libre cambia de signo, todos los valores de circulación de los vórtices pertenecientes a la línea media también invierten sus signos. Cuando no existe ángulo entre la placa plana y la corriente libre, la circulación alrededor de cada uno de los vórtices de la estela es nula. En el caso del uso de una malla de distribución no uniforme, se concentran los nodos en ambos extremos de la línea media (borde de fuga y borde de ataque) y se distancian los nodos centrales.

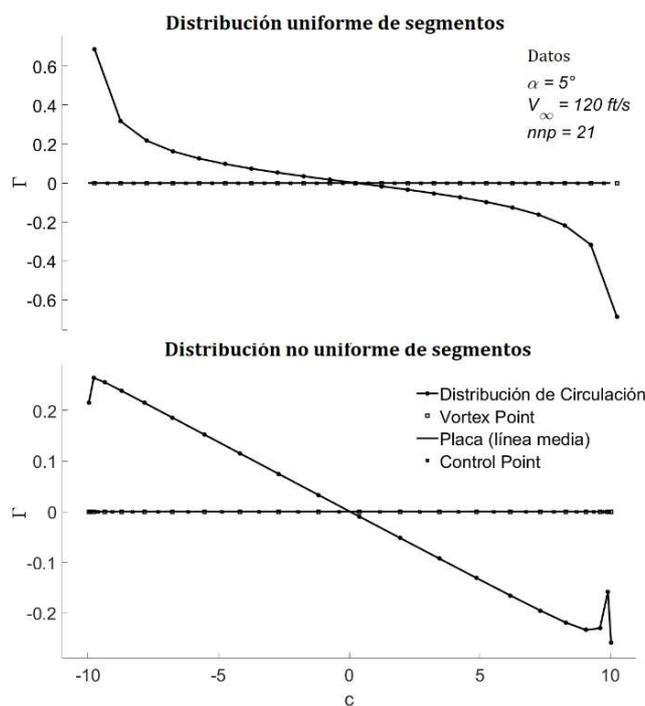


Figura 2: Distribución de la circulación  $\Gamma$  de la placa en  $t = 0$ , utilizando malla uniforme y malla no uniforme, los parámetros son adimensionales.

### 5.2 Evolución de la estela en un intervalo de tiempo

Como puede verse en la Figura 3, cuando la línea media permanece fija y es investida por una corriente fluida de velocidad  $V_\infty$  y ángulo  $\alpha$ , la estela se va enrollando corriente abajo. Luego de cierto tiempo, aproximadamente ocho o diez veces la cuerda de la placa, el ángulo de desprendimiento de la estela es próximo al valor del ángulo de la corriente libre. La distancia entre dos vórtices pertenecientes a la estela es próxima a la cuerda del panel de la línea media,

que en el caso adimensional es la unidad. El vórtice generado en el borde de fuga en el instante inicial es el vórtice de mayor valor absoluto, ya que contiene la circulación de toda la placa en ese instante. A medida que pasa el tiempo, este vórtice se aleja corriente abajo y su influencia sobre los puntos de control de la placa y sobre la estela próxima al borde de fuga, es despreciable. Como criterio general, la estela suele cortarse cuando su longitud se encuentra entre seis u ocho veces el valor de la cuerda (Preidikman S., 1998).

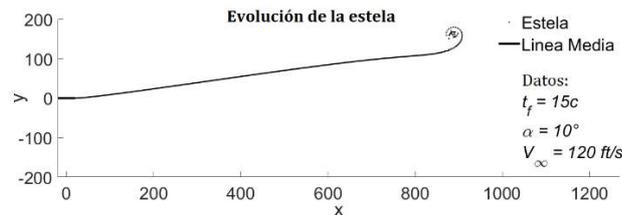


Figura 3: Evolución de la estela con línea media fija, se utilizan los parámetros adimensionales, para un tiempo de 15 veces la cuerda de la placa.

### 5.3 Evolución de la estela con movimiento de la placa

Se trata de reproducir los resultados de Mook, en dicho trabajo, se impone sobre la línea media un movimiento de rotación  $\theta(t)$  y un movimiento vertical  $y(t)$  (Mook D. T. & Dong B., 1994). La Figura 4, muestra dos ejemplos, el primero corresponde a la placa con una rotación periódica alrededor de su centro y el segundo, con un desplazamiento vertical periódico.

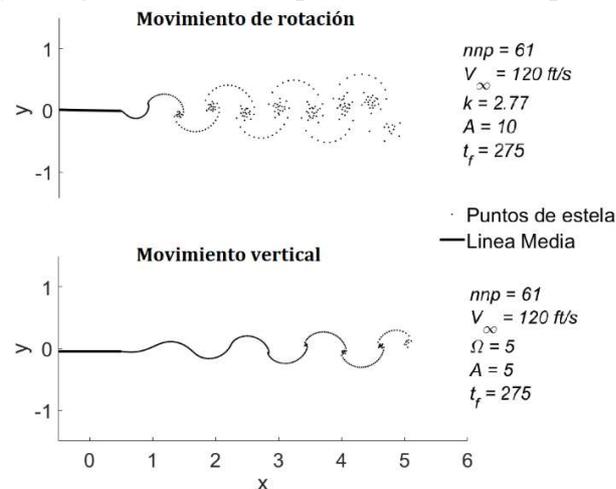


Figura 4: Evolución de la estela, con placa plana en movimiento de rotación y movimiento vertical, los parámetros son adimensionales.

Las expresiones utilizadas son  $\theta(t) = -A \cos(2kt)$  e  $y(t) = A \sin(\Omega t)$ , respectivamente. En ambas ecuaciones,  $A$  es la amplitud, mientras que  $k$  y  $\Omega$  son las frecuencias adimensionales de rotación y vertical. El movimiento periódico genera corriente abajo de la línea media, una estela oscilante que crece a medida que avanza el tiempo. Aparecen zonas de vorticidad concentrada, que son más evidentes cuando incrementa el número de nodos. Estas zonas tienen dos características particulares, la primera, es que el sentido de la agrupación de los vórtices es alterno y la segunda, es que la distancia de separación entre dos zonas es constante. Con el movimiento periódico de desplazamiento  $y(t)$ , se pueden presentar tres regiones diferentes en el dominio de la frecuencia, en cada uno de estos dominios la estela presenta diferentes estructuras. Los límites de dichas regiones no se encuentran definidos con precisión. Las zonas se vuelven más explícitas si se utiliza la técnica de *splitting* (Mook D. T. y Dong B., 1994).

#### 5.4 Búsqueda de velocidad de flameo (*flutter*)

Las ecuaciones de gobierno se resuelven de forma numérica, simultánea e iterativamente en el dominio del tiempo. Para la integración numérica de las ecuaciones de movimiento, se utiliza el método modificado de Hamming de cuarto orden. Para resolver el sistema de ecuaciones, es necesario la existencia de condiciones iniciales, luego variando el valor de la velocidad de la corriente libre, es posible encontrar la velocidad de flameo (*flutter*). Los datos utilizados, [Tabla 1](#), son los mismos que los utilizados por Fung. Se ha impuesto como perturbación inicial un ángulo de rotación  $\theta^0 = 5^\circ$ , cuando la velocidad del viento es baja, el movimiento vertical  $y(t)$  y el de rotación  $\theta(t)$  son amortiguados en el tiempo, ver [Figura 5](#). El sistema no posee amortiguamiento estructural, por lo tanto, se trata de un amortiguamiento aerodinámico externo. En las transformadas rápidas de Fourier (FFT), las frecuencias de ambos movimientos se encuentran distanciadas, siendo la de menor valor la frecuencia natural adimensional vertical y la de mayor valor es la frecuencia natural adimensional de rotación (amortiguamiento subcrítico).

La estela en el caso subcrítico es plana, de vorticidad baja y de forma suave. Si solo aumentamos la velocidad de la corriente, existe un valor en el cual los grados de libertad oscilan con amplitud constante (amortiguamiento crítico), en este caso las frecuencias de rotación y vertical son idénticas y la velocidad se conoce como velocidad crítica de flameo, el sistema no es capaz de disipar energía. Una vez superada la velocidad crítica, las oscilaciones de los grados de libertad son de amplitud creciente (amortiguamiento supercrítico), la estela no es suave, posee zonas de concentración de vorticidad y deja de ser plana.

En la columna izquierda de la [Figura 6](#), se muestran las transformadas rápidas de Fourier del desplazamiento vertical, para diferentes velocidades de la corriente libre, pero manteniendo la condición inicial. A bajas velocidades las frecuencias están claramente separadas, a medida que incrementamos la velocidad, y nos acercamos a la crítica, las frecuencias se van acoplado, para velocidades elevadas, las frecuencias se encuentran superpuestas entre sí. Mediante este procedimiento se ha encontrado que la velocidad crítica de flameo es de  $165 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$ . En la columna derecha de la [Figura 6](#), se muestra el mismo procedimiento mencionado, pero con representaciones 3D (ángulo de rotación, derivada parcial respecto del tiempo del ángulo de rotación y el tiempo no dimensional). A velocidades bajas el gráfico es claramente convergente, a medida que la velocidad va creciendo la amplitud tiende a ser constante. Por encima de la velocidad crítica de flameo, la amplitud es creciente ([Agüero M., 2020](#)).

Parámetro	Símbolo	Unidad	Valor
Cuerda	$c$	ft	60
Nodos	$nnp$	-	41
Angulo de la corriente libre	$\alpha$	grados	0
Masa	$m$	slug/ft	269
Inercia	$I_A$	slug ft <sup>2</sup> /ft	150635
Densidad	$\rho$	slug/ft <sup>3</sup>	0.002378
Rigidez axial	$K_y$	lb/ft <sup>2</sup>	208.5
Rigidez torsional	$K_\theta$	lb/rad	362380

Tabla 1: Parámetros utilizados para la búsqueda de la velocidad de flameo (*flutter*) de una placa montada en soportes elásticos y cadena cinemática ([Fung Y. C., 2008](#)).

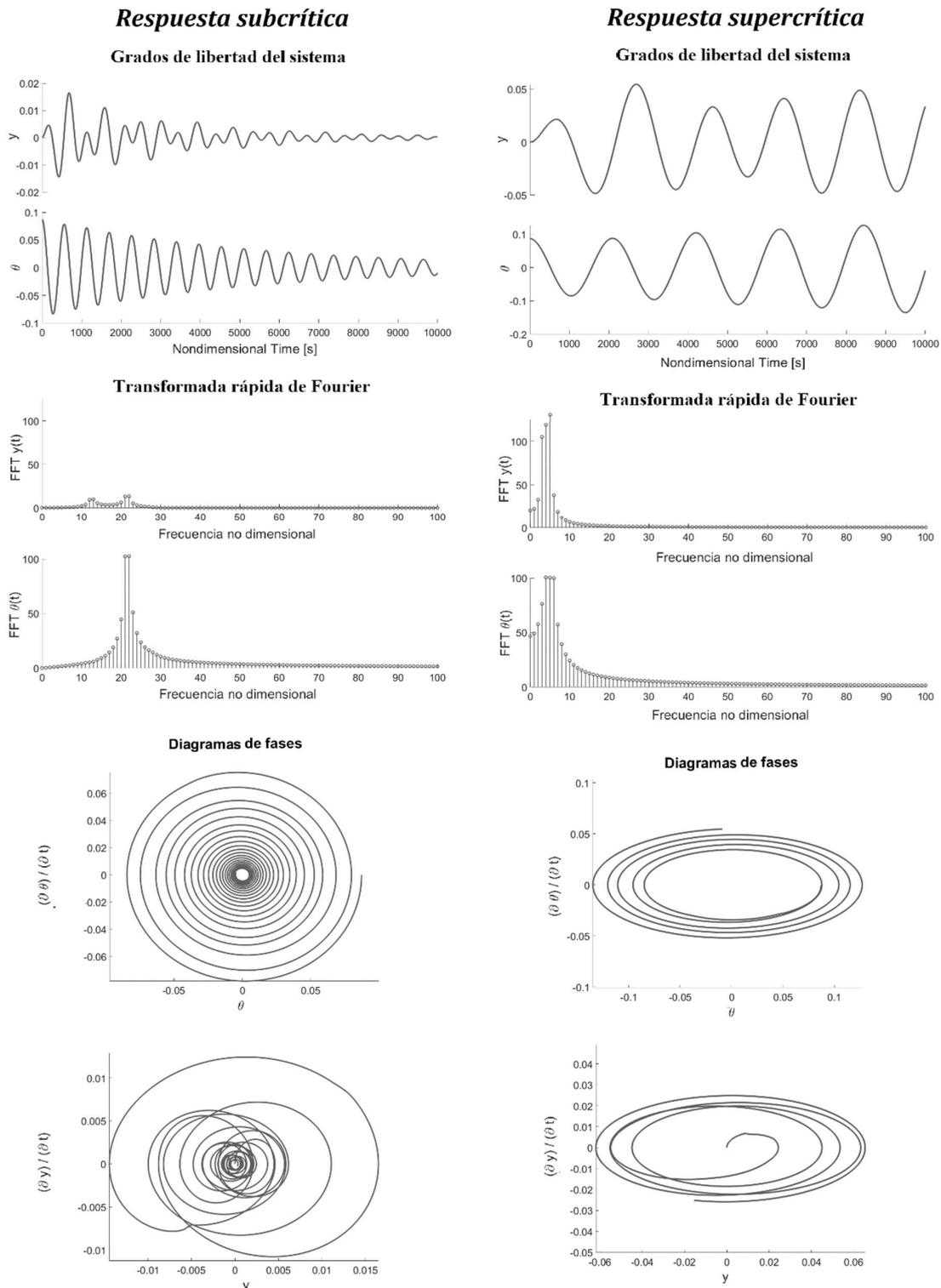
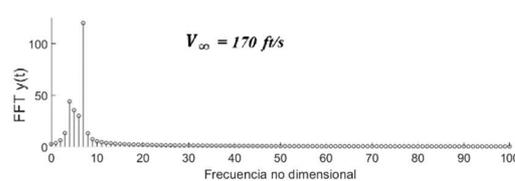
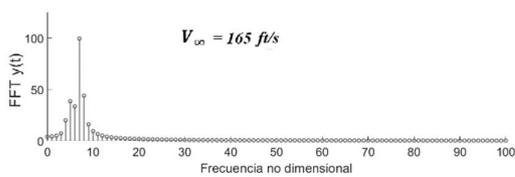
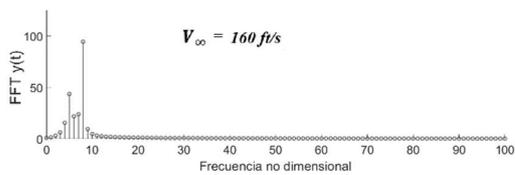
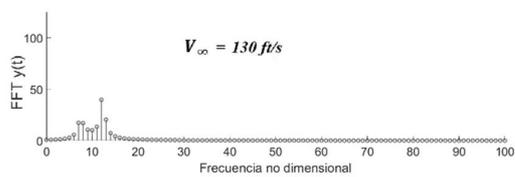
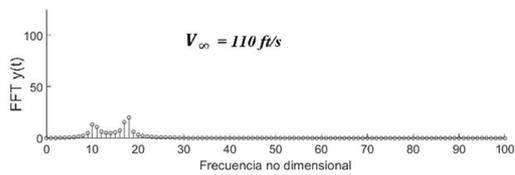


Figura 5: Respuesta subcrítica y supercrítica del sistema, ante la condición inicial:  $y = 0, \theta = 5^\circ, \dot{y} = 0, \dot{\theta} = 0$ . Las velocidades del fluido son  $V_\infty = 100 \frac{ft}{s}$  y  $V_\infty = 200 \frac{ft}{s}$ , respectivamente. Se muestran los grados de libertad del sistema  $y(t)$  y  $\theta(t)$ , las transformadas rápidas de Fourier para los dos grados de libertad  $y(t)$  y  $\theta(t)$  y los diagramas de fase de ambos grados de libertad.

### Transformadas rápidas de Fourier



### Representación en tres dimensiones

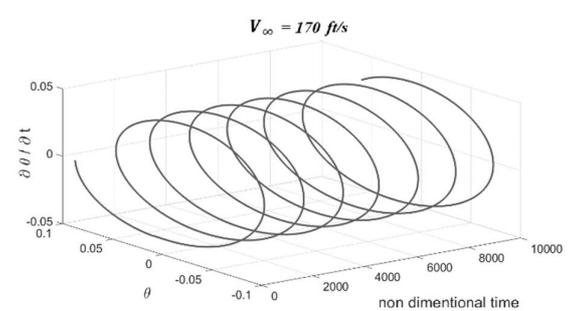
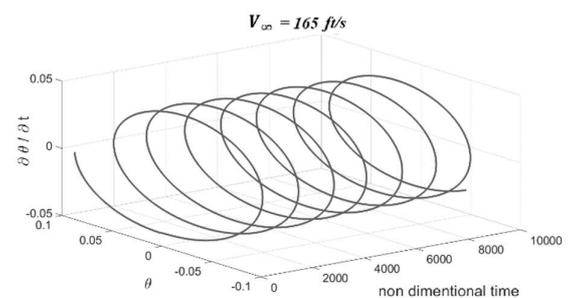
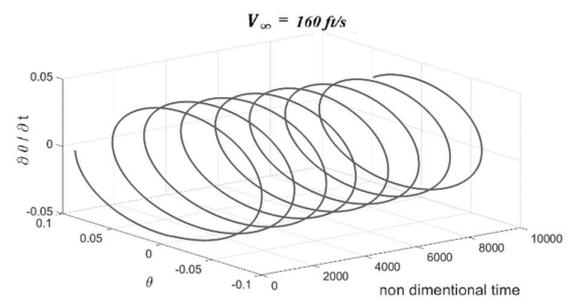
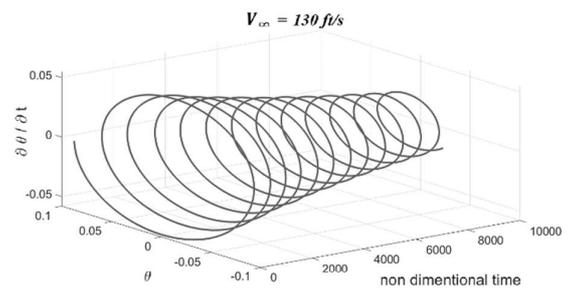
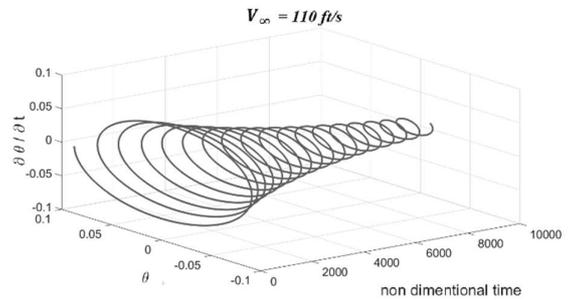


Figura 6: Búsqueda de velocidad de flameo (*flutter*). A la izquierda, Transformadas Rápidas de Fourier  $FFT(y(t))$ ; a la derecha, Representación en tres dimensiones del diagrama de fases ( $\theta$  vs  $\dot{\theta}$  vs  $t$ ), para diferentes velocidades de la corriente libre y manteniendo la condición inicial  $y = 0, \theta = 5^\circ, \dot{y} = 0, \dot{\theta} = 0$ .

### 5.5 Cadena cinemática

Los datos usados son los que se muestran en la [Tabla 1](#), excepto por el número de nodos. Asociado a cada grado de libertad  $\theta_i$ , se supone la existencia de una masa concentrada  $m_i$ , de un elemento elástico torsional  $k_{\theta_i}$ , de un elemento de amortiguación  $c_{\theta_i}$  y también de un comando  $u_i$ . El comando  $u_i$  es utilizado para realizar deformaciones controladas en la cadena cinemática y sigue la siguiente función matemática  $\vec{u}(t) = \vec{u}_0 + \vec{u}_t(1 - e^{-\alpha t})$ .

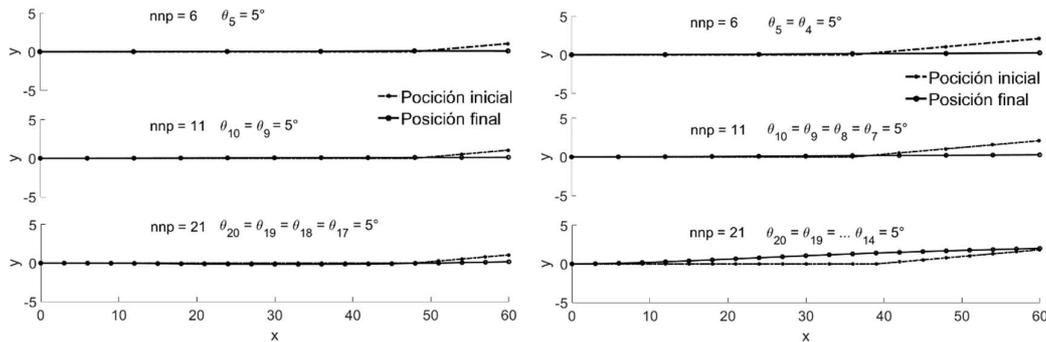


Figura 7: Posiciones iniciales y finales de la cadena. La velocidad se mantiene en todos los casos  $120 \frac{ft}{s}$ . A la izquierda se perturba el 20% de la cuerda a la derecha se perturba el 40% de la cuerda.

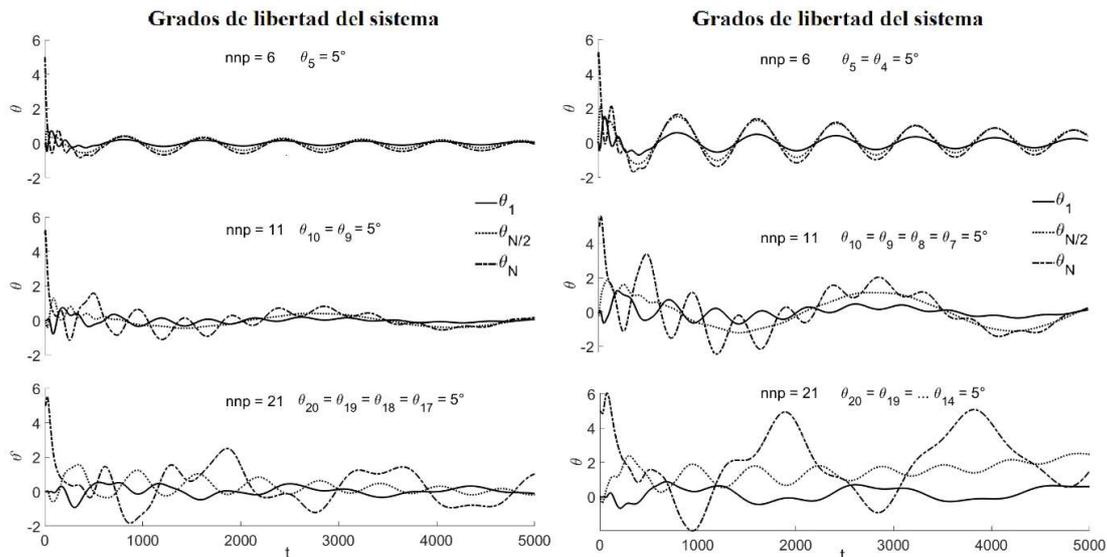


Figura 8: Movimiento de los grados de libertad del sistema. A la izquierda se perturba el 20% de la cuerda a la derecha se perturba el 40% de la cuerda.

A la izquierda de la [Figura 7](#) se muestra las posiciones iniciales y finales de la cadena cinemática de 5, 10 y 20 eslabones, para una condición inicial que perturba aproximadamente el 20% de la cuerda  $5^\circ$  hacia arriba, mientras que en la columna de la derecha la condición inicial perturba un 40% de la cuerda. Aquí se considera que  $\vec{u}_t = 0$  y que  $\vec{u}_0$  es tal que la cadena tiende en cada instante al equilibrio en posición horizontal. En la [Figura 8](#), se muestra la respuesta en el tiempo de tres grados de libertad (primer grado de libertad, grado de libertad del medio y último grado de libertad), a la izquierda cuando se perturba el 20% de la cuerda y a la derecha cuando se perturba el 40% de la cuerda. La velocidad y el ángulo del fluido son

constantes ( $V_\infty = 120 \text{ ft/s}$  y  $\alpha = 0^\circ$ ). Cuando se aumenta el número de eslabones, el movimiento es más desordenado teniendo oscilaciones con muy poca convergencia. El último grado de libertad es el que mayor movimiento tiene y es el último en amortiguarse. Cuando se perturba el 40% de la cuerda, el movimiento de los nodos tiene mayor amplitud. Entonces, al aumentar la cantidad de elementos en la cadena, el movimiento se vuelve más desordenado y la convergencia deja de ser tan evidente (un modelo de cadena cinemática abierta tiende a ser caótico). Cuando existe un accionamiento temporal y exponencial de los comandos ( $\vec{u}_t = C \vec{u}_{t,1}$ ,  $C = -0,01c_k$  y  $\alpha = -0,025$ , siendo  $\vec{u}_{t,1}$  un vector unitario de tantas columnas como grados de libertad), el último grado de libertad tiene amplitudes mayores y su convergencia es más lenta. Si la velocidad de la corriente fluida incrementa, las amplitudes de los movimientos de los grados de libertad incrementan considerablemente, teniendo un mayor desorden a medida que incrementa el número de nodos (Agüero M., 2020).

## 6 CONCLUSIONES

En este trabajo, se han realizado diferentes simulaciones numéricas con la idea de analizar un perfil aerodinámico capaz de cambiar de forma en un flujo incompresible y no viscoso, el perfil se ha representado mediante una sábana vorticiosa adherida a su línea media. El problema de la simulación numérica de un perfil con cambio de forma implica la interacción entre diferentes disciplinas (Aerodinámica, Estructura y Elasticidad).

El modelo aerodinámico permite calcular la carga  $\Delta CP$  que actúa sobre el perfil en cada instante de tiempo. El modelo estructural permite calcular los desplazamientos debido a la carga y el modelo elástico permite el computo de deformaciones elásticas. Con cada uno de estos modelos se ha trabajado de forma diferente, de manera de ir abarcando todos los posibles escenarios en los que se puede involucrar un perfil de esta clase. Con el modelo aerodinámico se han realizado simulaciones que contemplan diferentes aspectos, por ejemplo: distribución y cantidad de los elementos de discretización  $nnp$ , intervalo de tiempo  $(t_0, t_f)$ , movimientos de la placa  $y(t)$  y  $\theta(t)$ , etc. Usando las ecuaciones de movimiento de Lagrange del sistema y calculando la carga aerodinámica mediante UVLM, se pudo trabajar con la interacción de modelos. Para la integración de dichas ecuaciones se ha utilizado un método de cuarto orden. El modelo de placa rígida permite calcular la velocidad de flameo (*flutter*) y el modelo de cadena cinemática permite el movimiento de los eslabones.

El análisis realizado en este trabajo, pretende ser una base para estudios futuros sobre perfiles con cambio de forma, en los cuales se utilicen otros modelos estructurales y/o aerodinámicos, con mayor complejidad, o incluso analizar superficies alares (modelo 3D) con posibilidad de cambio de forma.

## REFERENCIAS

- Agüero M., 2020. *Análisis aerodinámico de perfiles aerodinámicos con cambio de forma, en flujo incompresible y no viscoso*. Córdoba: Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales (FCEFYN), Universidad Nacional de Córdoba (UNC).
- Ederle J. y Domenge L., 2017. Diseño, construcción y análisis de un perfil morphing de combadura variable.
- Fung Y. C., 2008. An introduction to the theory of aeroelasticity. *Courier Dover Publications*.
- Mook D. T. y Dong B., 1994. "Perspective: numerical simulations of wakes and blade-vortex interaction".
- Preidikman S., 1998. *Numerical simulations of interactions among aerodynamics, structural dynamics, and control systems*. Blacksburg, Virginia: Virginia Tech Doctoral dissertation, Virginia Tech.