



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



TRABAJO FINAL

ANÁLISIS AEROELASTICO EN EL DOMINIO DEL TIEMPO
DE PERFILES DELGADOS CON EFECTO SUELO

AUTORES:

Ing. Alejandra Rizzo

Ing. Gustavo H. Scarpin

PROFESOR:

Dr. Sergio Preidikman

Córdoba, 01 de septiembre de 2002



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



INDICE

RESUMEN	2
1. INTRODUCCION	3
1.1 Referencia histórica	3
1.2 Presentación del trabajo	3
2. DESARROLLO	4
2.1. Modelo físico	4
2.2. Modelo matemático	4
2.2.1. Modelo aerodinámico	4
2.2.1.1. Modelo casi estacionario	4
2.2.1.2. Modelo de vórtices discretos inestacionarios	5
2.2.2. Modelo estructural	6
3. RESULTADOS	7
3.1. Validación de los resultados	7
3.1.1. Modelo casi estacionario	7
3.1.2. Modelo de vórtices discretos inestacionarios	9
3.1.3. Modelo de dinámica estructural	12
3.1.4. Validación del modelo completo con aerodinámica casi estacionaria	13
3.1.5. Validación del modelo completo con el esquema de vórtices discretos inestacionarios	15
3.2. Estudio del efecto suelo sobre las propiedades del flutter	18
3.2.1 Velocidad de flutter	18
3.2.2 Frecuencia de flutter	19
3.2.3 Amplitudes del movimiento	20
3.2.4 Eje de oscilación	21
3.2.5 Estela	22
4. CONCLUSIONES	23
5. REFERENCIAS	24
ANEXO A: Programa VORTEX. Manual de usuario	25
ANEXO B: Efecto suelo sobre perfiles 2-D en flujo estacionario	41
ANEXO C: Aclaraciones sobre el informe	44



TRABAJO FINAL DEL CURSO

**ANÁLISIS AEROELASTICO EN EL DOMINIO DEL TIEMPO
DE PERFILES DELGADOS CON EFECTO SUELO**

Por:

Ing. Alejandra Rizzo
Ing. Gustavo Scarpin

RESUMEN

Como trabajo final de la materia Aeroelasticidad correspondiente a la Maestría en Ciencias de Ingeniería Mención Aeroespacial se procedió a analizar como afecta a las propiedades aeroelásticas de un perfil delgado la presencia cercana del suelo.

Para ello se confeccionó un programa de cómputos que permite realizar este análisis mediante dos modelos aerodinámicos con efecto suelo, el modelo casi estacionario y el modelo de vórtices discretos inestacionario.

El movimiento del perfil fue calculado usando un modelo masa-resorte de dos grados de libertad con amortiguamiento estructural.

El modelo utilizado fue validado mediante la comparación con varios estudios realizado por diferentes autores. Cada una de las partes del modelo se evaluó inicialmente por separado para luego validar el modelo completo.

Los resultados obtenidos demuestran que la presencia del suelo produce una modificación del comportamiento del perfil en flutter haciendo que la velocidad disminuya y la frecuencia aumente.

Córdoba, 01 de septiembre de 2002

<i>Alejandra Rizzo</i> <i>Gustavo Scarpin</i>	Página 2	Fecha 01/09/2002
--	-------------	---------------------



1. INTRODUCCIÓN

1.1 REFERENCIA HISTORICA

Por varios años diferentes trabajos se han realizado con el objetivo de determinar el comportamiento de las estructuras moviéndose bajo la influencia de cargas aerodinámicas inestacionarias.

Un ejemplo clásico de este fenómeno ocurrió en 1940 cuando el puente Tacoma Narrows se derrumbó luego varias horas de oscilaciones divergentes producidas por el viento.

El principal problema en el estudio aeroelástico radica en determinar las fuerzas y momentos aerodinámicos actuantes. Los primeros trabajos en esta área se remontan a las décadas del '30 y '40 en donde pioneros como Theodorsen, Von Karman, Küssner, Arnold y otros resolvieron el problema mediante modelos relativamente simples en el dominio de la frecuencia.

Posteriormente, con el avance de los computadores el análisis se extendió a modelos basados en el tiempo en donde autores tales como Basu-Hancock y Kim-Mook realizaron trabajos con modelos inestacionarios sobre perfiles.

1.2 PRESENTACION DEL TRABAJO

El principal problema aeroelástico, el flutter, para el caso de los aviones por lo general no es analizado con efecto suelo, ya que los mismos vuelan cerca del suelo a muy baja velocidad durante las etapas de despegues y aterrizajes. Sin embargo existen otros tipos de aeronaves, como ser helicópteros, Wigs, hovercraft, etc., o estructuras, como ser alerones de autos de carrera, puentes, etc., donde la presencia cercana del suelo en el cálculo de la velocidad de flutter no puede ser ignorada.

El objetivo de este trabajo es analizar las propiedades aeroelásticas de un perfil delgado con efecto suelo. Para ello se utilizaron dos modelos aerodinámicos que tienen en cuenta este efecto.

Se validaron los modelos aerodinámicos y la solución de las ecuaciones de movimiento, basadas en el modelo masa-resorte con amortiguamiento estructural, por separado y luego el modelo completo.

En el ANEXO A de este informe se presenta el código de computadora utilizado para analizar dicho modelo.



2. DESARROLLO

2.1 Modelo Físico

Cuando un ala se aproxima al suelo dos fenómenos están involucrados. Efecto suelo es un mismo nombre para ambos efectos lo cual resulta algunas veces confuso. A los dos fenómenos se los suele referir como efecto suelo dominado por la envergadura y efecto suelo dominado por la cuerda. El primero resulta en una reducción de la resistencia aerodinámica (D) y el último en un incremento de la sustentación (L). El efecto sumado es el incremento de la relación L/D. (Ref.1)

Obviamente al analizarse un modelo bidimensional, sólo el efecto dominado por la cuerda puede ser captado.

La presencia cercana del suelo debajo del perfil crea un de colchón de aire de alta presión que produce un incremento de sustentación. El suelo además modifica la trayectoria de la estela lo cual introduce cambios en el valor y distribución de sustentación, haciéndose más notable en el caso inestacionario.

2.2 Modelo Matemático

El modelo matemático aeroelástico utilizado es la clásica sección típica, en donde el modelo aerodinámico es representado mediante un perfil bidimensional y el modelo estructural mediante la teoría de viga elemental

2.2.1 Modelo Aerodinámico

En este trabajo se han utilizado dos modelos aerodinámicos con efecto suelo, los cuales se describen a continuación.

2.2.1.1 Modelo Casi-Estacionario

Este modelo aerodinámico simplificado asume que las características aerodinámicas de un perfil cuyo movimiento consistente en desplazamientos angulares y lineales variables es igual, en cualquier instante de tiempo, a las características del mismo perfil moviéndose con velocidades angulares y lineales constantes igual a los valores instantáneos. La inclinación del vector velocidad del flujo sobre el perfil es también tomado constante e igual a la inclinación instantánea real (§6.2, Ref. [2]).

Al modelo presentado en Ref. [2] y explicado en detalle en Ref. [3] se lo a modificado para tener en cuenta el efecto suelo. El cambio consiste en modificar el coeficiente de sustentación del perfil según la distancia al suelo. El valor que asume el $C_L=f(\alpha,h)$ es descrito en el ANEXO B.



$$C_L = 2\pi \left[\frac{\left(1 + 16 \left(\frac{h}{c}\right)^2 - 8 \left(\frac{h}{c}\right) \alpha\right)}{16 \left(\frac{h}{c}\right)^2 - 4 \left(\frac{h}{c}\right) \alpha} \right] \alpha \quad \text{con} \quad \alpha = \theta - \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} + \frac{b(1-e)}{V} \frac{d\theta}{dt}$$

y

$$(C_M)_{ca} = -\frac{c\pi}{8V} \frac{d\theta}{dt}$$

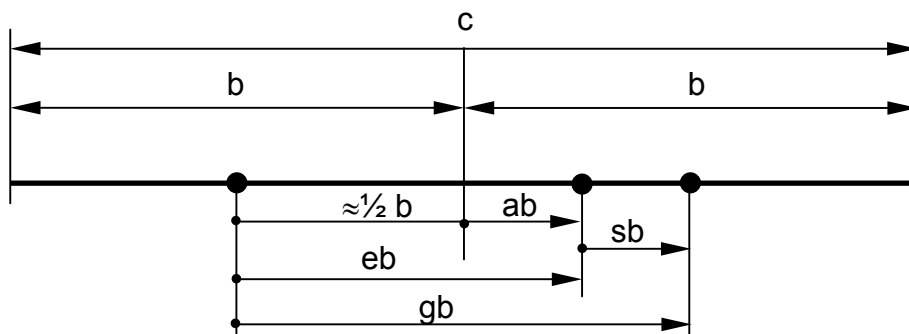


Figura 1: Distancias características

2.2.1.2 Modelo de Vórtices Discretos Inestacionario

En este modelo se reemplaza el perfil por una distribución discreta de vórtices localizados en la línea de combadura media. La estela es modelada mediante una serie de vórtices que son convectados corriente abajo desde el perfil en cada paso de tiempo (Fig.2.)

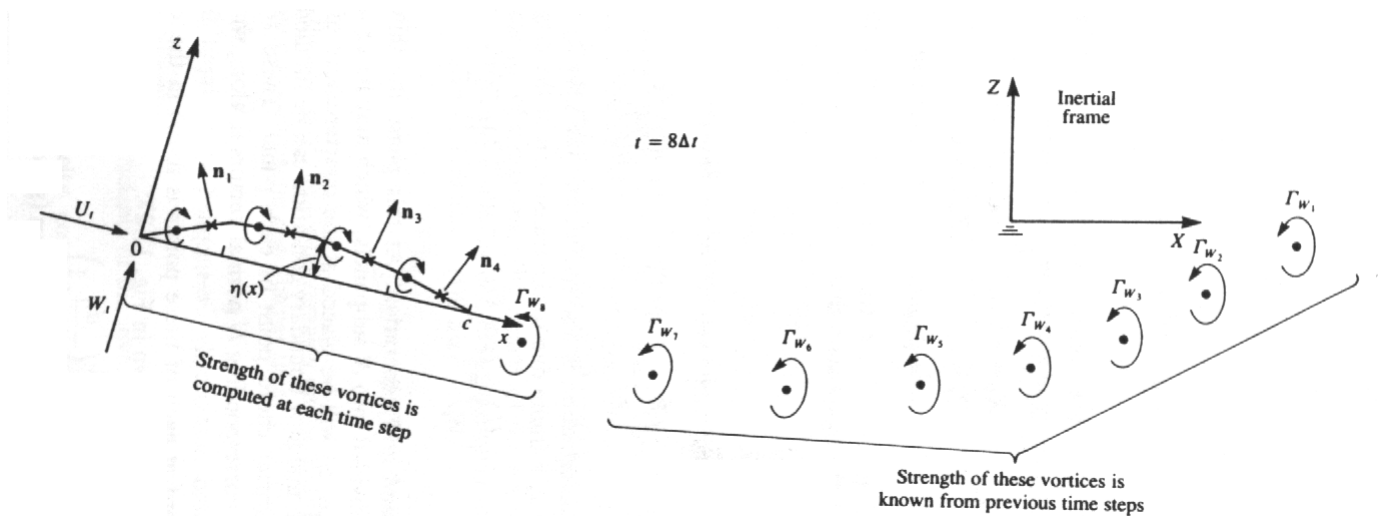


Figura 2: Modelo de vórtice discreto inestacionario



La intensidad de los vórtices adheridos es obtenidos haciendo cumplir la condición de contorno de Newman sobre cada panel individual que es subdividido el perfil. La intensidad del vórtice que se desprende es fijado haciendo cumplir la condición de Kelvin ($\sum \Gamma = 0$).

El procedimiento es descrito detalladamente en §13.10 de Ref. [4].

El efecto suelo es modelado mediante la técnica de las imágenes propuesto originalmente por Weiselsberger. Para que las líneas de corriente sigan al plano formado por el suelo, se modela un perfil y estela ficticia simétrica con respecto al suelo (Fig. 3).

Debido a la simetría existente y con el objetivo de disminuir el sistema de ecuaciones algebraicos a resolver se calcula únicamente la magnitud de la circulación de los vórtices del perfil y estela superior. Obviamente para obtener estos valores se tienen en cuenta la influencia de todo el modelo, es decir perfil real y perfil ficticio.

Para el caso de efecto suelo, la matriz de coeficiente se modifica cada instante de tiempo, ya que la distancia entre el perfil real y el ficticio cambia.

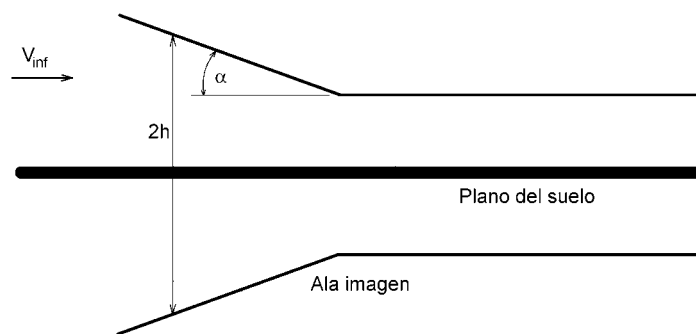


Figura 3: Modelo de efecto suelo usando la técnica de la imagen

2.2.2 Modelo Estructural

Para representar el comportamiento dinámico en flexión y torsión del ala se hace uso de la teoría de viga elemental (§1.1 Ref. [2]). El modelo resultante es análogo al sistema masa-resorte presentado en la Figura 4.

El amortiguamiento estructural se tiene en cuenta adicionado un coeficiente de amortiguamiento similar al utilizado en los modelos viscosos.

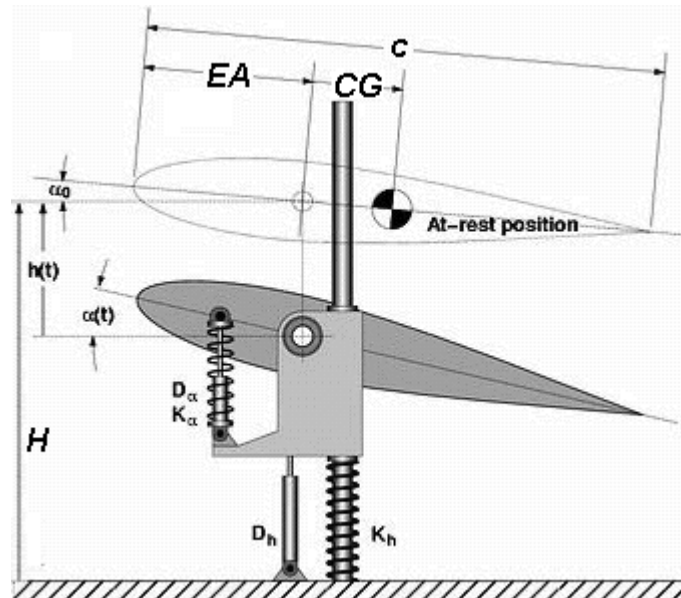


Figura 4: Sistema masa-resorte utilizado para modelar la estructura

3. RESULTADOS

Los resultados presentados en este informe se obtuvieron en base a corridas realizadas utilizando el programa VORTEX presentado en el ANEXO A.

Los mismos fueron divididos en dos grupos: resultados obtenidos de la validación del programa y los resultados específicos generados para este trabajo.

3.1 Validación de los resultados

Antes de intentar analizar una geometría nueva con el programa del Anexo A, se procedió a validar los resultados obtenidos con el mismo. La validación fue realizada comparando los valores originados con el programa con respecto a datos aportados de diferentes autores.

Se validaron los modelos aerodinámicos y de dinámica estructural por separado y luego el modelo aeroelástico completo con y sin efecto suelo.

3.1.1 Modelo Casi Estacionario

Del modelo casi estacionario es necesario validar el modelo de efecto suelo utilizado. Los resultados fueron comparados con los obtenidos mediante el modelo de vórtice discreto inestacionario y mediante diferentes métodos de red de vórtices con alargamientos muy grande. Ambos casos corresponden a condiciones estacionarias.

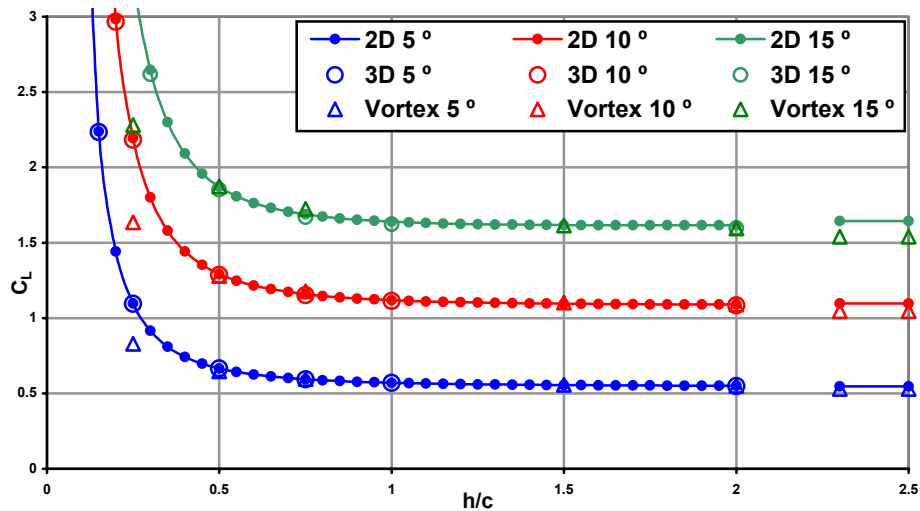


Figura 5: Validación de C_L con efecto suelo para distintos ángulos de ataque. Comparación con red de vórtice de $A=\infty$ (Fig. 21, Ref. [1])

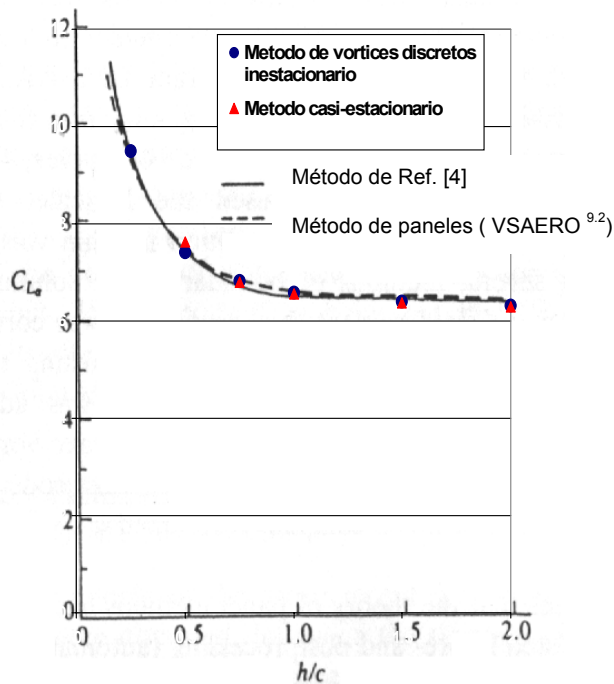


Figura 6: Validación de $C_{L\alpha}$ para diferentes alturas respecto del suelo. (Ref. [4] Fig. 12.21)

Análisis de resultados

Como se puede observar los resultados concuerda con los obtenidos mediante otros modelos más complejos.



3.1.2 Modelo de Vórtice Discreto Inestacionario

El modelo fue validado comparando los resultados obtenidos para el caso de placa plana con arranque impulsivo y para una placa realizando un desplazamiento cíclico ambos sin efecto suelo.

Los resultados con efecto suelo se pueden observar en las Figuras 5 y 6.

En la Figura 10 y 11 se observa cómo la presencia del suelo modifica la forma de la estela para el caso de arranque impulsivo y movimiento cíclico en cabeceo.

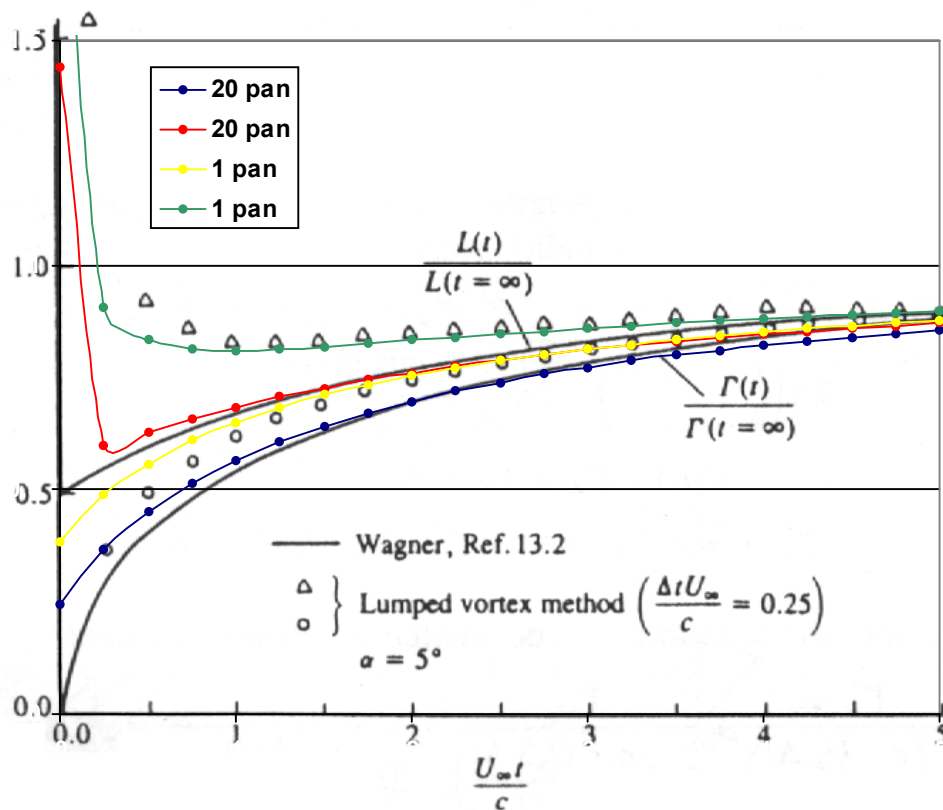


Figura 7: Validación de la sustentación y circulación luego de un arranque impulsivo. (Ref. [4] Fig. 13.8)

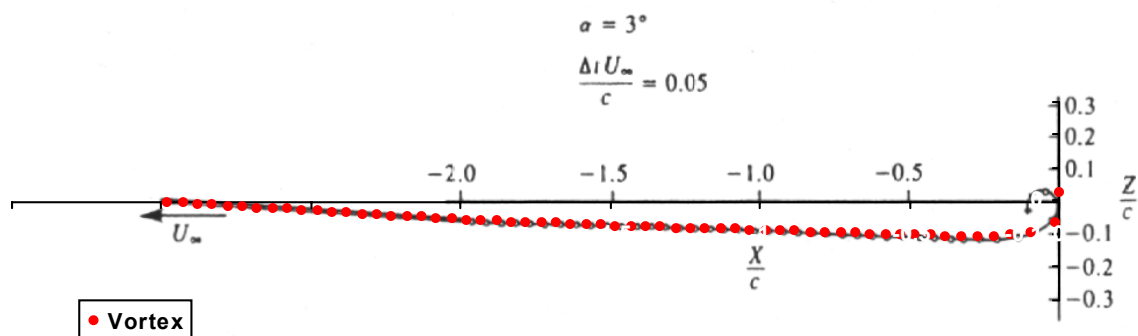


Figura 8: Validación de la estela luego de un arranque impulsivo. (Ref. [4] Fig. 13.11)

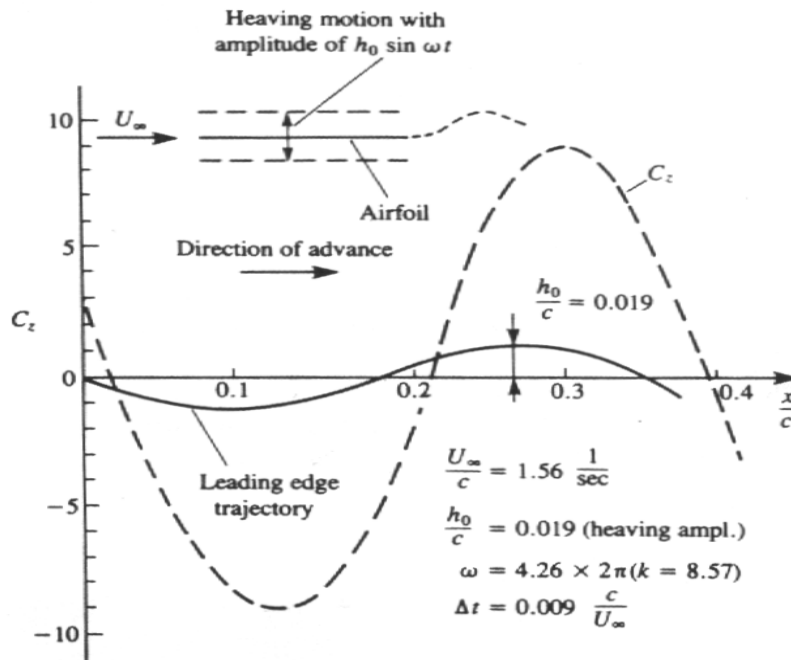
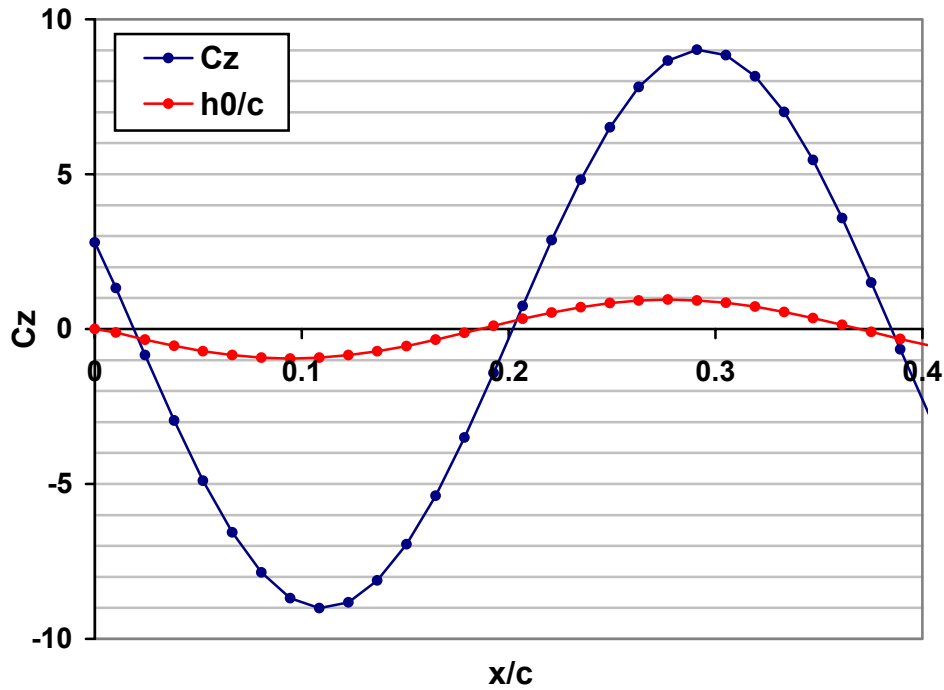


Figura 9: Variación del C_z para una placa oscilando cíclicamente (Ref. [4] Fig. 13.28)

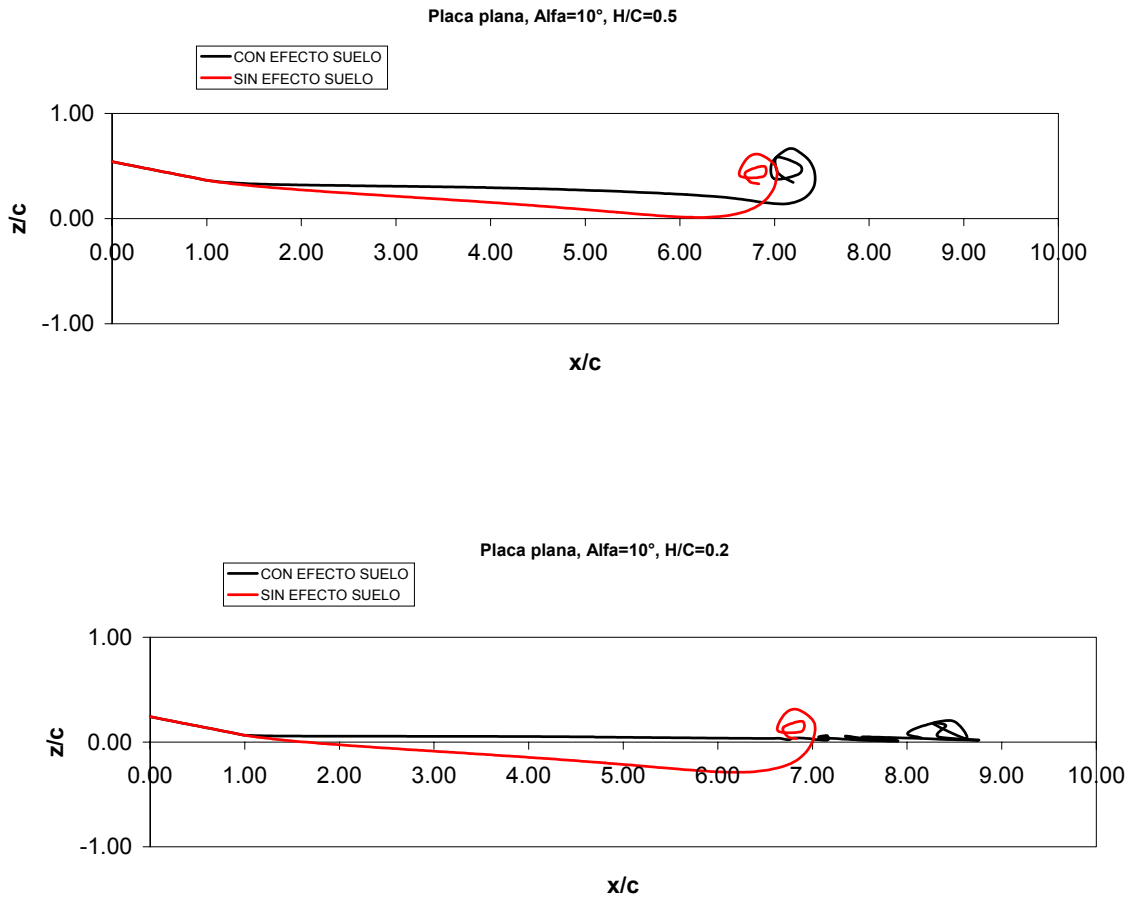


Figura 10: Modificación de la estela por presencia del suelo.
Placa con arranque impulsivo.

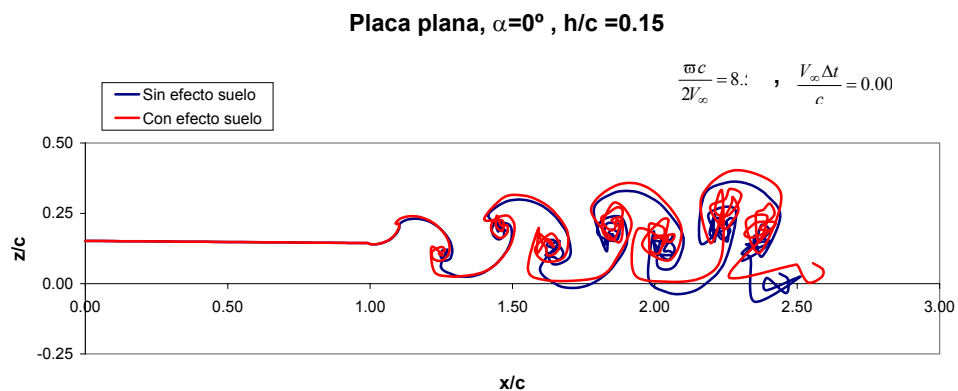


Figura 11: Modificación de la estela por presencia del suelo.
Placa oscilando cíclicamente en cabeceo.



Análisis de resultados

Los resultados obtenidos muestran una buena concordancia con los presentados en Ref. [4]. El efecto suelo sólo fue verificado para condiciones estacionarias ya que no se dispone de casos inestacionarios para comparar. En las Figuras 10 y 11 se puede ver la fuerte influencia que tiene el suelo sobre la estela.

3.1.3 Modelo de Dinámica Estructural

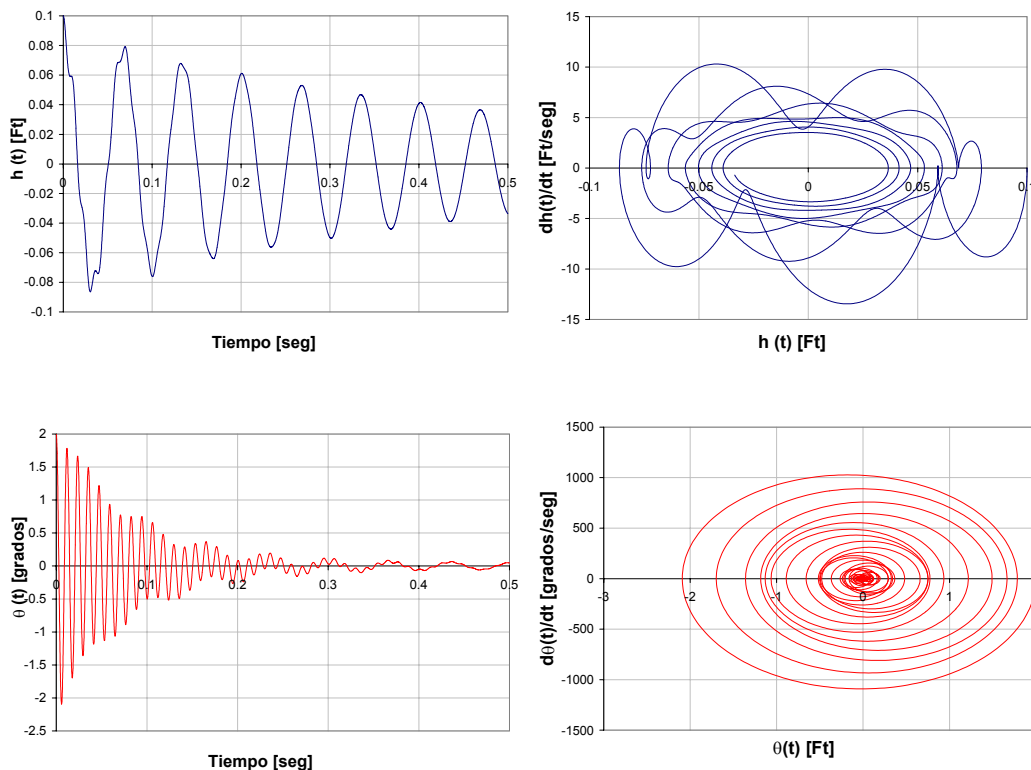
Las ecuaciones de movimiento correspondiente al modelo dinámico estructural fue verificado suponiendo cargas aerodinámicas nulas.

Los resultados fueron comparados con los obtenidos de Ref. [5] con los datos que a continuación se presentan:

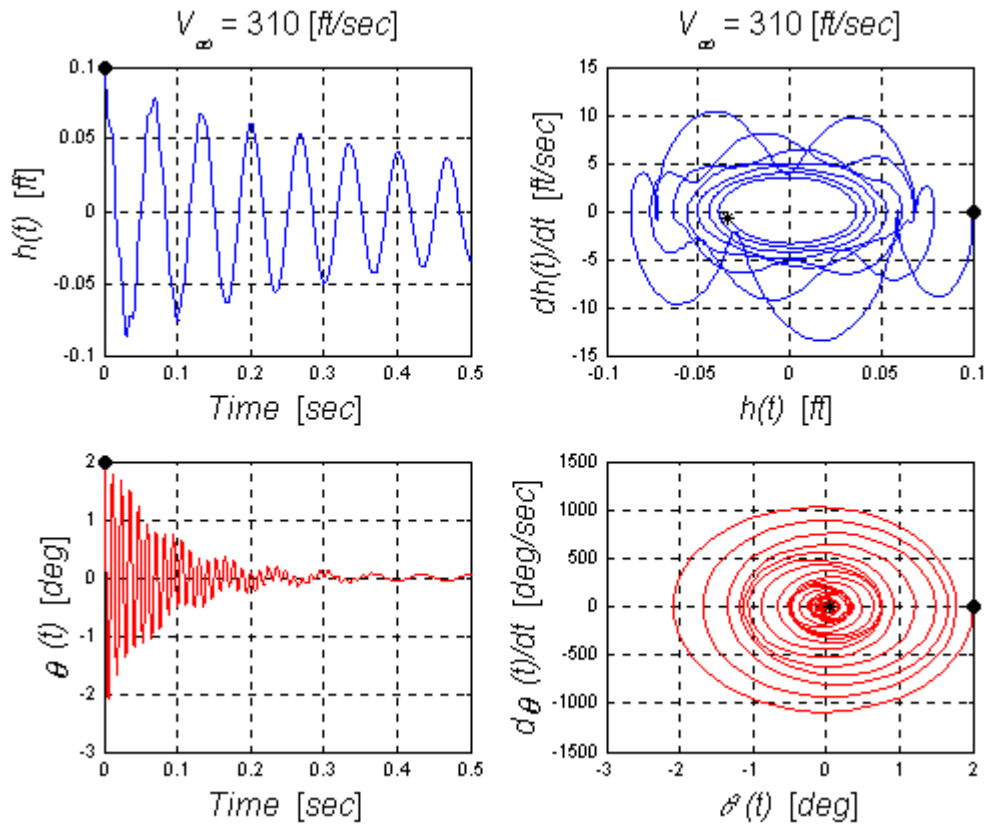
$$\begin{aligned} b &= 1.5 \text{ ft} \\ \omega_h &= 30\pi \\ a &= 0.20 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m &= 0.1009 \text{ slugs/ft} \\ \omega_\theta &= 150\pi \\ s &= -0.22 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} r_\theta^2 &= 0.23 \\ \xi_h = \xi_\theta &= 0.02 \\ \rho &= 0.002378 \text{ slugs/ft}^3 \end{aligned}$$



Resultados programa VORTEX



Resultados programa Example1, Ref [5]

Figura 12: Validación del Modelo de Dinámica Estructural Aerodinámica nula.

Análisis de resultados

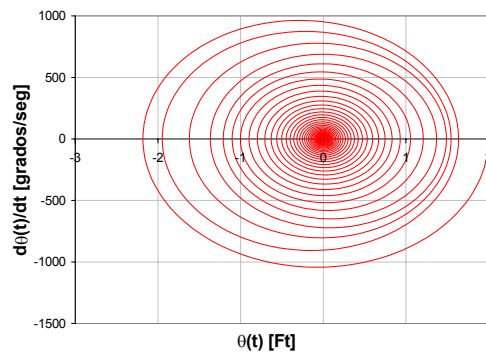
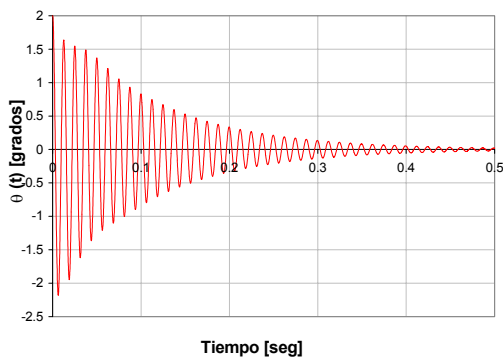
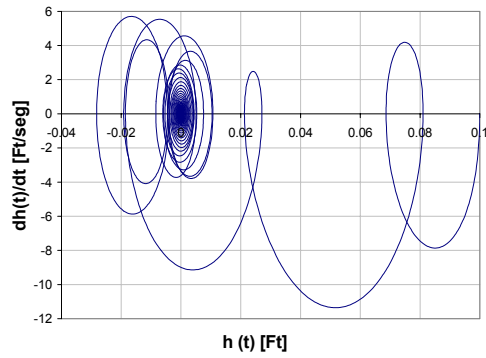
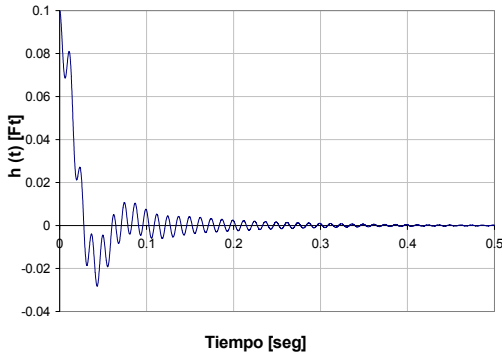
Los resultados concuerdan en su totalidad con los obtenidos de Ref. [5] por lo cual se considera validado el modelo de dinámica estructural.

3.1.4 Validación del modelo completo con aerodinámica casi estacionaria

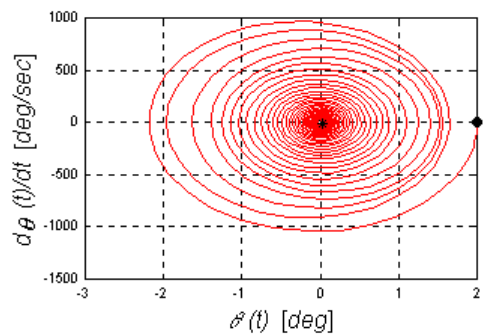
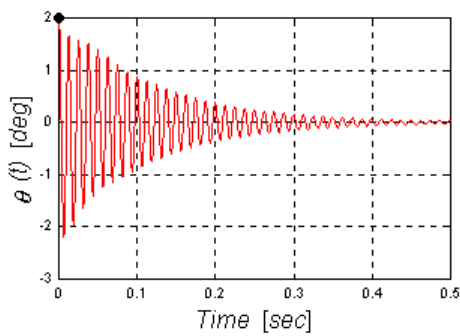
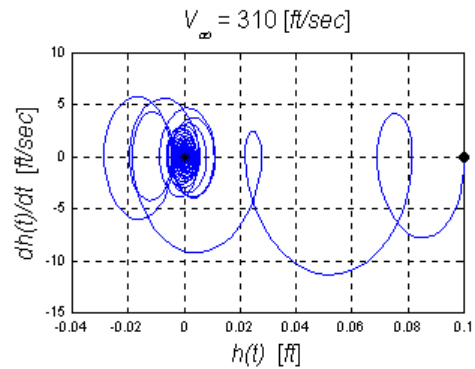
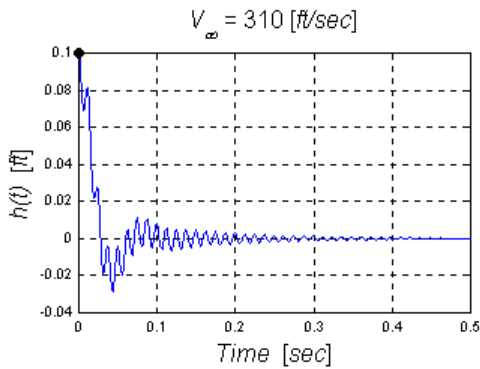
El modelo completo con aerodinámica Casi Estacionaria fue evaluado comparando los resultados del ejemplo presentado en §3.1.3 con los obtenidos de Ref. [5].



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



Resultados programa VORTEX



Resultados programa Example1, Ref [5]

Figura 13: Validación del modelo completo con aerodinámica casi estacionaria



Análisis de resultados

Los resultados concuerdan con los obtenidos usando el programa de Ref. [5]. Se puede observar que los resultados obtenidos son poco dependientes del paso de integración. Por lo general la velocidad de flutter obtenida es mucho menor que en el caso de usarse vórtices discretos.

3.1.5 Validación del modelo completo con el esquema de vórtices discretos inestacionarios

Se verificó el modelo aerodinámico corriendo el ejemplo de Ref. [2], suspension bridge, el cual es resuelto mediante el método de Theodorsen (Ref. [10]).

$b = 30 \text{ ft}$	$m = 269 \text{ slugs/ft}$	$r_\theta^2 = 0.6222$
$\omega_h^2 = 0.775$	$\omega_\theta^2 = 2.41$	$\zeta_h = \zeta_\theta = 0.0$
$a = 0$	$s = 0$	$\rho = 0.002378 \text{ slugs/ft}^3$

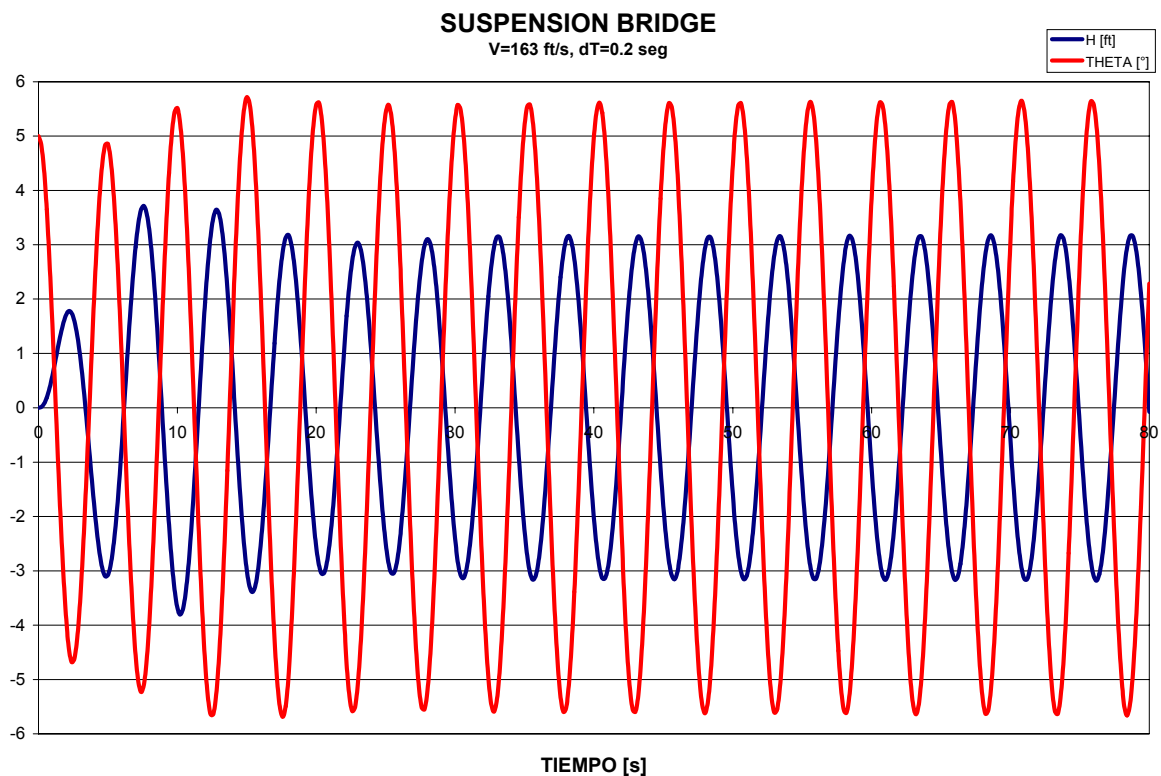


Figura 14: Desplazamiento y rotación del perfil a la velocidad de flutter



SUSPENSION BRIDGE
V=163 ft/s, dT=0.2 seg

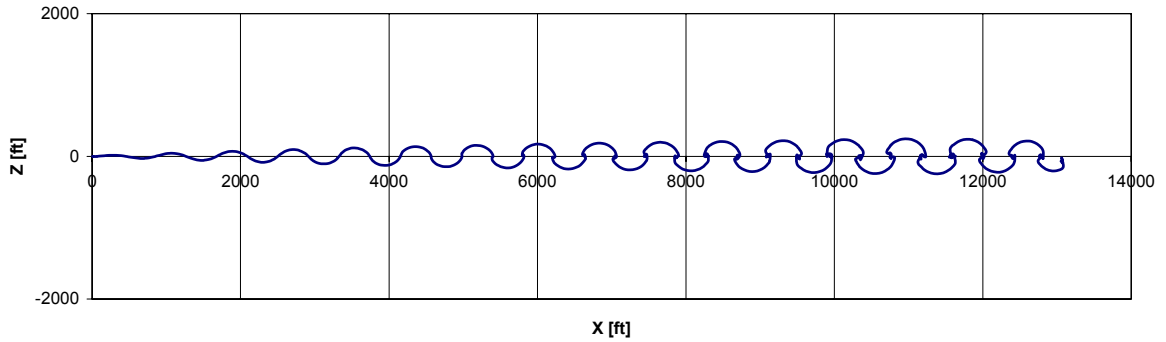


Figura 15: Estela producida a la velocidad de flutter

SUSPENSION BRIDGE
VELOCIDAD DE FLUTTER EN FUNCION DEL COEFICIENTE DE AMORTIGUAMIENTO ESTRUCTURAL

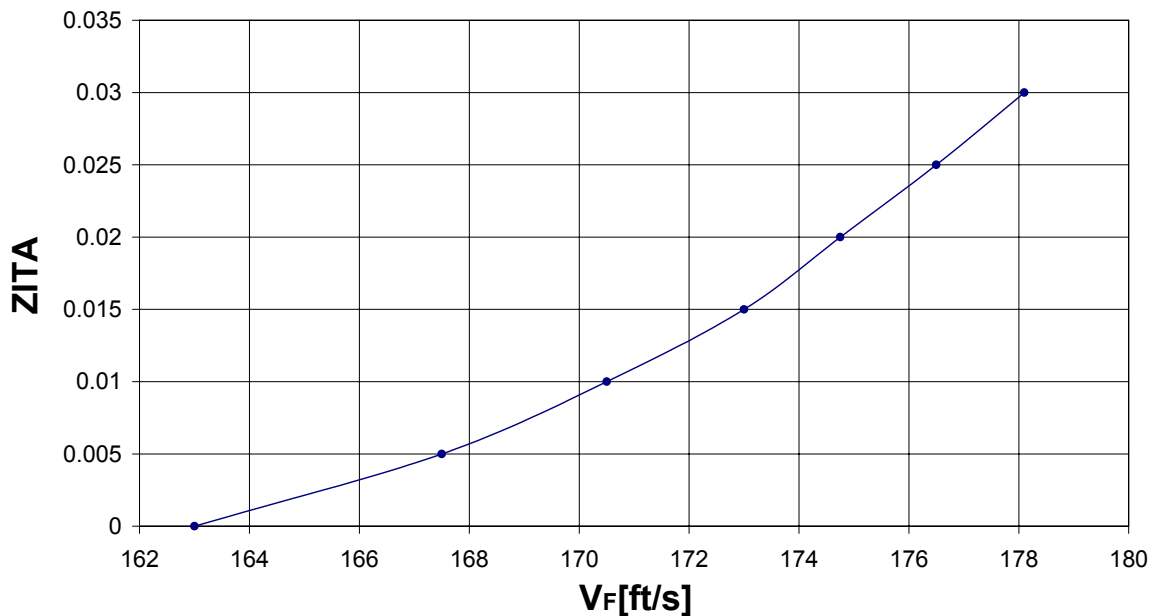


Figura 16: Velocidad de flutter en función del amortiguamiento estructural



**SUSPENSION BRIDGE
FRECUENCIA DE FLUTTER EN FUNCION DEL COEFICIENTE DE
AMORTIGUAMIENTO ESTRUCTURAL**

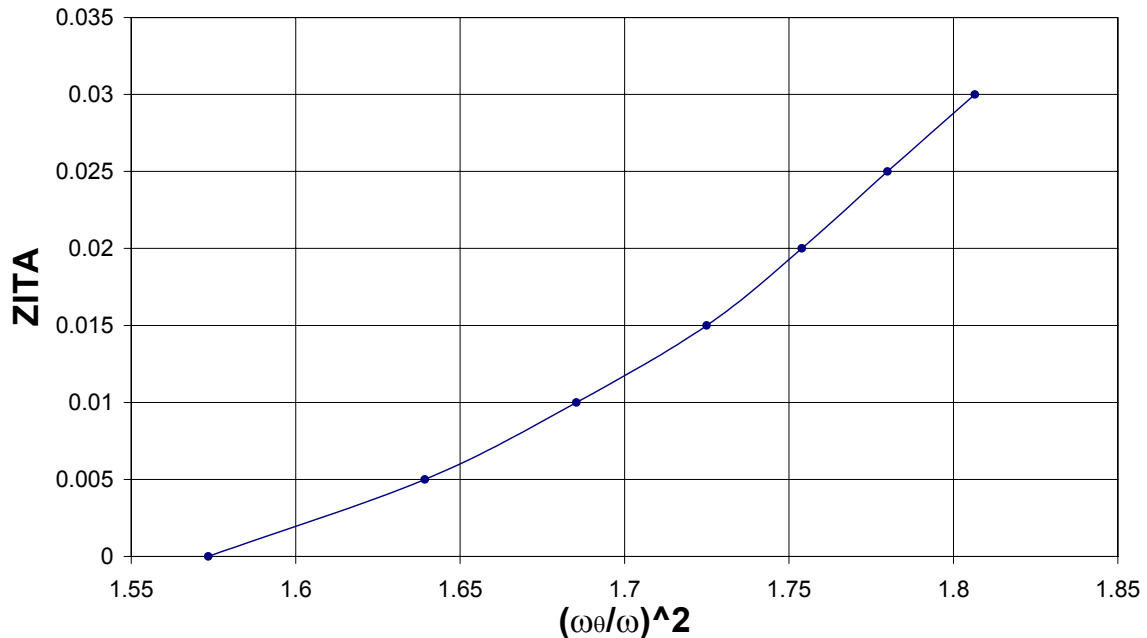


Figura 17: Frecuencia de flutter en función del amortiguamiento estructural

Análisis de resultados

Los resultados concuerdan notablemente con los presentados en Ref. [2]. Es de notar que los resultados obtenidos son fuertemente dependientes del paso de integración adoptado. Según Jones (Ref. [6]) esto se hace notable en modelos aeroelásticos de más de un grado de libertad.

Se pudo observar que la longitud de estela tiene una fuerte influencia en los resultados obtenidos. Por este motivo es conveniente en lo posible no limitar la longitud de la misma.

Para el caso analizado, con un paso de integración de 0.2 segundos se obtiene una velocidad de flutter de $V_F = 163$ ft/s y una frecuencia $(\omega_{\theta}/\omega_F)^2 = 1.57$ los cuales tienen una muy buena concordancia con los resultados obtenidos mediante el método de Theodorsen ($V_F = 162$ ft/s, $(\omega_{\theta}/\omega_F)^2 = 1.55$)

Este modelo y paso de integración es el adoptado para el análisis de las condiciones de flutter con efecto suelo.



3.2 Estudio del efecto suelo sobre las propiedades del flutter

En este capítulo se presentan los resultados del estudio realizado sobre las propiedades del movimiento de un perfil en flutter a diferentes alturas respecto del suelo.

Este análisis fue realizado sobre el modelo denominado Suspension Bridge presentado en §6.11 de Ref. [2]. Este modelo fue elegido debido a que su baja frecuencia de flutter permite realizar corridas del programa VORTEX con pasos de tiempo relativamente largo de 0.2 segundos, permitiendo un gran desarrollo de la estela, lo cual es necesario para lograr un régimen estacionario.

Para el análisis se utilizó casi exclusivamente el modelo de vórtice discreto inestacionario por ser el modelo que permite obtener valores numéricos realistas. El modelo Casi Estacionario fue utilizado para puesta a punto del programa y para sacar conclusiones cualitativas.

3.2.1 Velocidad de flutter

En el siguiente gráfico se presenta la relación entre la velocidad de flutter con efecto suelo y sin efecto suelo ($V_{F\infty}$) para distintas alturas relativas (h/c).

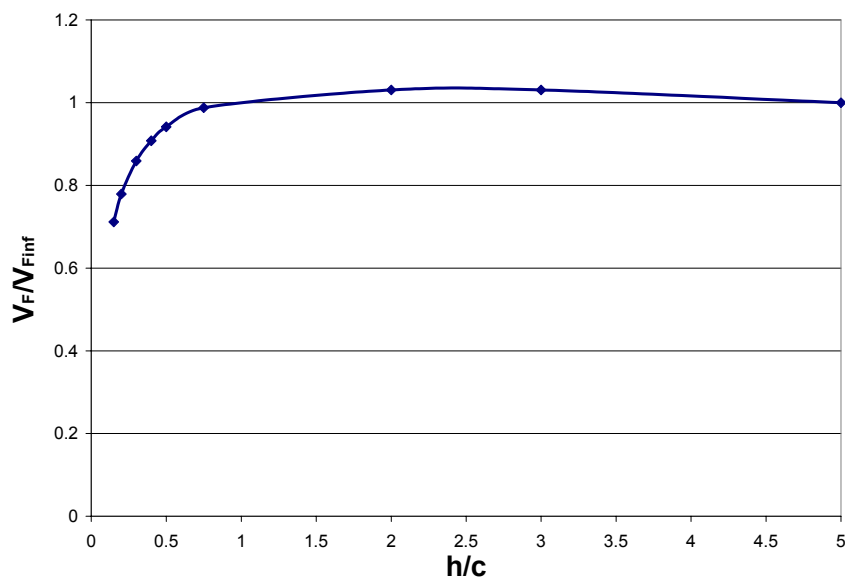


Figura 18: Influencia del efecto suelo sobre la velocidad de flutter

Análisis de resultados

Como se puede observar la velocidad de flutter en general disminuye con efecto suelo. Esto era de esperar debido a que las amplitudes de las cargas aerodinámicas aumentan debido a este efecto.



En el caso particular analizado, para altitudes cercanas a una cuerda la velocidad de flutter es levemente mayor que en la condición en infinito. Esto es atribuible a la influencia de la forma particular de la estela en esa posición.

Cuando se alcanza una altura de aproximadamente una cuerda la velocidad de flutter prácticamente iguala a la condición de flutter sin efecto suelo. Esto coincide con lo observado en estudios realizados sobre efecto suelo para casos estacionarios (Ref. [1]).

3.2.2 Frecuencia de flutter

En el Figura 19 muestra la variación de la frecuencia de flutter.

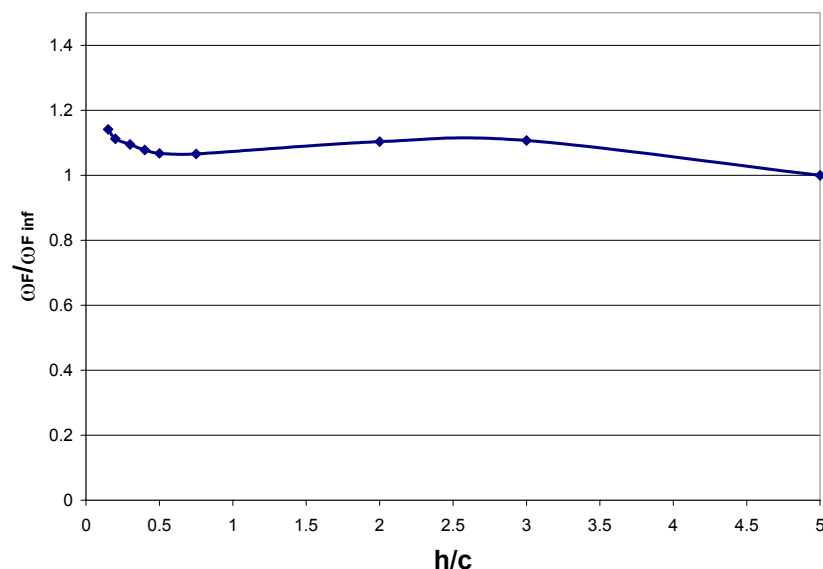


Figura 19: Influencia del efecto suelo sobre la frecuencia de flutter

Análisis de resultados

El en general el efecto suelo produce un aumento en la frecuencia de flutter. Este aumento de la frecuencia a su vez induce un aumento en las cargas aerodinámicas según los estudios realizados por Katz (Figure 13.38, Ref. [4]).

Se observa también acá la influencia de la estela en la frecuencia de flutter la cual induce pequeñas oscilaciones alrededor de un valor medio.



3.2.3 Amplitudes del movimiento

Se ha observado un cambio en las amplitudes tanto en desplazamiento como en rotación a la frecuencia de flutter. Por este motivo se hizo un estudio de cómo varían ambas amplitudes con efecto suelo.

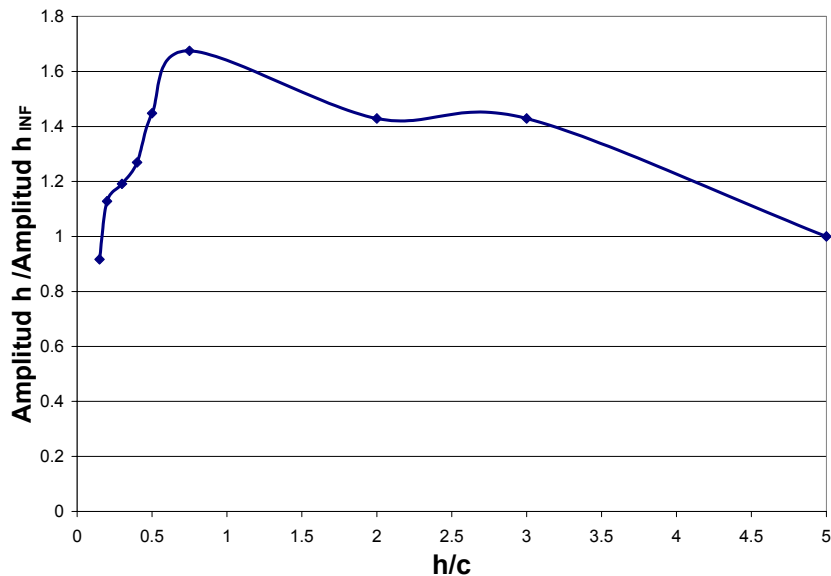


Figura 20: Influencia del efecto suelo sobre la amplitud h

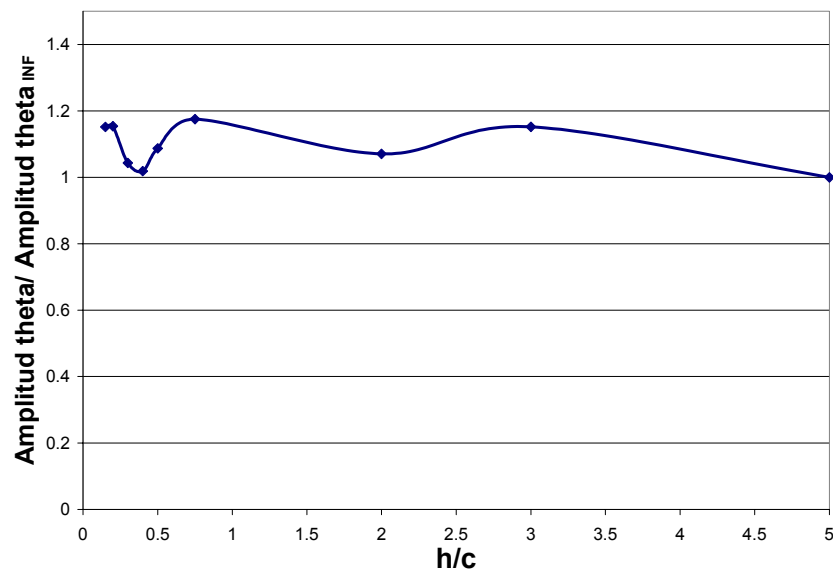


Figura 21: Influencia del efecto suelo sobre la amplitud θ

Análisis de resultados

De las dos amplitudes la que sufre mayor cambio es la de flexión. Se puede observar una disminución de la misma a medida que se aproxima al suelo. La amplitud de la oscilación en torsión sufre poca modificaciones.



3.2.4 Eje de oscilación

En este caso se denomina eje de oscilación al valor medio que toma las oscilaciones de flexión y torsión, tal como se puede ver en la Figura 22.

Se graficó en las Figuras 23 y 24 el desplazamiento relativo de este eje respecto del eje de oscilación sin efecto suelo.

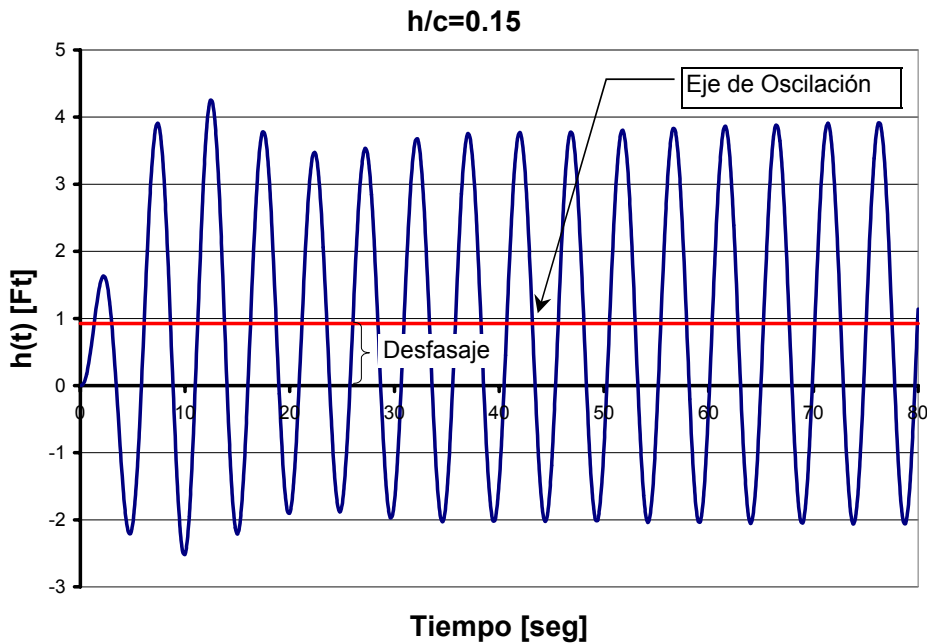


Figura 22: Definición del eje de oscilación

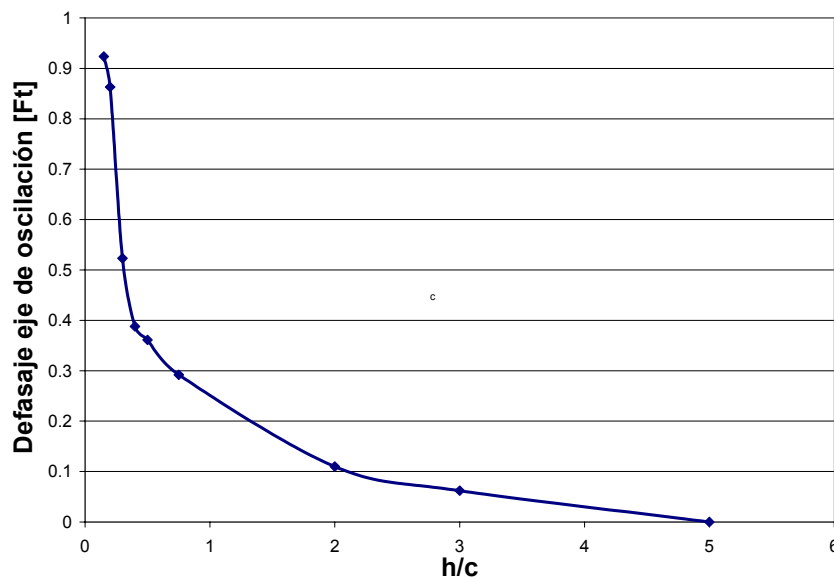


Figura 23: Desplazamiento del eje de oscilación de flexión

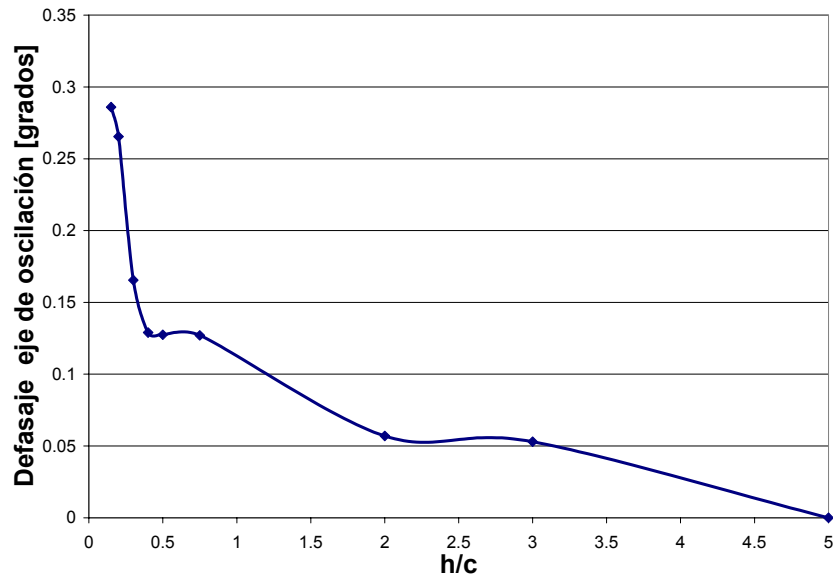


Figura 24: Desplazamiento del eje de oscilación de torsión

Análisis de resultados

Este efecto encontrado al realizar el análisis no fue considerado originalmente debido a que en la literatura específica no es nombrado. Consiste en el desplazamiento hacia arriba del eje de oscilación a medida que la altura respecto del suelo disminuye. Este efecto sólo puedes ser captado si no se desprecia las oscilaciones al armar la matriz de influencia aerodinámica. El mismo comportamiento se observa al correr el programa con el modelo casi estacionario.

Este comportamiento podría explicarse de la siguiente manera. A medida que el perfil descende en una oscilación las amplitudes de las cargas aerodinámicas aumentan lo cual inducen un efecto de rechazo del suelo al perfil.

Este efecto es más notable para las oscilaciones en flexión.

3.2.5 Estela

Seguidamente se puede observar el comportamiento de la estela a diferentes altitudes respecto del suelo.

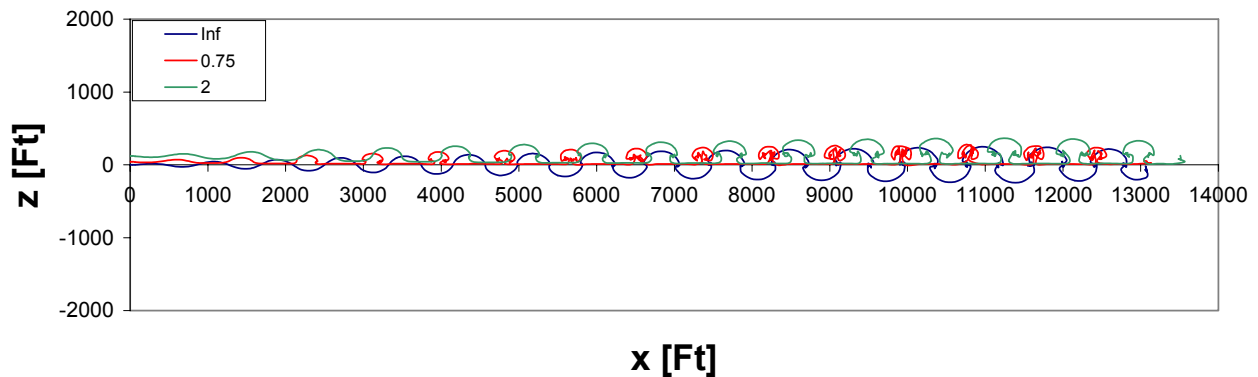


Figura 25: Geometría de la estela para diferentes altitudes

Análisis de resultados

Se puede observar como la estela se ve fuertemente modificada con el efecto suelo. Esta modificación en la estela es responsable de varios de los efectos descritos anteriormente.

4. CONCLUSIONES

Se procedió a confeccionar un programa de cómputos que permitiese analizar cómo influye a las propiedades de un perfil en flutter la presencia cercana de suelo.

El programa utiliza dos modelos aerodinámico y un modelo simple de dinámica estructural.

Primero se procedió a validar cada uno de los modelos separadamente y luego en conjunto.

Finalmente se procedió a estudiar cómo afecta a la velocidad, frecuencia, amplitud, eje de oscilación y estela, de un perfil en flutter, el efecto suelo.

Se verificaron algunas conclusiones obtenidas de otros trabajos similares y se obtuvieron otras nuevas.

En general se puede concluir que el efecto suelo no puede ser despreciado en el análisis de flutter de estructuras que se encuentran a alturas inferiores a una cuerda respecto del suelo.



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



5. REFERENCIAS

- [1] Rizzo Alejandra., Scarpin Gustavo. H., “Análisis de ala en flecha en efecto suelo mediante red de vórtice”, Trabajo Final de Aerodinámica de Superficies Portantes, Maestría en Ciencias de la Ing. – Mención Aeroespacial, Córdoba, 20 de febrero de 2002.
- [2] Fung Y. C., “An Introduction to The Theory of Aeroelasticity”, John Wiley & Sons, Inc, Pasadena, May 1955.
- [3] Massa J. C., “Aeroelasticidad”, UNC-FCEF-DE, 18 de Julio de 2002.
- [4] Katz J., Plotkin A., “Low Speed Aerodynamics”, Mc Graw Hill Book Co., 1991
- [5] Preidikman Sergio, “Programa EXAMPLE1.m”, 2002
- [6] Jones K. D. and Platzer M. F., “Time-Domain Aeroelastic Analysis of a Two Airfoil System With Application to Unsteady Rotary Wing Flowfields“, AIAA 95-0337, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, January 1995.
- [7] Scanlan R. H. and Rosenbaum R., “Introduction to the Study of Aircraft Vibration and Flutter“, The Macmillan Company, New York, 1960.
- [8] Bisplinghoff R. L. and Ashley H., “Principles of Aeroelasticity“, John Wiley & Sons, Inc. , Cambridge, Mass., April 1962.
- [9] Preidikman S., “Numerical Simulations of Interactions Among Aerodynamics, Structural Dynamics, and Control Systems”, Blacksburg, Virginia, October 1, 1998.
- [10] Theodorsen T., “General Theory of Aerodynamic Inestability and the Mechanism of Flutter”, NACA T.R. No. 496, 1934.



ANEXO A

PROGRAMA VORTEX

MANUAL DE USUARIO

1. DESCRIPCION

VORTEX es un programa escrito en FORTRAN que permite analizar el clásico modelo aeroelástico bidimensional denominado sección típica con efecto suelo y en el dominio del tiempo. Para las cargas aerodinámicas se puede elegir dos modelos: el Casi Estacionario y el de Vórtice Discreto Inestacionario. El efecto suelo es modelado usando el método de las imágenes. El programa permite analizar perfiles delgados de geometría arbitraria.

La dinámica estructural es representada de la forma habitual, suponiendo un modelo del tipo masa-resorte con amortiguamiento estructural análogo al viscoso.

2. DATOS DE ENTRADA

Los datos de entrada se ingresan en un único archivo (VORTEX.DAT) con un NAMELIST y una tabla en donde se describe la geometría del perfil:

NAMELIST DATOS:

- IEFEC : Código indicando efecto suelo. 1: con efecto suelo, 0: sin efecto suelo
- MODELO : Código indicando el tipo de modelo aerod. 0: Casi Estacionario
1: Vórtice Discreto Inestacionario
- V0 : Velocidad de la corriente libre de referencia (Ver Subrutina Vinf.FOR)
- RHO : Densidad del aire
- Cref : Cuerda de referencia usada para adimensionalizar los coef. Aerodinámicos.
- ALFA : Angulo de ataque del perfil [°]
- HC : Altura del perfil respecto del suelo dividido Cref ($H = HC \cdot Cref$)
- Y0 : Desplazamiento del perfil desde la posición de equilibrio en el instante inicial.
- Yp0 : Velocidad de desplazamiento del perfil en el instante inicial.
- THETA0 : Angulo de rotación inicial del perfil desde la posición de equilibrio [°]
- THETAp0 : Velocidad de rotación inicial del perfil desde la posición de equilibrio [°/seg]
- EA : Posición del eje elástico en porcentaje de Cref [%]
- CG : Posición del centro de gravedad del perfil en porcentaje de Cref [%]
- MASA : Masa por unidad de envergadura (Por ej en [kg/m] o [slug/ft])
- It : Momento de Inercia por unidad de envergadura (Por ej. [kg*m²/m] o [slug*ft²/ft])



Maestría en Ciencias de la Ingeniería

Mención Aeroespacial

AEROELASTICIDAD



- OMEGA_h : Frecuencia natural desacoplada en flexión ($\omega_h = \sqrt{k_h/m}$)
- OMEGA_t : Frecuencia natural desacoplada en torsión ($\omega_\theta = \sqrt{k_\theta/I_\theta}$)
- ZITAh : Coef. de amortiguamiento estructural en flexión (modelo viscoso) $\left(\xi_h = \frac{c_h}{2m\omega_h} \right)$
- ZITAt : Coef. de amortiguamiento estructural en torsión (modelo viscoso) $\left(\xi_t = \frac{c_t}{2I_\theta\omega_\theta} \right)$
- NPASOS : Número de pasos de integración
- dT : Incremento de tiempo entre cada paso de integración ($T_{\text{final}} = \text{NPASOS} \cdot \text{dT}$)
- NestCr : Número de cuerdas que tiene de longitud la estela usada en el cálculo.
- Nimp : Paso de impresión

TABLA:

- Una tabla conteniendo las coordenadas iniciales y finales de cada uno de los paneles que forman el perfil.

- Notas:**
- 1) Se puede usar cualquier sistema de unidades siempre que las mismas sean coherentes.
 - 2) La velocidad puede ser entrada como una función del tiempo en Vinf.FOR
 - 3) Un tercer archivo de salida denominado VORTEX.GRF imprime los mismos valores de la tabla con objetivos de graficación

Seguidamente se lista una entrada de ejemplo (ARCHIVO: VORTEX.DAT)

```

&DATOS
  IEFEC=0,                MODELO=1
  V0=163.
  RHO=0.002378
  Cref=60.0
  ALFA=0.0
  HC=0.2
  Y0=0.,                 Yp0=0.0
  THETA0=5.,             THETAp0=0.0
  EA=50.,                CG=50.
  MASA=268.9455,         It=150604.0
  OMEGAh=0.8803,        OMEGAt=1.5524
  ZITAh=0.00,           ZITAt=0.00
  NPASOS=400
  dT=0.2,
  NEstCr=10000,         Nimp=1
/
0.0  0.0  6.0  0.0
6.0  0.0  12.0  0.0
12.0  0.0  18.0  0.0
18.0  0.0  24.0  0.0
24.0  0.0  30.0  0.0
30.0  0.0  36.0  0.0
36.0  0.0  42.0  0.0
42.0  0.0  48.0  0.0
48.0  0.0  54.0  0.0
54.0  0.0  60.0  0.0

```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



3. DATOS DE SALIDA

Los datos de salida se listan en dos archivos: VORTEX.DAT y ESTELA.GRF. En el primero se imprimen los datos de entrada del caso y una tabla conteniendo la historia del movimiento del perfil y de las cargas aerodinámicas. En el segundo se lista la posición final de los vórtices con el objetivo de graficar la estela.

ARCHIVO VORTEX.DAT: Contiene los siguientes datos

NAMELIST DATOS: Similar al NAMELIST de entrada (Ver §2)

TABLA DE SALIDA:

- ◀ TIEMPO : Tiempo de integración [s]
- ◀ Vinf : Velocidad de la corriente libre
- ◀ H : Desplazamiento del perfil desde la posición de equilibrio (Flexión)
- ◀ Hp : Velocidad de desplazamiento desde la posición de equilibrio
- ◀ THETA : Angulo de rotación del perfil desde la posición de equilibrio (Torsión)
- ◀ TEHETAp : Velocidad angular de rotación del perfil
- ◀ L : Fuerza de sustentación del perfil
- ◀ Mea : Momento aerodinámico medido desde el centro elástico

Seguidamente se lista una entrada tipo (ARCHIVO: VORTEX.OUT)

```
&DATOS
IEFEC =          0
MODELO =          1
V0 =          163.0000000000000000
ALFA =          0.0000000000000000E+000
HC =          2.0000000000000000E-001
THETA0 =          5.0000000000000000
THETAPO =          0.0000000000000000E+000
Y0 =          0.0000000000000000E+000
YPO =          0.0000000000000000E+000
RHO =          2.3780000000000000E-003
EA =          50.0000000000000000
CG =          50.0000000000000000
CREF =          60.0000000000000000
MASA =          268.9455000000000000
IT =          150604.0000000000000000
OMEGA H =          8.8030000000000000E-001
OMEGA T =          1.5524000000000000
ZITAH =          0.0000000000000000E+000
ZITAT =          0.0000000000000000E+000
NPASOS =          200
DT =          2.0000000000000000E-001
NESTCR =          10000
NIMP =          10
/
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



Tiempo	Vinf	H	Hp	Theta	Thetap	L	Mce
.000	163.000	.000	.000	5.000	.000	182.19	11322.29
2.000	163.000	1.716	.548	-3.898	-3.381	-266.25	-7997.40
4.000	163.000	-1.754	-2.705	1.963	5.608	96.64	5606.14
6.000	163.000	-.679	3.822	.894	-6.186	192.95	-220.00
8.000	163.000	3.234	-2.158	-3.891	4.381	-514.31	-7252.08
10.000	163.000	-3.680	-1.156	5.517	-.447	644.17	12584.13
12.000	163.000	1.936	3.775	-4.667	-3.966	-447.41	-11974.85
14.000	163.000	.625	-4.268	1.625	6.726	19.65	5461.42
16.000	163.000	-2.541	2.751	2.172	-6.504	415.51	3589.58
18.000	163.000	3.181	-.250	-4.961	3.431	-646.69	-10685.81
20.000	163.000	-2.550	-2.142	5.572	1.076	593.73	12986.66
22.000	163.000	1.013	3.599	-3.824	-5.059	-295.01	-9833.85
24.000	163.000	.903	-3.639	.509	6.878	-117.48	2691.42
26.000	163.000	-2.496	2.220	2.996	-5.819	477.37	5504.77
28.000	163.000	3.104	.147	-5.247	2.325	-639.06	-11381.84
30.000	163.000	-2.406	-2.505	5.305	2.151	537.14	12574.47
32.000	163.000	.659	3.831	-3.128	-5.730	-207.38	-8486.53
34.000	163.000	1.394	-3.525	-.378	6.904	-213.09	744.66
36.000	163.000	-2.852	1.708	3.738	-5.165	544.61	7340.09
38.000	163.000	3.093	.837	-5.523	1.230	-645.67	-12302.64
40.000	163.000	-2.019	-3.023	4.970	3.231	474.35	12096.58

ARCHIVO ESTELA.GRF: Contiene las coordenadas globales de los vórtices adheridos y de la estela generados al correr el modelo de Vórtice Inestacionario

Seguidamente se lista un ejemplo resumido (ARCHIVO: ESTELA.GRF)

-28.392830195264850	12.450093212516470
-22.415392259419620	11.930251195055090
-16.437954323574390	11.410409177593720
-10.460516387729150	10.890567160132350
-4.483078451883923	10.370725142670980
1.494359483961308	9.850883125209606
7.471797419806538	9.331041107748234

6231.712724429277000	91.889626663400410
6260.763129289535000	58.413412191000510
6277.657194704117000	22.950400088968310
6273.674361821311000	-2.077418800608021
6279.550598895154000	-33.492129557494890
6307.104043493348000	-69.007400803913800
6347.186480453781000	-98.567464705094210
6397.325991882526000	-117.787647432432300
6454.530040995561000	-122.232900208414400
6514.942657478680000	-106.818211022691600
6576.413952324586000	-54.951898787083310
6542.538441939409000	8.442635155374070
6554.454733310803000	-24.632940074196630



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



4. LISTADO DEL CÓDIGO FUENTE Y SUS SUBROUTINAS

```

*****
**
**          P R O G R A M A   V O R T E X
**
*****
**
**  MODELO AEROELASTICO DE SECCION TIPICA
**
**  AERODINÁMICA: MODELO CASI ESTACIONARIO Y MODELO DE VORTICES
**                DISCRETOS INESTACIONARIOS AMBOS CON EFECTO SUELO
**  ESTRUCTURA  : MODELO DINAMICO ANALOGO A UN SISTEMA MASA-RESORTE
**                CON AMORTIGUAMIENTO ESTRUCTURAL TIPO VISCOSO
**
**  - PERMITE RESOLVER PERFILES DELGADOS
**  - LA GEOMETRIA ES INGRESADA POR ARCHIVO
**
*****
**  PRINCIPALES VARIABLES
**
**  - A : MATRIZ DE COEFICIENTES
**  - ALFA: ANGULO DE ATAQUE DEL PERFIL
**  - B : MATRIZ DE TERMINOS INDEPENDIENTES
**  - PV: POSICIÓN DEL VORTICE EN COORDENADAS GLOBALES (1/4)
**  - PC: POSICIÓN DEL PUNTO DE CONTROL EN COOR. GLOBALES (3/4)
**  - Nvor: NUMERO DE VORTICES
**  - Npan: NUMERO DE PANELES
**  - P1: COORDENADA GLOBAL DEL PUNTO DE INICIO DEL VORTICE
**  - P2: COORDENADA GLOBAL DEL PUNTO FINAL DEL VORTICE
**  - T : TIEMPO
**  - Y : FUNCIONES H, Hp, THETA Y THETAp EN ESE ORDEN
**  - DERY: FUNCIONES Hp, Hpp, THETAp Y THETApp EN ESE ORDEN
**  - L : FUERZA AERODINAMICA (POSITIVA HACIA ARRIBA)
**  - Mea : MOMENTO AERODINAMICO MEDIDO DESDE EL CENTRO ELASTICO
**          (POSITIVO A CABREAR)
**  - GAMMA : VALOR DE LA CIRCULACION DE CADA UNO DE LOS VORTICES
**  - GVx, GVz : COORDENADAS GLOBALES DE LOS VORTICES
**
*****
**
**  ALEJANDRA RIZZO - GUSTAVO SCARPIN          CORDOBA, 02 - SET - 2002
**
*****

```

PROGRAM VORTEX

IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

DIMENSION PRMT(5), Y(4), DERY(4)
REAL*8 P1x(100), P1z(100), P2x(100), P2z(100), A(101,101), MASA, It
REAL*8 GAMMA(10000), GVx(10000), GVz(10000), GCx(100), GCz(100),
. GAMMA0(100), B(101), L, MEA, Kh, Kt

NAMELIST/DATOS/IEFEC, MODELO, V0, ALFA, HC, THETA0, THETAp0, Y0, Yp0, RHO,
.EA, CG, Cref, MASA, It, OMEGAh, OMEGAt, ZITAh, ZITAt, NPASOS, dT, NEStCr, Nimp



Maestría en Ciencias de la Ingeniería

Mención Aeroespacial

AEROELASTICIDAD



```
COMMON/ENTRADA/IEFEC, MODELO, V0, ALFA, H, THETA0, THETAp0, Y0, Yp0, RHO, EA
., CG, Cref, MASA, It, OMEGAh, OMEGAt, ZITAh, ZITAt, NPASOS, dT, NEStCr
COMMON/AUX/Kh, Kt, St, Ch, Ct
COMMON/AUX2/P1x, P1z, P2x, P2z, Npan
COMMON/GLOBAL/GAMMA, GAMMA0, GVx, GVz, GCx, GCz
COMMON/AERODY/L, Mea
```

```
OPEN (UNIT=1, FILE='VORTEX.DAT', STATUS='OLD')
OPEN (UNIT=3, FILE='VORTEX.OUT', STATUS='UNKNOWN')
OPEN (UNIT=4, FILE='VORTEX.GRF', STATUS='UNKNOWN')
OPEN (UNIT=9, FILE='ESTELA.GRF', STATUS='UNKNOWN')
PI=DATAN(1.D0)*4.D0
```

```
! DATOS DE ENTRADA
  READ(1, DATOS)
  WRITE(3, DATOS)
  i=1
1  READ(1, *, END=13) P1x(i), P1z(i), P2x(i), P2z(i)
   P1x(i)=P1x(i)-EA*Cref/100.D0
   P2x(i)=P2x(i)-EA*Cref/100.D0
   i=i+1
  GOTO 1
13 Npan=i-1
   Nvor=i

C  CALCULOS AUXILIARES
   ALFA=ALFA*PI/180.D0
   THETA0=THETA0*PI/180.D0
   THETAp0=THETAp0*PI/180.D0
   H=HC*Cref
   Kh=OMEGAh**2.D0*MASA
   Kt=OMEGAt**2.D0*It
   St=MASA*(CG-EA)/100.D0*Cref
   Ch=2.D0*ZITAh*MASA*OMEGAh
   Ct=2.D0*ZITAt*It*OMEGAt
   Nest=0
   IPASO=Nimp
   WRITE(3, 1000)

   IF (IEFEC.NE.1) THEN
     CALL COEFIN(IEFEC, H, Npan, P1x, P1z, P2x, P2z, A)
   END IF

C  RUTINA DE INTEGRACION
   NDIM=4
   PRMT(1)=0.D0
   PRMT(2)=NPASOS*dT
   PRMT(3)=dT
   Y(1)=Y0
   Y(2)=Yp0
   Y(3)=THETA0
   Y(4)=THETAp0

   DO T=PRMT(1), PRMT(2), PRMT(3)

C  CALCULO DE LAS CARGAS AERODINAMICAS
   IF (MODELO.EQ.0) THEN
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



```
CALL CEST (T, Y, L, Mea)

ELSE
  V=Vinf (T, V0)

  IF (IEFEC.NE.0) THEN
    CALL COEFIN (IEFEC, H+Y (1), Npan, P1x, P1z, P2x, P2z, A)
  END IF

  CALL RHS (IEFEC, V, ALFA, Y, Nest, H, Nvor, B)

  WRITE (*, *) Nest, T, nband

  IF (Nband.EQ.0.AND.GVx (Nest+Nvor).LT.NEstCr*Cref) THEN
    Nest=Nest+1
  ELSE
    Nband=1
  END IF

C  OBTENCION DE LA CIRCULACION ADHERIDA
  DO i=1, Nvor
    GAMMA (i) = 0.D0
    DO j=1, Nvor
      GAMMA (i) = GAMMA (i) + A (i, j) * B (j)
    END DO
  END DO
  CALL LM2 (IEFEC, T, dT, Nest, Nvor, Y, ALFA, GAMMAC, RHO, V, L, Mea)

C  CONVECTAR LOS VORTICES
  CALL CONVECT (IEFEC, dT, Nest, Nvor, V)

  END IF

  IF (IPASO.EQ.Nimp) THEN
    IPASO=0
    WRITE (3, 10) T, Vinf (T, V0), Y (1), Y (2), Y (3) * 180.D0/PI, Y (4) * 180.D0/PI
    .
    , L, MEA
    WRITE (4, 20) T, Y (1), Y (2), Y (3) * 180.D0/PI, Y (4) * 180.D0/PI, L, MEA
  END IF
  IPASO=IPASO+1

  CALL DRK (T, dT, Y, DERY, NDIM)

  END DO

C  SALIDA DE LA ESTELA
  DO i=1, Nest+Nvor
    WRITE (9, *) GVx (i), GVz (i)
  END DO

  STOP

10 FORMAT (6F8.3, 2F9.2)
20 FORMAT (15F15.4)
1000 FORMAT (//' Tiempo Vinf H Hp Theta Thetap L
. Mce '/66 ('-''))
END
```




Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



FUNCIONES

FUNCION VIN.FOR

```
C   FUNCION QUE DEFINE LA VARIACION RESPECTO DE V0 DE LA CORRIENTE LIBRE
C
      DOUBLE PRECISION FUNCTION Vinf(T,V0)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

      Vinf=1.D0*V0

      RETURN

      END
```

SUBROUTINAS

SUBROUTINA FCT.FOR

```
C   ECUACIONES DE MOVIMIENTO
      SUBROUTINE FCT(T,Y,DERY)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

      DIMENSION Y(4),DERY(4)
      REAL*8 MASA,It,L,Mea,Kt,Kh

      COMMON/ENTRADA/IEFEC,MODELO,V0,ALFA,H,THETA0,THETAp0,Y0,Yp0,RHO,EA
      .,CG,Cref,MASA,It,OMEGAh,OMEGAt,ZITAh,ZITAt,NPASOS,dT,NEstCr
      COMMON/AUX/Kh,Kt,St,Ch,Ct
      COMMON/AERODY/L,Mea

      DERY(1)=Y(2)
      DERY(2)=(-St*Ct/It*Y(4)-St*Kt/It*Y(3)-Ch*Y(2)-Kh*Y(1)+St/It*Mea+L)
      . / (MASA-St**2/It)
      DERY(3)=Y(4)
      DERY(4)=(St*DERY(2)-Ct*Y(4)-Kt*Y(3)+Mea)/It

      RETURN

      END
```

SUBROUTINA RHS.FOR

```
C   CALCULO DE LOS TERMINOS INDEPENDIENTES DE LA MAT. DE COEF.
      SUBROUTINE RHS(IEFEC,Vinf,ALFA,Z,Nest,H,Nvor,B)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería

Mención Aeroespacial

AEROELASTICIDAD



```
REAL*8 PVx(101),PVz(101),PCx(100),PCz(100),ALF(100),GVx(10000),
.GVz(10000),Cuerda(100),Y(2),THETA(2),GAMMA(10000),B(101),
.GCx(100),GCz(100),Z(4),GAMMA0(100)
```

```
COMMON/PANEL/PVx,PVz,PCx,PCz,ALF,Cuerda
COMMON/GLOBAL/GAMMA,GAMMA0,GVx,GVz,GCx,GCz
Npan=Nvor-1
Y(1)=Z(1)
Y(2)=Z(2)
THETA(1)=Z(3)
THETA(2)=Z(4)
```

C CAMBIO DE COORD. LOCAL A GLOBAL DE LOS VORTICES

```
DO i=1,Nvor
CALL ROTA(1,ALFA+THETA(1),PVx(i),PVz(i),GVx(i),GVz(i))
GVz(i)=GVz(i)+Y(1)+H
END DO
```

C CAMBIO DE COORD. LOCAL A GLOBAL DE LOS PUNTOS DE CONTROL

```
DO i=1,Npan
CALL ROTA(1,ALFA+THETA(1),PCx(i),PCz(i),GCx(i),GCz(i))
GCz(i)=GCz(i)+Y(1)+H
END DO
```

```
DO i=1,Npan
```

```
CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Vinf,0.D0,u1,w1)
```

```
CALL ROTA(0,ALF(i)+THETA(1),0.D0,Y(2),u2,w2)
```

```
u=-THETA(2)*PCz(i)
w= THETA(2)*PCx(i)
CALL ROTA(0,ALF(i),u,w,u3,w3)
```

```
u4=0.
```

```
w4=0.
```

```
DO j=1,Nest
```

```
N=Nvor+j
```

```
CALL VOR2D(GAMMA(N),GVx(N),GVz(N),GCx(i),GCz(i),Ug,Wg)
```

```
CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Ug,-Wg,up,wp)
```

```
IF (IEFEC.NE.0) THEN
```

```
CALL VOR2D(-GAMMA(N),GVx(N),-GVz(N),GCx(i),GCz(i),Ug,Wg)
```

```
CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Ug,-Wg,ui,wi)
```

```
END IF
```

```
u4=u4+up+ui
```

```
w4=w4+wp+wi
```

```
END DO
```

```
B(i)=w1+w2+w3+w4
```

```
END DO
```

```
B(Nvor)=0.
```

```
DO j=1,Nest
```

```
B(Nvor)=B(Nvor)-GAMMA(Nvor+j)
```

```
END DO
```

```
RETURN
```

```
END
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería

Mención Aeroespacial

AEROELASTICIDAD



SUBROUTINA CEST.FOR

```
C      MODELO AERODINAMICO CASI ESTACIONARIO
C
      SUBROUTINE CEST(T,Y,L,Mea)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

      REAL*8 Y(4),MASA,It,L,Mac,Mea

      COMMON/ENTRADA/IEFEC,MODELO,V0,ALFA,H,THETA0,THETA0, Y0,Yp0,RHO,
      .EA,CG,Cref,MASA,It,OMEGAh,OMEGAt,ZITAh,ZITAt,NPASOS,dT,NEstCr

      PI=DATAN(1.D0)*4.D0
      b=Cref/2.D0
      e=(EA-25.D0)/100.D0*2.D0
      V=Vinf(T,V0)
      ALF=Y(3)-Y(2)/V+Y(4)*b*(1.D0-e)/V
      IF (IEFEC.EQ.0) THEN
        CL=2.D0*PI*ALF
      ELSE
        HC=(H+Y(1))/Cref
        CL=2.D0*PI*(1.+16.*HC**2-8.*HC*ALF)/(16.*HC**2-4.*HC*ALF)*ALF
      END IF

      L=0.5D0*RHO*V**2*Cref*CL
      CMac=-b*PI/(4.D0*V) !teoria no estacionaria tridimensional
      Mac=0.5D0*RHO*V**2*Cref**2*CMac*Y(4)

      Mea=Mac+L*b*e

      RETURN
      END
```

SUBROUTINA COEFIN.FOR

```
C      CALCULO DE LOS COEFICIENTES DEL MODELO DE VORTICE INESTACIONARIO
C
      SUBROUTINE COEFIN(IEFEC,H,Npan,P1x,P1z,P2x,P2z,A)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

      REAL*8 A(101,101),P1x(100),P1z(100),P2x(100),P2z(100),PVx(101),
      .PVz(101),PCx(100),PCz(100),ALF(100),Cuerda(100)

      COMMON/PANEL/PVx,PVz,PCx,PCz,ALF,Cuerda

      Nvor=Npan+1
      ! CALCULO DE LA POSICIÓN DE LOS VORTICES Y PUNTOS DE CONTROL
      DO i=1,Npan
        Cuerda(i)=DSQRT((P2x(i)-P1x(i))**2+(P2z(i)-P1z(i))**2)
        dZ=P1z(i)-P2z(i)
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería

Mención Aeroespacial

AEROELASTICIDAD



```
ALF(i)=DASIN(dZ/Cuerda(i))
PVx(i)= P1x(i)+1.D0/4.D0*Cuerda(i)*DCOS(ALF(i))
PVz(i)= P1z(i)-1.D0/4.D0*Cuerda(i)*DSIN(ALF(i))
PCx(i)= P1x(i)+3.D0/4.D0*Cuerda(i)*DCOS(ALF(i))
PCz(i)= P1z(i)-3.D0/4.D0*Cuerda(i)*DSIN(ALF(i))
END DO
ALF(Nvor)=ALF(Npan)
PVx(Nvor)=P2x(Npan)+0.25D0*Cuerda(Npan)*DCOS(ALF(Nvor))
PVz(Nvor)=P2z(Npan)-0.25D0*Cuerda(Npan)*DSIN(ALF(Nvor))
! ARMADO DE LA MATRIZ DE INFLUENCIA

DO i=1,Npan !PANEL EN EL CUAL SE INDUCEN LAS VELOCIDADES
DO j=1,Nvor !PANEL QUE INDUCE LA VELOCIDAD
CALL VOR2D(1.0D0,PVx(j),PVz(j)+H,PCx(i),PCz(i)+H,U,W)
CALL ROTA(0,ALF(i),U,W,U1,Wp)
C EFECTO SUELO
IF (IEFEC.NE.0) THEN
CALL VOR2D(-1.0D0,PVx(j),-PVz(j)-H,PCx(i),PCz(i)+H,U,W)
CALL ROTA(0,ALF(i),U,W,U1,Wi)
END IF
A(i,j)=Wp+Wi
END DO
END DO

DO i=1,Nvor
A(Nvor,i)=1.D0 !SE IMPONE LA CONDICION DE KELVIN
END DO

! INVERSIÓN DE LA MATRIZ DE INFLUENCIA
CALL INMAT(Nvor,A,IER)
IF (IER.EQ.1) STOP ' LA MATRIZ NO PUEDE SER INVERTIDA.'

RETURN

END
```

SUBROUTINA LM2.FOR

```
C CALCULO DE LA FUERZA DE SUSTENTACIÓN Y MOMENTO AERODINAMICO EN EL EA
C
SUBROUTINE LM2(IEFEC,T,dT,Nest,Nvor,Z,ALFA,GAMMAC,RHO,Vinf,L,Mea)

IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

REAL*8 PVx(101),PVz(101),PCx(100),PCz(100),ALF(100),GVx(10000),
.GVz(10000),Cuerda(100),GAMMA(10000),GAMMA0(100)
.,GCx(100),GCz(100),L,Mea,Z(4),Y(2),THETA(2)

COMMON/PANEL/PVx,PVz,PCx,PCz,ALF,Cuerda
COMMON/GLOBAL/GAMMA,GAMMA0,GVx,GVz,GCx,GCz

L=0.D0
Mea =0.D0
GAMMAC=0.D0
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



```
Npan=Nvor-1  
Y(1)=Z(1)  
Y(2)=Z(2)  
THETA(1)=Z(3)  
THETA(2)=Z(4)
```

```
DO i=1,Npan
```

```
    dGAMMA =0.D0  
    DO j=1,i  
        dGAMMA =dGAMMA+(GAMMA(j)-GAMMA0(j))/dT  
    END DO  
    IF (T.EQ.0.D0) THEN  
        dGAMMA=0.D0  
    END IF
```

C - Calculo de la velocidad tangencial local

```
CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Vinf,0.D0,u1,w1)
```

```
CALL ROTA(0,ALF(i)+THETA(1),0.D0,-Y(2),u2,w2)
```

```
u=-THETA(2)*PCz(i)  
w= THETA(2)*PCx(i)  
CALL ROTA(0,ALF(i),u,w,u3,w3)
```

```
u4=0.
```

```
w4=0.
```

```
DO j=1,Nest
```

```
    N=Nvor+j
```

```
    CALL VOR2D(GAMMA(N),GVx(N),GVz(N),GCx(i),GCz(i),Ug,Wg)
```

```
    CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Ug,-Wg,up,wp)
```

```
    IF (IEFEC.NE.0) THEN
```

```
        CALL VOR2D(-GAMMA(N),GVx(N),-GVz(N),GCx(i),GCz(i),Ug,Wg)
```

```
        CALL ROTA(0,ALFA+ALF(i)+THETA(1),-Ug,-Wg,ui,wi)
```

```
    END IF
```

```
    u4=u4+up+ui
```

```
    w4=w4+wp+wi
```

```
END DO
```

```
V=- (u1+u2+u3+u4)
```

```
dP=RHO*(V*GAMMA(i)/Cuerda(i)+dGAMMA)
```

```
L=L+dP*Cuerda(i)*DCOS(ALF(i))
```

```
Mea=Mea-dP*Cuerda(i)*DCOS(ALF(i))*PVx(i)
```

```
END DO
```

```
DO i=1,Npan
```

```
    GAMMA0(i)=GAMMA(i)
```

```
    GAMMAC=GAMMAC+GAMMA(i)
```

```
END DO
```

```
RETURN
```

```
END
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



SUBROUTINA CONVECT.FOR

C RUTINA QUE CALCULA LA POSICIÓN EN CADA INSTANTE DE LOS VORTICES
 C DE LA ESTELA

```

SUBROUTINE CONVECT(IEFEC,dT,Nest,Nvor,Vinf)

IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

REAL*8 GAMMA(10000), Px(10000), Pz(10000), GVx(10000), GVz(10000)
., GCx(100), GCz(100), GAMMA0(100)

COMMON/GLOBAL/GAMMA, GAMMA0, GVx, GVz, GCx, GCz

Npan=Nvor-1
NV=Nvor+Nest
DO N=Nvor, NV
  U=Vinf
  W=0.0D0
  DO j=1, NV
    CALL VOR2D(GAMMA(j), GVx(j), GVz(j), GVx(N), GVz(N), Up, Wp)
    IF(IEFEC.NE.0) THEN
      CALL VOR2D(-GAMMA(j), GVx(j), -GVz(j), GVx(N), GVz(N), Ui, Wi)
    END IF
    U=U+Up+Ui
    W=W+Wp+Wi
  END DO
  Px(N)=GVx(N)+U*dT
  Pz(N)=GVz(N)+W*dT
END DO

DO N=NV, Nvor, -1
  GAMMA(N+1)=GAMMA(N)
  GVx(N+1)=Px(N)
  GVz(N+1)=Pz(N)
END DO

RETURN

END
  
```

SUBROUTINA VOR2D.FOR

```

*****
**
**          S U B R U T I N A      V O R 2 D
**
*****
**
**  CALCULA LA INFLUENCIA DE UN VORTICE BIDI.
**
**  - VELOCIDAD EN EL PUNTO X1, Z1 INDUCIDO POR EL VORTICE DE X, Z
**
**
  
```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



```
*****
**
** ALEJANDRA RIZZO - GUSTAVO SCARPIN          CORDOBA, 21 - SET - 2001 **
**
*****
```

```

SUBROUTINE VOR2D(GAMMA,X,Z,X1,Z1,U,W)

IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

PI=DATAN(1.D0)*4.D0

RX=X1-X
RZ=Z1-Z
R=DSQRT(RX**2.+RZ**2.)

IF (R.GE.0.001D0) THEN
  U= GAMMA/(2.D0*PI)*(RZ/R**2.)
  W=-GAMMA/(2.D0*PI)*(RX/R**2.)
ELSE
  U=0.D0
  W=0.D0
END IF

RETURN
END

```

SUBROUTINA ROTA.FOR

```
! SUBROUTINA AUXILIAR PARA LA ROTACION DE COORDENADAS
!
! CÓDIGO : 0 = DE COORDENADAS GLOBALES A LOCALES
!          1 = DE COORDENADAS LOCALES A GLOBALES
```

```

SUBROUTINE ROTA(NCOD,ALFA,X,Z,X1,Z1)

IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

IF (NCOD.EQ.0) THEN
  X1= X*DCOS(ALFA)-Z*DSIN(ALFA)
  Z1= X*DSIN(ALFA)+Z*DCOS(ALFA)
ELSE
  X1= X*DCOS(ALFA)+Z*DSIN(ALFA)
  Z1=-X*DSIN(ALFA)+Z*DCOS(ALFA)
END IF

RETURN

END

```



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



SUBROUTINA DRK.FOR

```
C      SUBROUTINA RUNGE-KUTTA DE CUARTO ORDEN

      SUBROUTINE DRK(T,DT,Y,DERY,NDIM)

      IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)

      REAL*8 K(4,4),Y(4),DERY(4),YR(4)

      CALL FCT(T,Y,DERY)
      DO i=1,NDIM
         K(1,i)=DERY(i)
         YR(i)=Y(i)+0.5D0*DT*K(1,i)
      END DO

      CALL FCT(T+0.5D0*DT,YR,DERY)
      DO i=1,NDIM
         K(2,i)=DERY(i)
         YR(i)=Y(i)+0.5D0*DT*K(2,i)
      END DO

      CALL FCT(T+0.5D0*DT,YR,DERY)
      DO i=1,NDIM
         K(3,i)=DERY(i)
         YR(i)=Y(i)+DT*K(3,i)
      END DO

      CALL FCT(T+DT,YR,DERY)
      DO i=1,NDIM
         K(4,i)=DERY(i)
         Y(i)=Y(i)+DT*(K(1,i)+2.D0*(K(2,i)+K(3,i))+K(4,i))/6.0D0
      END DO

      RETURN

      END
```




Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



SUBROUTINA INMAT.FOR

```

C
C .....
C
C     SUBRRUTINA INMAT
C
C     PROPOSITO
C         INVERTIR UNA MATRIZ DADA
C
C     USO
C         CALL INMAT(N,A,IER)
C
C     DESCRIPCION DE PARAMETROS
C         N   - NUMERO DE ECUACIONES DEL SISTEMA
C         A   - MATRIZ DE COEFICIENTES DE N POR N.
C             AL RETORNAR CONTIENE LA MATRIZ INVERSA.
C         IER - PARAMETRO DE ERROR RESULTANTE CODIFICADO, COMO SIGUE
C             IER=0 - NO HAY ERROR
C             IER=1 - LA MATRIZ NO PUEDE SER INVERTIDA.
C
C     SUBROUTINAS Y FUNCIONES REQUERIDAS
C         NINGUNA
C
C .....
C
C     SUBROUTINE INMAT(N,A,IER)
C
C
C     IMPLICIT INTEGER(I-N), REAL*8(A-H, O-Z)
C
C     REAL*8 A(101,101)
C     IER=0
C     DO 50 K=1,N
C         D=A(K,K)
C         IF (D.EQ.0.D0) THEN
C             IER=1
C             RETURN
C         ENDIF
C     DO 20 J=1,N
20      A(K,J)=A(K,J)/D
C     A(K,K)=1/D
C     DO 40 I=1,N
C         IF (I.EQ.K) GOTO 40
C         R=A(I,K)
C         DO 30 J=1,N
C             IF (J.EQ.K) THEN
C                 A(I,K)=-R/D
C                 GOTO 30
C             ELSE
C                 A(I,J)=A(I,J)-R*A(K,J)
C             ENDIF
C     CONTINUE
30      CONTINUE
40      CONTINUE
50      CONTINUE
C     RETURN
C     END

```



ANEXO B

EFECTO SUELO SOBRE PERFILES 2-D EN FLUJO ESTACIONARIO

Para verificar el programa Vortex del ANEXO A se procedió a obtener una ecuación que estima la sustentación de un perfil plano en presencia del suelo. El modelo de las imágenes supone dos vórtices de igual intensidad con sentido contrario ubicados uno del otro una distancia $2h$.

Seguidamente se describe el procedimiento usado en la obtención de dicha ecuación.

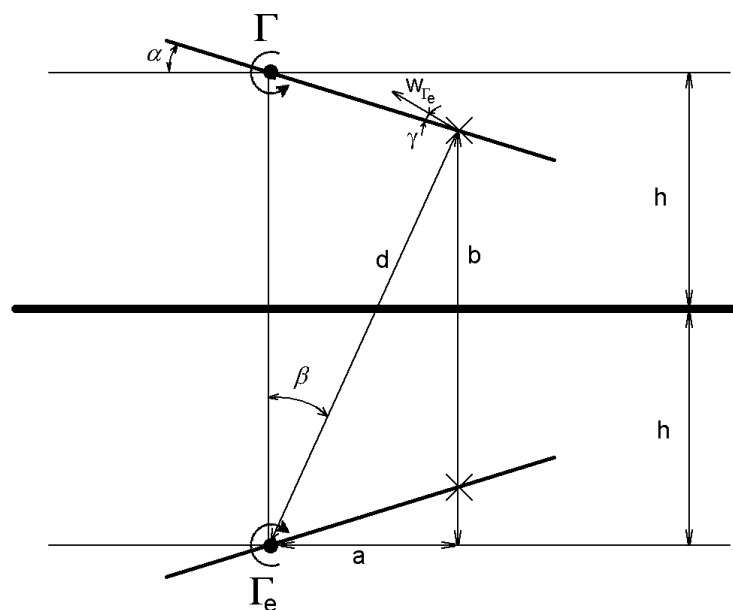


FIGURA B-1: Modelo de perfil plano con efecto suelo.

La velocidad normal inducida por Γ_e sobre el punto de control es:

$$V = w \sin(\gamma);$$

donde: $\gamma = \beta - \alpha$; $\sin(\beta) = \frac{c}{d} \cos(\alpha)$; $\cos(\beta) = \frac{2h - \sin(\alpha)}{d}$



$$\text{con } d^2 = \frac{1}{4}c^2 + \left(2h - \frac{1}{2}c\alpha\right)^2$$

$$V_{M_e} = w \sin(\beta - \alpha) ;$$

$$\text{donde; } \sin(\beta - \alpha) = \sin(\beta)\cos(\alpha) - \cos(\beta)\sin(\alpha)$$

Como α es pequeño se puede suponer: $\sin(\alpha) = \alpha$; $\cos(\alpha) = 1$

$$V_{M_e} = w \left[\frac{c/2}{d} - \frac{(2h - \alpha)}{d} \alpha \right] ; \text{ si } \alpha \text{ es pequeño, entonces } \alpha^2 \approx 0$$

$$V_{M_e} = w \left[\frac{c/2}{d} - \frac{2h\alpha}{d} \right] = \frac{\Gamma}{2\pi d^2} \left(\frac{c}{2} - 2h\alpha \right)$$

La velocidad total w inducida por ambos vórtices;

$$w = -\frac{\Gamma}{\pi c} + \frac{\Gamma}{2\pi} \left(2 \frac{c - 4h\alpha}{c^2 + 16h^2 - 8hc\alpha + c^2\alpha^2} \right)$$

además, la velocidad normal a la superficie inducida por la corriente libre es:

$$w = -V_\infty \sin(\alpha) = -V_\infty \alpha$$

igualando ambas velocidades se obtiene:

$$-V_\infty \alpha = \frac{\Gamma}{2\pi} \left[-2 \frac{-4hc\alpha + 16h^2 + c^2\alpha^2}{(c^2 + 16h^2 - 8hc\alpha + c^2\alpha^2)c} \right]$$

de donde;

$$\Gamma = V_\infty 2\pi \frac{1}{2} \left[\frac{(\alpha c^2 + 16\alpha h^2 - 8hc\alpha^2)c}{-4c\alpha + 16h^2} \right]$$

simplificando



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



$$\Gamma = V_{\infty} \pi \left[\frac{\left(1 + 16\left(\frac{h}{c}\right)^2 - 8hc\alpha\right)\alpha c}{-4\alpha\left(\frac{h}{c}\right) + 16\left(\frac{h}{c}\right)^2} \right]$$

Para encontrar C_L ;

$$C_L = \frac{2\Gamma}{V_{\infty}c} = \frac{2V_{\infty}\pi}{V_{\infty}c} \left[\frac{\left(1 + 16\left(\frac{h}{c}\right)^2 - 8\left(\frac{h}{c}\right)\alpha\right)\alpha c}{-4\alpha\left(\frac{h}{c}\right) + 16\left(\frac{h}{c}\right)^2} \right]$$

de donde finalmente;

$$C_L = 2\pi \left[\frac{\left(1 + 16\left(\frac{h}{c}\right)^2 - 8\left(\frac{h}{c}\right)\alpha\right)}{16\left(\frac{h}{c}\right)^2 - 4\left(\frac{h}{c}\right)\alpha} \right] \alpha$$



ANEXO C

ACLARACIONES SOBRE EL INFORME

Lo siguiente son aclaraciones respecto de este informe realizadas al Dr. Sergio Preidikman luego de redactado el mismo.

PREGUNTA:

(1) ¿Donde interviene el carácter inestacionario del problema al momento de evaluar el C_p sobre el perfil?

RESPUESTA:

El procedimiento seguido para el cálculo de las cargas aerodinámicas es el descrito en el libro "LOW-SPEED AERODYNAMICS" de Katz y Plotkin, §13.10 "ALGORITHM FOR UNSTEADY AIRFOIL USING THE LUMPED-VORTEX ELEMENT". El cálculo de las cargas (sustentación y momento) es realizado en la subrutina LM2.FOR del programa.

La diferencia de presión es calculada mediante el siguiente procedimiento:

$$\Delta p_j = \rho \left\{ V \frac{\Gamma_j}{\Delta l_j} + \frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^j \Gamma_k \right\} \quad (1)$$

Para la velocidad tangencial V se tiene en cuenta la componente tangencial de la velocidad de la corriente libre (teniendo en cuenta el ángulo de cada panel), las velocidades inducidas por el movimiento del perfil (velocidad de rotación y traslación vertical) y la contribución de la estela.

La sustentación y momento es obtenida integrando la diferencia de presión a lo largo de la cuerda:

$$L = \sum_{j=1}^N \Delta p_j \Delta l_j \cos \alpha_j \quad (2)$$

$$M = \sum_{j=1}^N \Delta p_j \cos \alpha_j \Delta l_j x_j \quad (3)$$



PREGUNTA:

(2) *En este problema, el coeficiente de presión C_p incluye un termino de la forma "derivada parcial de ϕ con respecto a t ". Donde ϕ es el potencial de velocidades. Este termino hace que C_p dependa, también, implícitamente de la aceleración del perfil. Esto imposibilita poder escribir las ecuaciones de movimiento del sistema acoplado de la forma $dy/dt = f(y,t)$. Luego, ¿Como es posible que puedan integrar estas ecuaciones de movimiento utilizando un R-K explícito de 4to orden?*

RESPUESTA:

La derivada respecto del tiempo del potencial de velocidad es obtenido usando la definición de

$$\Phi^\pm = \pm \int_0^x (\gamma/2) dl .$$

$$\pm \frac{\partial \Phi_j}{\partial t} = \pm \frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^j \frac{\Gamma_k}{2} \quad (4)$$

Con este término y teniendo en cuenta la diferencia de presión entre las superficies inferior y superior se llega a la ec. (3) (Katz y Plotkin, §13.10)

El término $\frac{\partial}{\partial t} \sum_{k=1}^j \Gamma_k$ es también calculado en la subrutina LM2.FOR mediante el esquema de primer orden de diferencia dividida atrasada:

$$\frac{\partial \Gamma_k}{\partial t} = \frac{\Gamma_k(t) - \Gamma_k(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (5)$$

Al arrancar el programa asumimos $\Gamma_{-\Delta t} = 0$.

El valor de L y M obtenido es mantenido constante durante el paso de integración. Es decir para las cuatro evaluaciones de la función requeridas para R-K de 4° orden asumimos que la sustentación y momento no cambia. Esto es una aproximación, pero es coherente con el esquema de convección de vórtices que usamos. Se convecta un vórtice por cada paso Δt de integración y no cada vez que R-K evalúa la función, es decir cada $\Delta t/2$.

Las ecuaciones de movimiento utilizadas son las clásicas:

$$m\ddot{y} + S_i\dot{\theta} + C_h\dot{y} + K_h y = L \quad (6)$$

$$I_i\ddot{\theta} + S_i\dot{y} + C_i\dot{\theta} + K_i\theta = M \quad (7)$$

de donde despejamos las derivadas de orden superior:



Maestría en Ciencias de la Ingeniería
Mención Aeroespacial
AEROELASTICIDAD



$$\ddot{y} = \frac{-\frac{S_t C_t}{I_t} \dot{\theta} - \frac{S_t K_t}{I_t} \theta - C_h \dot{y} - K_h y + \frac{S_t}{I_t} M + L}{m - \frac{S_t}{I_t}} \quad (8)$$
$$\dot{\theta} = \frac{S_t \dot{y} - C_t \dot{\theta} - K_t \theta + M}{I_t}$$

Este grupo de ecuaciones se lo encuentra en la subrutina FCT.FOR

PREGUNTA:

(3) *Relacionado con la pregunta anterior. ¿como arrancan el R-K de 4to orden conociendo solo las condiciones iniciales del problema? Me resulta muy difícil de entender, ya que el lado derecho de las ecuaciones de movimiento tienen las cargas aerodinámicas (desconocidas todavía) y el R-K implica evaluarlas no solo en $t=0$ sino también en $t=\Delta t/2$, etc.*

RESPUESTA:

Al suponer constante L y M durante el paso de integración Δt nos permite resolver el sistema de ecuaciones mediante R-K, ya que el mismo es un esquema que integra hacia adelante.

En otras palabras, para R-K de 4° orden, en donde:

$$x_{n+1} = x_n + (h/6)(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)$$

asumimos que entre x_{n+1} y x_n L y M no cambia.

COMENTARIO:

Comprendemos que existe una forma más precisa de plantear el problema. Las hipótesis de sustentación y momento constante obviamente induce un error en la solución pero consideramos que el mismo no es significativo y está dentro de los errores que podemos cometer al suponer un modelo aerodinámico y estructural simplificado como el que hemos usado.