



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

TRABAJO FIN DE GRADO

**GRADO EN INGENIERÍA
AEROESPACIAL**

**ANÁLISIS AEROELÁSTICO
DE UN ALA OBLICUA**



Autor: Guillermo Antoine Ponsoda
Tutor: Mario Lázaro Navarro





- ➔ **1. Introducción**
- 2. Breve historia y motivación
- 3. Análisis realizados y Resultados
- 4. Conclusiones
- 5. Presupuesto



1. Introducción

- Proyecto teórico sobre alas oblicuas
- Análisis aeroelástico estático (DIVERGENCIA)
- 2 métodos: Analítico y Teórico

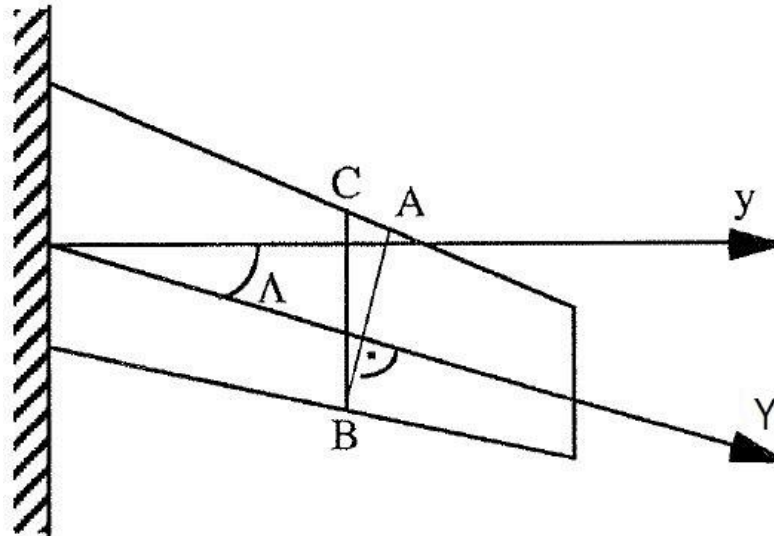
OBJETIVOS

- Obtener presión dinámica de divergencia
- Influencia de la flecha (Λ)
- Influencia de los parámetros geométricos y estructurales
- Limitaciones del ala oblicua

1. Introducción

DEFINICIÓN DE DIVERGENCIA

- Qué es: Fenómeno de inestabilidad estática
- Que lo produce :Interacción entre fuerzas aerodinámicas y estructurales
- Que causa: Modifica el ángulo de ataque, que puede llegar a divergir





1. Introducción
- ➔ **2. Breve historia y motivación**
3. Análisis realizados y Resultados
4. Conclusiones
5. Presupuesto

2. Breve historia y motivación

- Diseño de ala oblicua fue propuesto en 1912, aunque hasta 1940 no empezaron los estudios en túnel de viento
- 2 proyectos muy importantes (OWRA Y AD-1)



OWRA

- 1970
- Análisis características aerodinámicas y control de vuelo
- No tripulado

2. Breve historia y motivación

- Diseño de ala oblicua fue propuesto en 1912, aunque hasta 1940 no empezaron los estudios en túnel de viento
- 2 proyectos muy importantes (OWRA Y AD-1)

AD-1

- 1979
- Análisis a bajas velocidades
- Tripulado





2. Breve historia y motivación

- Las alas oblicuas poseen mayores eficiencias que las alas en flecha simétricas en muchos casos
- Pueden llegar a ser una revolución en el futuro
- Interacción entre ambas alas que pueden afectar de un modo distinto a alas en flecha tradicionales



1. Introducción

2. Breve historia y motivación

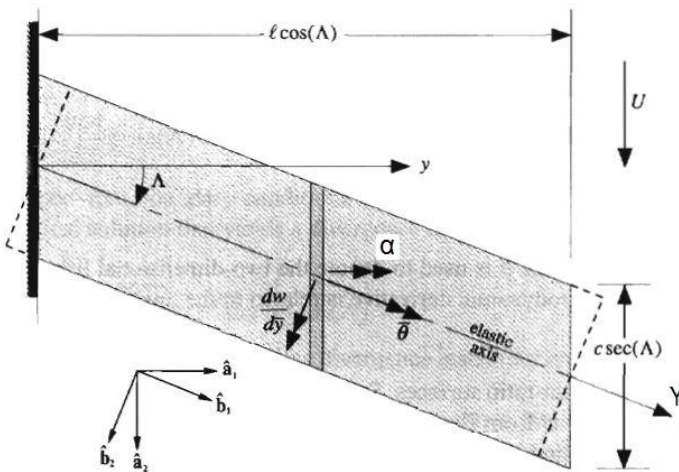
3. Análisis realizados y Resultados

- ➔ i. **Análisis analítico (Strip-Theory)**
- ii. Análisis numérico
 - a. Modelo Estructural
 - b. Modelo Aerodinámico
- iii. Resultados

4. Conclusiones

3.i. Análisis analítico (Strip-Theory)

- Se basa en la resolución directa de la ecuación de equilibrio
- El ala se modela como una viga empotrada en la raíz y libre en punta de ala
- El ángulo de ataque varía por la deformación tanto a flexión como a torsión



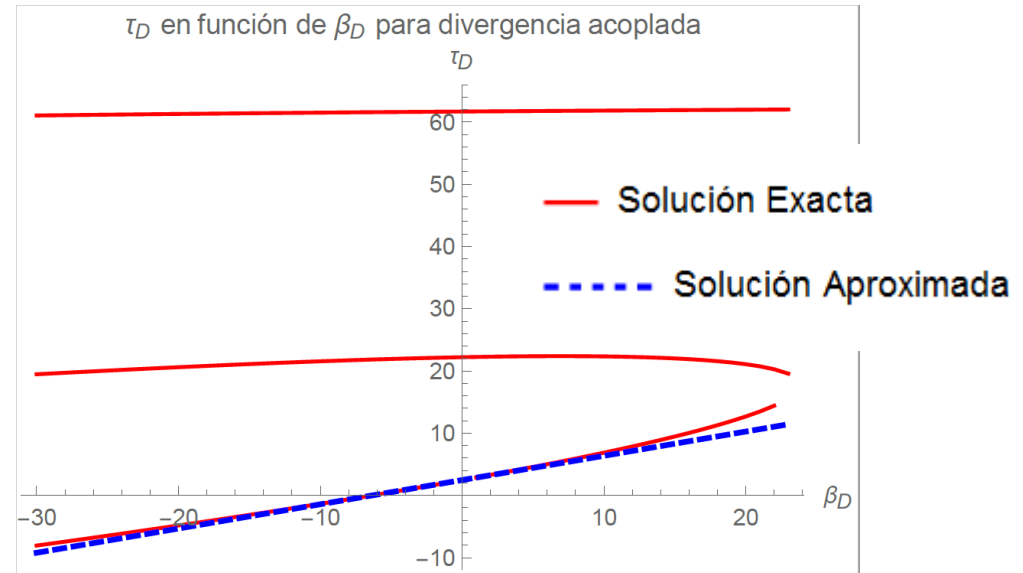
$$\alpha = \theta \cos(\Lambda) - w' \sin(\Lambda)$$

$$\alpha''' + \tau \alpha' + \beta \alpha = 0$$

3.i. Análisis analítico (Strip-Theory)

$$\alpha''' + \tau \alpha' + \beta \alpha = 0$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \tau = \frac{q e c a l^2}{GJ} \cos^2(\Lambda) \\ \beta = \frac{q c a l^3}{EI} \sin(\Lambda) \cos(\Lambda) \end{array} \right.$$



Aproximación

$$\tau_D = \frac{\pi^2}{4} + \frac{3\pi^2}{76} \beta_D$$

$$\frac{q_D}{q_{D0}} = \frac{1 + \tan^2(\Lambda)}{1 - \frac{3\pi^2}{76} \frac{l}{e} \frac{GJ}{EI} \tan(\Lambda)}$$



1. Introducción

2. Breve historia y motivación

3. Análisis realizados y Resultados

i. Análisis analítico (Strip-Theory)

➔ **ii. Análisis numérico**

a. Modelo Estructural

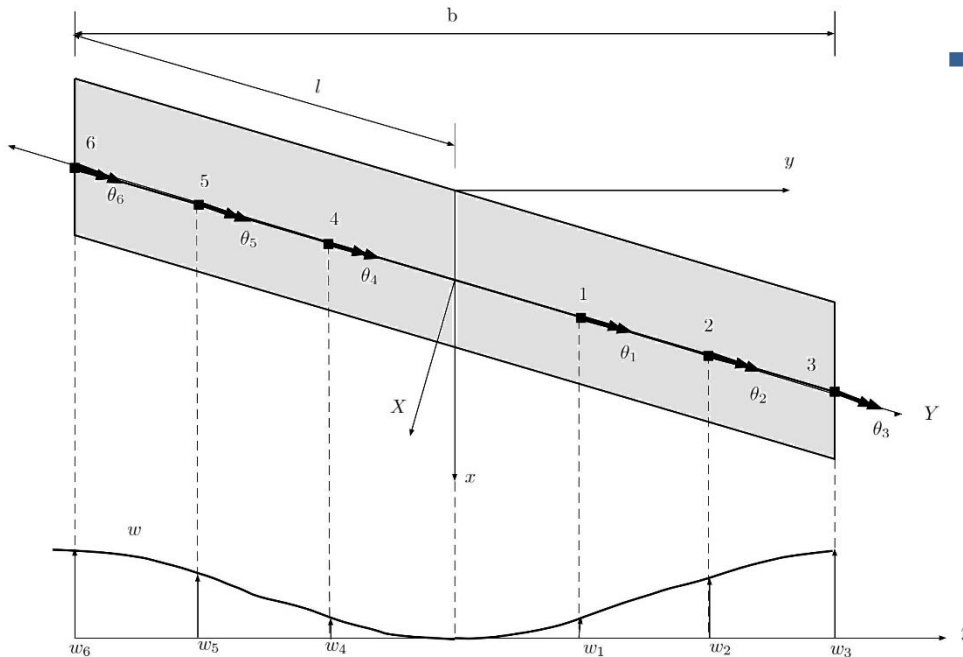
b. Modelo Aerodinámico

iii. Resultados

4. Conclusiones

3.i. Análisis numérico

- Se basa en la resolución de las ecuaciones de Lagrange $\frac{\partial U}{\partial u} = Q$
- Se realiza de modo matricial
- Incluye el efecto 3D de la sustentación



- Grados de libertad

$$\mathbf{u} = \begin{Bmatrix} w_1/c \\ \theta_1 \\ w_2/c \\ \theta_2 \\ \dots \\ w_N/c \\ \theta_N \end{Bmatrix}$$

3.i. Análisis numérico (Modelo Estructural)

- Cada semiala se analiza por separado
- La respuesta viene definida por funciones de forma polinómicas

$$w(Y) = N_{w_{1,4}} w_{1,4} + N_{w_{2,5}} w_{2,5} + N_{w_{3,6}} w_{3,6}$$

$$\theta(Y) = N_{\theta_{1,4}} w_{1,4} + N_{\theta_{2,5}} w_{2,5} + N_{\theta_{3,6}} w_{3,6}$$

$$cc \left\{ \begin{array}{ll} w(0) = 0 & \text{deflexión nula} \\ w'(0) = 0 & \text{giro nulo} \\ w''(l) = 0 & \text{momento flector nulo} \\ w'''(l) = 0 & \text{cortante nulo} \\ \theta(0) = 0 & \text{giro nulo} \\ \theta'(0) = 0 & \text{momento torsor nulo} \end{array} \right. \quad y \quad \begin{array}{l} w(Y_k) = w_k \\ \theta_k(Y_k) = \theta_k \end{array}$$

Una vez obtenidas las funciones de forma se agrupan matricialmente

- $w_{D,I}(Y) = c N_{w_{D,I}}^T(Y) \mathbf{u}$
- $\theta_{D,I}(Y) = N_{\theta_{D,I}}^T(Y) \mathbf{u}$

- MATRIZ DE RIGIDEZ

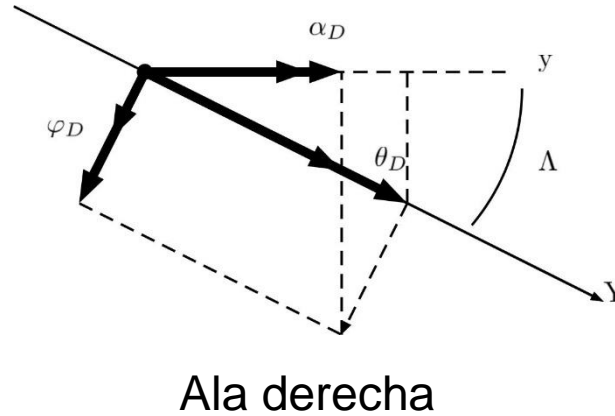
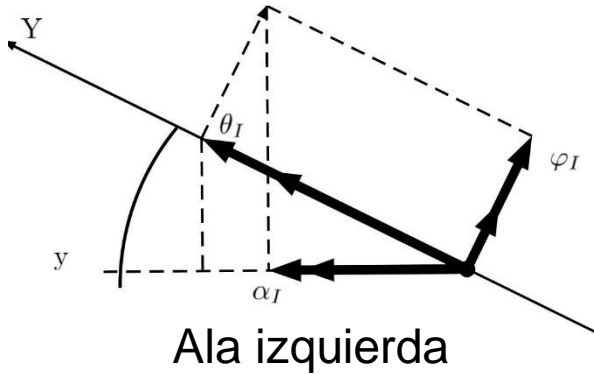
$$K_w = \int_0^l EI \left(\frac{\partial^2 w_{D,I}}{\partial Y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 w_{D,I}}{\partial Y^2} \right)^T dY$$
$$K_\theta = \int_0^l GJ \left(\frac{\partial \theta_{D,I}}{\partial Y} \right) \left(\frac{\partial \theta_{D,I}}{\partial Y} \right)^T dY$$

- La matriz de rigidez cendra definida por la matrices de flexión y torsión de cada semiala

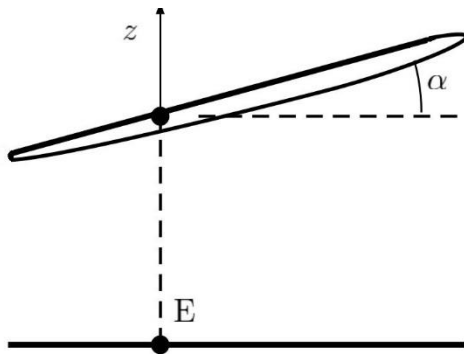
$$K = \frac{GJ}{l} K = K_{wD} + K_{wI} + K_{\theta D} + K_{\theta I}$$

$$EI = \beta GJ$$

- **ÁNGULO DE ATAQUE** $\alpha(y) = N_{\alpha}^T(y) u$



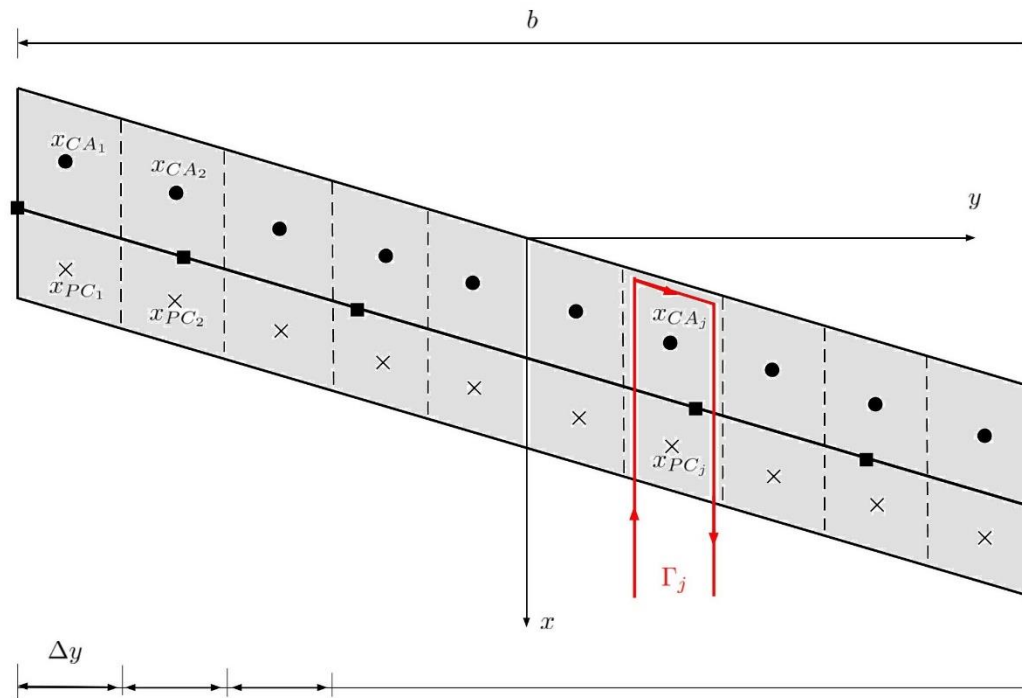
- **DESPLAZAMIENTO VERTICAL**



$$z(y) = c N_A^T(y) u$$

3.i. Análisis numérico (Modelo Aerodinámico)

- Se basa en el método de los paneles.
- La sustentación se genera mediante torbellinos en herradura



■ NODOS

- Cada panel esta delimitado por 4 nodos (Matriz de Conexiones)
- Se calcula la posición de cada nodo (Matriz de nodos)

■ PANELES

- Con las posiciones de nodos se determina α y variación en z de cada panel
 - D_α , Primera Matriz de Acoplamiento
 - D_z , Segunda Matriz de Acoplamiento

Indican el ángulo de ataque y el desplazamiento vertical de los paneles en función de u

Respectivamente

$$\begin{Bmatrix} z_{A1} \\ \vdots \\ \vdots \\ z_{Aj} \\ \vdots \\ \vdots \\ z_{AN} \end{Bmatrix} = c \begin{bmatrix} N_{AI}^T(y_{A1}) \\ \vdots \\ \vdots \\ N_A^T(y_{Aj}) \\ \vdots \\ \vdots \\ N_{AD}^T(y_{AN}) \end{bmatrix} \quad \mathbf{u}_{12 \times 1}$$

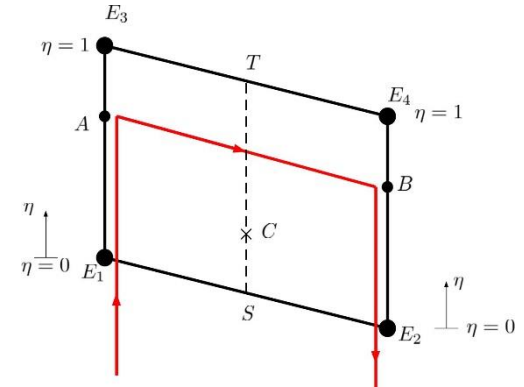
$N \times 12$

- a , Vector de la pendiente de los puntos de control

■ FUERZAS EXTERNAS

- Se calculan mediante las condiciones de contorno definida por velocidad vertical $w_k = V_\infty \frac{\partial z_P}{\partial x} |_k$
- Ley de Biot Savart → Velocidad vertical en función de torbellinos

$$V_C = V(\infty \rightarrow A) + V_P(A \rightarrow B) + V_P(B \rightarrow \infty)$$



$$H \Gamma = V_\infty \mathbf{a}$$

- Aplicando Kutta-Joukovsk

$$L = \rho V_\infty \Gamma$$

- Trabajo virtual

$$\partial W = \sum L_j \Delta y_j \partial z_{Aj} \quad \rightarrow \quad Q = cl^2 q (\mathbf{f}_r + \mathbf{A} \cdot \mathbf{u})$$

$$(\mathbf{K}_{adi} - q_D / q_{D0} \mathbf{A}) = q_{D0} \mathbf{f}_r \quad \rightarrow \quad \boxed{(\mathbf{K}_{ad} - \lambda \mathbf{A}) = 0}$$



1. Introducción

2. Breve historia y motivación

3. Análisis realizados y Resultados

i. Análisis analítico (Strip-Theory)

ii. Análisis numérico

a. Modelo Estructural

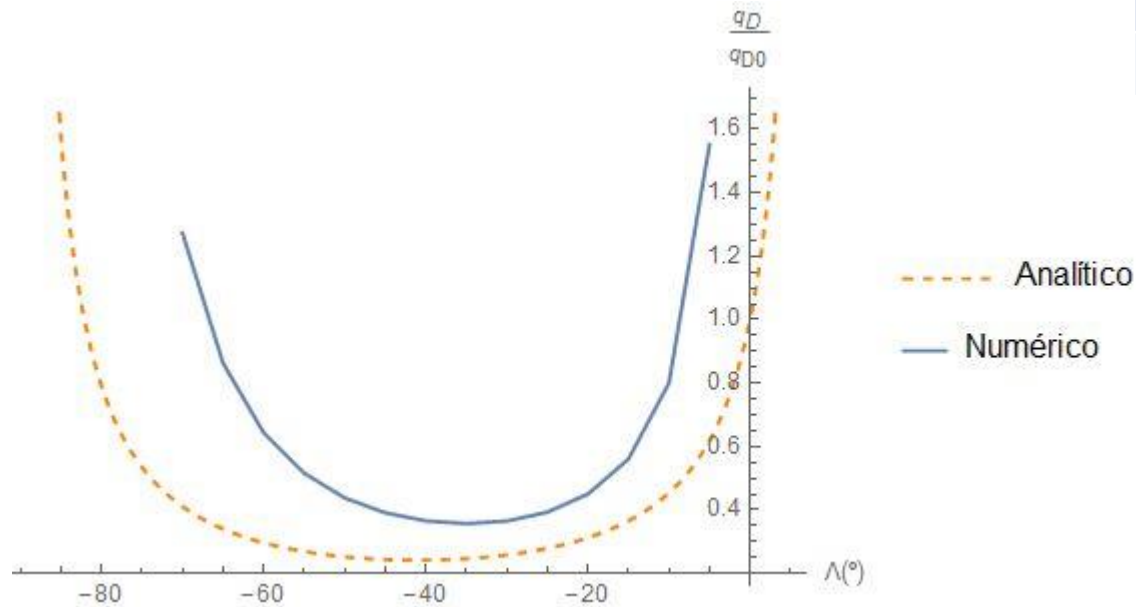
b. Modelo Aerodinámico

➔ **iii. Resultados**

4. Conclusiones

3.iii. Resultados

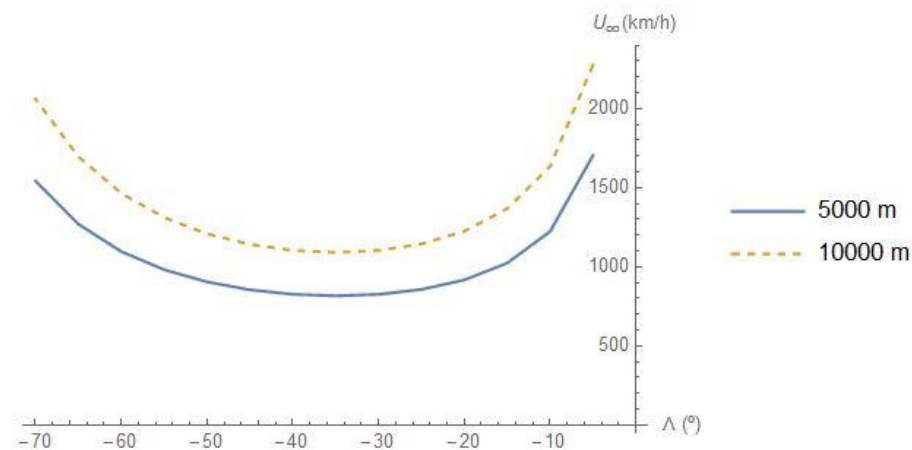
- Presión dinámica de divergencia adimensional según el modelo utilizado



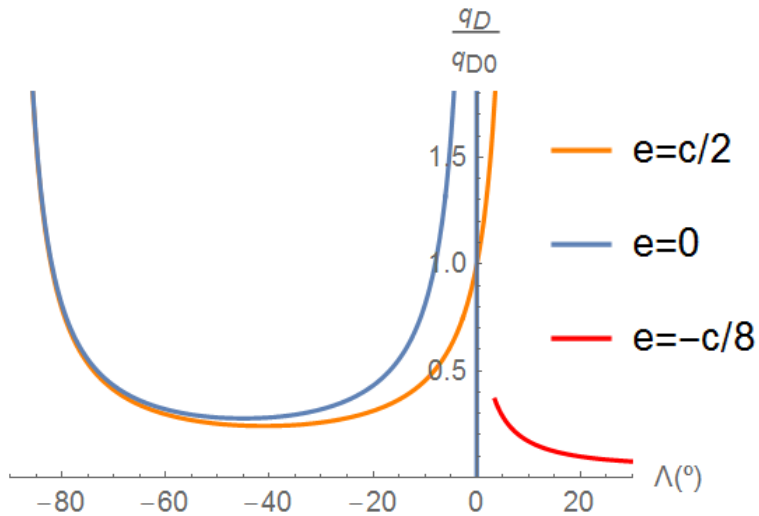
Característica	Valor
Cuerda (c)	0,9 m
Envergadura (b)	20 m
e	c/4
α_R	2 °

3.iii. Resultados

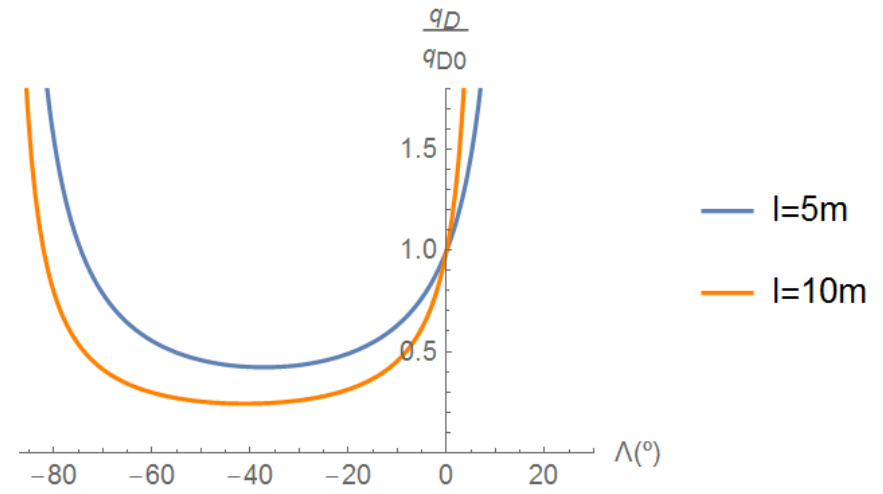
- Presión dinámica de divergencia adimensional en función de la velocidad



- Para mejorar la respuesta ante la divergencia se estudia la influencia de distintos parámetros estructurales

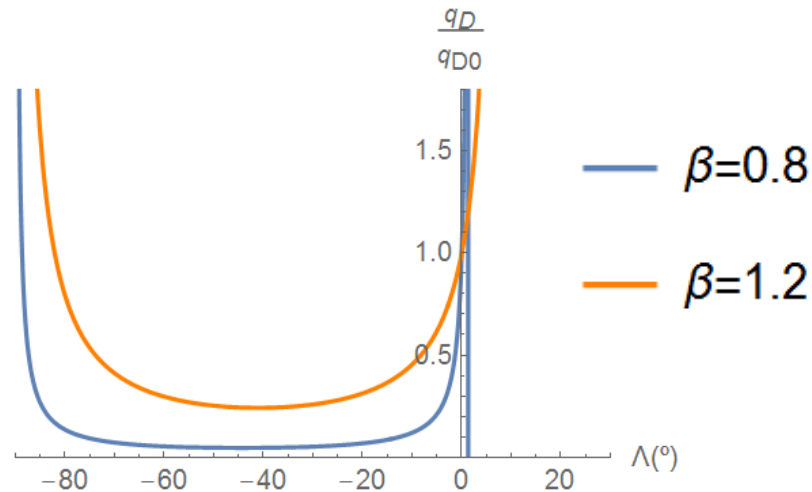


▪ q_D en función de e



▪ q_D en función de l

▪ q_D en función de GJ





1. Introducción
2. Breve historia y motivación
3. Análisis realizados y Resultados
- ➔ **4. Conclusiones**



4. Conclusiones

- Las discrepancias entre los modelos vienen dadas por las simplificaciones realizadas en el modelo analítico
- El modelo numérico permite abarcar problemas mas complejos
- La presión dinámica límite viene marcada por el ala con flecha negativa
- Para poder retrasar la entrada en divergencia existen varios métodos:
 - Acercar lo máximo posible el eje elástico y el aerodinámico
 - Conseguir el mínimo alargamiento posible
 - Aumentar la rigidez a torsión frente a la de flexión



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

Muchas gracias



Autor: Guillermo Antoine Ponsoda
Tutor: Mario Lázaro Navarro

