

EVIDÈNCIAS AVALUACIÓ: AERODINÀMICA

Curs: 2020-2021

Professor: Enrique Ortega

TAULA DE CONTINGUTS

Assignatura		Aerodinàmica		
CODI		220024		
Activitat avaluable	% Ponderació nota final	Evidència	Nota	Pàgina
Examen parcial	30	Enunciat		2
		Resolució		2
		MR	3,1	8
		AG	5,6	15
		ML	8,5	22
		PM	9,5	29
Examen final	30	Enunciat		37
		Resolució		39
		VC	3,8	43
		NE	5,6	57
		AA	7,2	73
		ML	8,9	87

PRIMER EXAMEN PARCIAL (16/04/2021)

Importante: enumerar y colocar nombre y apellidos en cada hoja adicional.

PARTE 1 – TEORÍA

1. Suponga un campo de velocidad en el plano (x, y) definido por $(u, v) = (-y + cx, x - cy)$ donde c es una constante. Contesto lo siguiente utilizando los recuadros provistos debajo: [1 punto]

¿Es este flujo incompresible? (indique SI/NO y justifique)

SÍ, $\nabla \cdot \vec{v} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = c - c = 0 \checkmark$

¿Rotan las partículas de fluido? (indique SI/NO y justifique). Si giran ¿a qué velocidad angular? (rad/s)

SÍ, $\nabla \times \vec{v} = 2\vec{\omega} = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} = 2 \text{ s}^{-1} \rightarrow \omega = 1 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$

¿Sería posible describir este flujo mediante una función potencial? (indique SI/NO y justifique)

NO, $\nabla \times \vec{v} \neq 0$

¿Sería posible describir este flujo mediante una función de corriente? (indique SI/NO y justifique)

SÍ, $\nabla^2 \psi = -\omega$ ADMITE ALJOS POTENCIALES

2. En flujos sobre cuerpos aerodinámicos típicos, ¿bajo qué dos hipótesis principales es posible despreciar la capa límite y la estela, y simular todo el campo de fluido como ideal? [0.5 puntos]

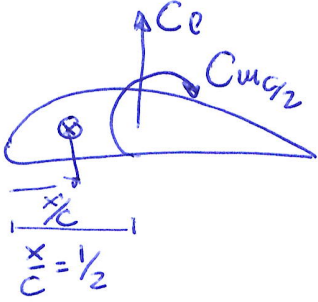
$Re \gg 1$, α PEQUEÑOS

3. Indique con una cruz (X) las afirmaciones que son **VERDADERAS** (utilizar el recuadro destinado para tal fin). Si una sentencia consta de 2 o más afirmaciones, todas ellas deben ser verdaderas para que la sentencia sea verdadera. Recuadros en blanco significan que Ud. considera que la sentencia es falsa. [Cada respuesta suma 2/6 puntos si es correcta y resta 2/18 puntos si es incorrecta]

- En perfiles aerodinámicos a bajo ángulo de ataque podemos suponer que la sustentación y el momento de cabeceo dependen básicamente de la distribución de presión. Por el contrario, la resistencia aerodinámica depende principalmente de los efectos viscosos.
- En perfiles delgados de baja velocidad podemos suponer que la resultante de fuerza aerodinámica se ubica en $c/4$, siempre y cuando se añada en dicho punto un momento libre.
- La pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico depende de la forma de la línea media.
- Para un mismo ángulo de ataque, un perfil NACA 4412 sustenta más que un 2412.
- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 0018 es nulo.

- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 4412 es más negativo que el de un NACA 2412.

4. Para un perfil aerodinámico de cuerda c se conocen el coeficiente de momento de cabeceo respecto a $c/2$ (i.e. $Cm_{c/2}$) y el coeficiente de sustentación (C_l), ambos en función del ángulo de ataque (α). A partir de las definiciones de centro aerodinámico (x_{ca}/c) y de centro de presiones (x_{cp}/c), desarrolle las expresiones que permiten calcularlos con los datos disponibles que se indican arriba. [1.5 puntos]



$$\frac{x_{ca}}{c} \rightarrow Cm_{ca} = c l_f \quad (\text{DEF})$$

$$Cm_{ca} = Cm_{c/2} - C_l \left(\frac{1}{2} - \frac{x_{ca}}{c} \right)$$

$$\frac{\partial Cm_{ca}}{\partial \alpha} = \frac{\partial Cm_{c/2}}{\partial \alpha} - \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \left(\frac{1}{2} - \frac{x_{ca}}{c} \right) = 0$$

$$\boxed{\frac{x_{ca}}{c} = \frac{1}{2} - \frac{\partial Cm_{ca} / \partial \alpha}{\partial C_l / \partial \alpha}}$$

$$\frac{x_{cp}}{c} \rightarrow Cm_{x_{cp}} = 0 \quad (\text{DEF})$$

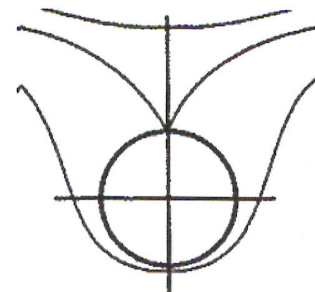
$$Cm_{x_{cp}} = Cm_{c/2} - C_l \left(\frac{1}{2} - \frac{x_{cp}}{c} \right) = 0$$

$$\boxed{\frac{x_{cp}}{c} = \frac{1}{2} - \frac{Cm_{c/2}}{C_l}}$$

PARTE 2 – PROBLEMAS

5. En un ensayo bidimensional se quiere visualizar el flujo sobre un cilindro de radio R en rotación. El mismo se encuentra inmerso en un flujo horizontal con velocidad de corriente libre U_∞ . Utilizando un modelo de flujo ideal, calcule:

- a. La velocidad de giro del cilindro (ω_c) necesaria para alcanzar la condición que se muestra en la figura (i.e. un único punto de remanso en $\theta = \pi/2$). [1.5 puntos].



b. El coeficiente de sustentación del cilindro (Cl_c) para la velocidad de giro determinada en (a). Utilice como longitud de referencia el diámetro del cilindro [0.5 puntos].

Sugerencia: determine primero la intensidad del doblete (k) y el campo de velocidades que se obtiene cuando el cilindro no rota. Luego añada al campo de velocidades el efecto del torbellino para modelar la rotación.

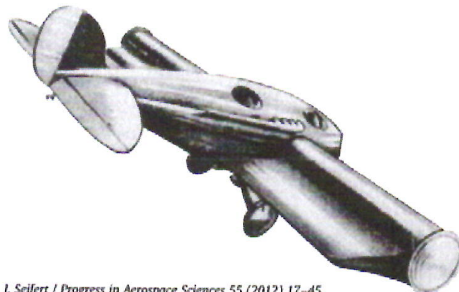
A continuación se dan las expresiones en coordenadas polares para calcular la velocidad a partir de la función de corriente, las funciones de corriente para el flujo uniforme y el doblete, y la velocidad tangencial inducida por un torbellino:

$$v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} \quad ; \quad v_\theta = -\frac{\partial \Psi}{\partial r}$$

$$\psi_\infty = U_\infty r \sin \theta \quad ; \quad \psi_{\text{doublet}} = -\frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

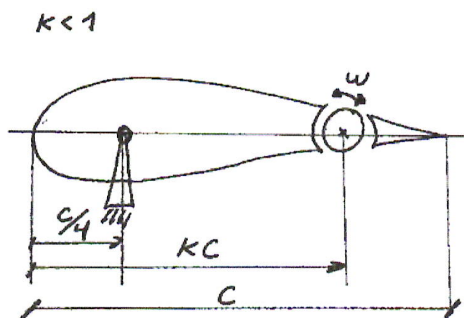
$$v_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

4. El ala compuesta estudiada por Reid y Flettner en los años 20 era un ala convencional que incluía un cilindro rotatorio en el borde de ataque. Dicha ala fue utilizada posteriormente por Gligorin para el diseño de un avión que aproveche el efecto Magnus para generar sustentación (ver figura). El ala proyectada por Gligorin tenía una envergadura de 13 m y el cilindro un diámetro de 1.2 m. La velocidad máxima de crucero del avión para un peso máximo de 1600 kg se estimaba en 400 km/h (vuelo recto y nivelado). Suponiendo que toda la sustentación requerida para volar en dicha condición es provista por el ala (hipótesis de ala aislada) y que cada sección de la misma se comporta como si fuera bidimensional (i.e $C_l(y) = C_{L \text{ cruise}}$), calcule la velocidad de giro del rotor necesaria en rpm. Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1 punto]



J. Selfert / Progress in Aerospace Sciences 55 (2012) 17–45
Fig. 9. Rotor airplane according to Karl Gligorin, sketch from H. and B. v. Römer. Courtesy of Deutsches Museum Archiv.

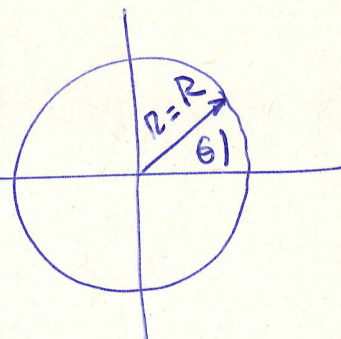
5. El control de cabeceo del perfil de la figura se realiza mediante un cilindro rotatorio de diámetro d . El perfil tiene un coeficiente de momento libre C_{m0} , cuerda c y se sujeta mediante una rótula que le permite girar libremente respecto al punto $c/4$. El eje del cilindro se coloca en una posición $k \cdot c$, donde $0 < k < 1$. Suponiendo que todo el sistema se encuentra contrapesado para que su centro de masa esté en $c/4$, que no existe interferencia aerodinámica entre el perfil y el cilindro, y que el efecto de la resistencia es despreciable, calcule:



a. La velocidad de giro del cilindro que equilibra el conjunto en cabeceo (ω_{eq}). Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1. 5 puntos]

c. ¿Depende la velocidad de giro de equilibrio del ángulo de ataque del perfil? ¿Por qué? Justifique [0.5 puntos]

$$5) \quad \Psi = U_{\infty} r \sin \theta - \frac{\kappa}{2\pi r} \sin \theta \quad (1)$$



$$\left\{ \begin{aligned} v_r &= \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} = U_{\infty} \cos \theta - \frac{\kappa}{2\pi r} \cos \theta \quad (2) \end{aligned} \right.$$

$$\left\{ \begin{aligned} v_{\theta} &= -\frac{\partial \Psi}{\partial r} = -U_{\infty} \sin \theta + \frac{\kappa}{2\pi r^2} \sin \theta \quad (3) \end{aligned} \right.$$

a) Si $\Gamma = 0$: $\rightarrow \vec{v} = 0$ @ $r = R$ y $\theta = 0, \pi$
 Ec. (2) y (3) resultan:

$$\left\{ \begin{aligned} v_r &= U_{\infty} - \frac{\kappa}{2\pi R^2} = 0 \rightarrow \kappa = \underline{\underline{2\pi U_{\infty} R^2}} \\ v_{\theta} &= 0 \end{aligned} \right.$$

Con $\Gamma \neq 0$: $\vec{v} = 0$ @ $r = R$ y $\theta = \pi/2$, luego

$$\left\{ \begin{aligned} v_r &= 0 \\ v_{\theta} &= -U_{\infty} + \frac{2\pi U_{\infty} R^2}{2\pi R^2} - \frac{\Gamma}{2\pi R} = 0 \\ & -U_{\infty} - U_{\infty} - \frac{\Gamma}{2\pi R} = 0 \end{aligned} \right.$$

$$\Gamma = \underline{\underline{-4\pi R U_{\infty}}}$$

De la definición de circulación (Γ), alrededor del cilindro:

$$\Gamma = -\int_0^{2\pi} \vec{v} \cdot d\vec{l} = -\int_0^{2\pi} \omega R d\ell = -\omega R \int d\ell = -\omega R 2\pi R$$

$$b) \quad S = b \times d = 15.6 \text{ [m}^2\text{]} \quad ; \quad V = 400 \text{ [km/h]} = 111.1 \text{ [m/s]}$$

$$\text{vuelo recto y nivelado} \rightarrow L \sim W = 1600 \times 0.81 = 156 \text{ [kW]}$$

$$C_L^{\text{crucier}} = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} = 0.13 \quad ||$$

$$C_L^{\text{crucier}} = C_L(\gamma) = c_L = 0.13$$

$$C_L = \frac{l}{\frac{1}{2} \rho V^2 d} = \frac{\rho V \Gamma}{\frac{1}{2} \rho V^2 d} = \frac{2 \Gamma}{V d} \rightarrow \Gamma = \frac{1}{2} C_L V d$$

De la def. de circulación (Γ), alrededor del cilindro

$$\Gamma = - \int_0^{2\pi} \vec{V} \cdot d\vec{l} = - \int_0^{2\pi} \omega R dl = - \omega R (2\pi R)$$

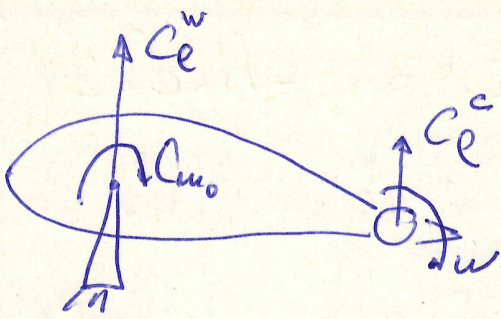
$$\Gamma = - 2\pi \omega R^2$$

$$\omega = - \frac{\Gamma}{2\pi R^2} = - \frac{\frac{1}{2} C_L V d}{2\pi R^2} = - \frac{C_L V R}{2\pi R^2} = - \frac{C_L V}{2\pi R}$$

$$\boxed{\omega = - 3.83 \text{ [1/s]}} \quad \curvearrowright \quad \text{-}\omega \downarrow$$

$$\approx 37 \text{ rpm}$$

7)



a)

$$C_{w_{c/4}} = C_{w_0} - C_e^c \left(\kappa - \frac{1}{4} \right) = 0 \quad (1)$$

$$C_e^c = \frac{C_{w_0}}{\kappa - \frac{1}{4}} \quad (2)$$

Del teorema de Kutta-Joukowski, $l = \rho U \Gamma$

$$C_e^c = \frac{l e}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} = \frac{\rho U \Gamma}{\frac{1}{2} \rho U^2 c} = \frac{2 \Gamma}{U c} \quad (3)$$

Ec(2) \rightarrow (3)

$$\frac{C_{w_0}}{\kappa - \frac{1}{4}} = \frac{2 \Gamma}{U c} \rightarrow \Gamma = \frac{1}{2} U c \frac{C_{w_0}}{\kappa - \frac{1}{4}} \quad (4)$$

De la def. de circulación, alrededor del cilindro

$$\Gamma = - \int_0^{2\pi} \vec{v} \cdot d\vec{l} = - \int_0^{2\pi} \omega R dl = - \omega R (2\pi R) = - 2\pi \omega R^2 \quad (5)$$

Ec(5) \rightarrow (4)

$$- 2\pi \omega R^2 = \frac{1}{2} U c \frac{C_{w_0}}{\kappa - \frac{1}{4}}$$

$$\boxed{\omega = - \frac{1}{4} \frac{U c}{\pi R^2} \frac{C_{w_0}}{(\kappa - \frac{1}{4})}} \quad \text{b-1) } \vec{\omega}$$

b) No, C_{w_0} no depende de α

PRIMER EXAMEN PARCIAL (16/04/2021)

Importante: enumerar y colocar nombre y apellidos en cada hoja adicional.

PARTE 1 – TEORÍA

1. Suponga un campo de velocidad en el plano (x, y) definido por $(u, v) = (-y + cx, x - cy)$ donde c es una constante. Conteste lo siguiente utilizando los recuadros provistos debajo: [1 punto]

¿Es este flujo incompresible? (indique SI/NO y justifique)

No es incompresible, porque $\nabla \cdot v \neq 0$.

¿Rotan las partículas de fluido? (indique SI/NO y justifique). Si giran ¿a qué velocidad angular? (rad/s)

Si que rotan las partículas, porque $\nabla \times v \neq 0$.

¿Sería posible describir este flujo mediante una función potencial? (indique SI/NO y justifique)

No sería posible, porque $\psi = \frac{du}{dx} + \frac{dv}{dy} = c - c = 0$.

¿Sería posible describir este flujo mediante una función de corriente? (indique SI/NO y justifique)

No es posible debido a que $\frac{dv}{dy} \neq \frac{du}{dx}$.

2. En flujos sobre cuerpos aerodinámicos típicos, ¿bajo qué dos hipótesis principales es posible despreciar la capa límite y la estela, y simular todo el campo de fluido como ideal? [0.5 puntos]

Considerando flujo incompresible e irrotacional.

3. Indique con una cruz (X) las afirmaciones que son **VERDADERAS** (utilizar el recuadro destinado para tal fin). Si una sentencia consta de 2 o más afirmaciones, todas ellas deben ser verdaderas para que la sentencia sea verdadera. Recuadros en blanco significan que Ud. considera que la sentencia es falsa. [Cada respuesta suma 2/6 puntos si es correcta y resta 2/18 puntos si es incorrecta]

- En perfiles aerodinámicos a bajo ángulo de ataque podemos suponer que la sustentación y el momento de cabeceo dependen básicamente de la distribución de presión. Por el contrario, la resistencia aerodinámica depende principalmente de los efectos viscosos.
- En perfiles delgados de baja velocidad podemos suponer que la resultante de fuerza aerodinámica se ubica en $c/4$, siempre y cuando se añada en dicho punto un momento libre.
- La pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico depende de la forma de la línea media.
- Para un mismo ángulo de ataque, un perfil NACA 4412 sustenta más que un 2412.
- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 0018 es nulo.

Nombre y apellidos:

Página 1/3

- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinàmico) de un perfil NACA 4412 es más negativo que el de un NACA 2412.

4. Para un perfil aerodinàmico de cuerda c se conocen el coeficiente de momento de cabeceo respecto a $c/2$ (i.e. $Cm_{c/2}$) y el coeficiente de sustentación (C_l), ambos en función del ángulo de ataque (α). A partir de las definiciones de centro aerodinàmico (x_{ca}/c) y de centro de presiones (x_{cp}/c), desarrolle las expresiones que permiten calcularlos con los datos disponibles que se indican arriba. [1.5 puntos]

$$\frac{x_{ca}}{c} = -\frac{dC_{mLE}}{dC_L} \rightarrow \frac{x_{ca}}{c} = \frac{x_{c/2}}{c} - \frac{dC_{m_{c/2}}}{dC_L} \quad [1]$$

$$\frac{x_{cp}}{c} = \frac{C_{mLE}}{C_L} \rightarrow \frac{x_{cp}}{c} = \frac{x_{c/2}}{c} + \frac{C_{m_{c/2}}}{C_L} \quad [2]$$

$$[1] \quad \frac{x_{ca}}{c} = \frac{c}{2} - \frac{dC_{m_{c/2}}}{dC_L}$$

$$\boxed{x_{ca} = \frac{c}{2} - \frac{dC_{m_{c/2}}}{dC_L} \cdot c = c \cdot \left[\frac{1}{2} - \frac{dC_{m_{c/2}}}{dC_L} \right]}$$

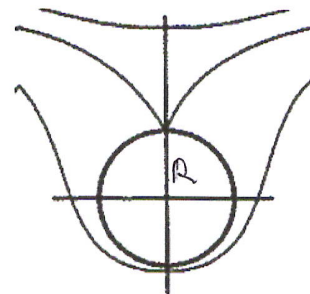
$$[2] \quad \frac{x_{cp}}{c} = \frac{c}{2} + \frac{C_{m_{c/2}}}{C_L} \quad (\text{Si se considera } \alpha \text{ muy pequeño, se puede afirmar que } C_u \approx C_L)$$

$$\boxed{x_{cp} = \frac{c}{2} + \frac{C_{m_{c/2}}}{C_L} = c \cdot \left[\frac{1}{2} + \frac{C_{m_{c/2}}}{C_L} \right]}$$

PARTE 2 – PROBLEMAS

5. En un ensayo bidimensional se quiere visualizar el flujo sobre un cilindro de radio R en rotación. El mismo se encuentra inmerso en un flujo horizontal con velocidad de corriente libre U_∞ . Utilizando un modelo de flujo ideal, calcule:

- a. La velocidad de giro del cilindro (ω_c) necesaria para alcanzar la condición que se muestra en la figura (i.e. un único punto de remanso en $\theta = \pi/2$). [1.5 puntos].



Nombre y apellidos:

b. El coeficiente de sustentación del cilindro (Cl_c) para la velocidad de giro determinada en (a). Utilice como longitud de referencia el diámetro del cilindro [0.5 puntos].

Sugerencia: determine primero la intensidad del doblete (k) y el campo de velocidades que se obtiene cuando el cilindro no rota. Luego añada al campo de velocidades el efecto del torbellino para modelar la rotación.

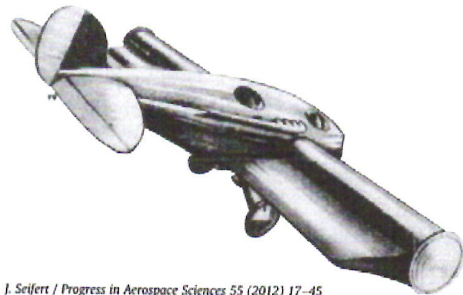
A continuación se dan las expresiones en coordenadas polares para calcular la velocidad a partir de la función de corriente, las funciones de corriente para el flujo uniforme y el doblete, y la velocidad tangencial inducida por un torbellino:

$$v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} ; \quad v_\theta = -\frac{\partial \Psi}{\partial r}$$

$$\psi_\infty = U_\infty r \sin \theta ; \quad \psi_{\text{doublet}} = -\frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

$$v_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

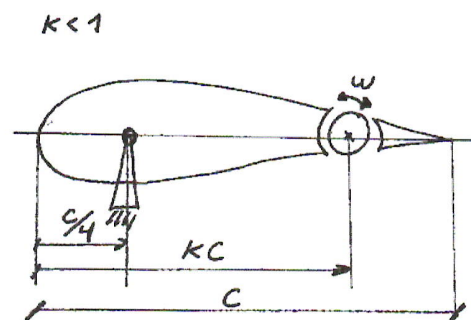
4. El ala compuesta estudiada por Reid y Flettner en los años 20 era un ala convencional que incluía un cilindro rotatorio en el borde de ataque. Dicha ala fue utilizada posteriormente por Gligorin para el diseño de un avión que aproveche el efecto Magnus para generar sustentación (ver figura). El ala proyectada por Gligorin tenía una envergadura de 13 m y el cilindro un diámetro de 1.2 m. La velocidad máxima de crucero del avión para un peso máximo de 1600 kg se estimaba en 400 km/h (vuelo recto y nivelado). Suponiendo que toda la sustentación requerida para volar en dicha condición es provista por el ala (hipótesis de ala aislada) y que cada sección de la misma se comporta como si fuera bidimensional (i.e $C_l(y) = C_{L \text{ cruise}}$), calcule la velocidad de giro del rotor necesaria en rpm. Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1 punto]



J. Seifert / Progress in Aerospace Sciences 55 (2012) 17–45

Fig. 9. Rotor airplane according to Karl Gligorin, sketch from H. and B. v. Römer. Courtesy of Deutsches Museum Archiv.

5. El control de cabeceo del perfil de la figura se realiza mediante un cilindro rotatorio de diámetro d . El perfil tiene un coeficiente de momento libre C_{m0} , cuerda c y se sujeta mediante una rótula que le permite girar libremente respecto al punto $c/4$. El eje del cilindro se coloca en una posición $k \cdot c$, donde $0 < k < 1$. Suponiendo que todo el sistema se encuentra contrapesado para que su centro de masa esté en $c/4$, que no existe interferencia aerodinámica entre el perfil y el cilindro, y que el efecto de la resistencia es despreciable, calcule:



a. La velocidad de giro del cilindro que equilibra el conjunto en cabeceo (ω_{eq}). Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1. 5 puntos]

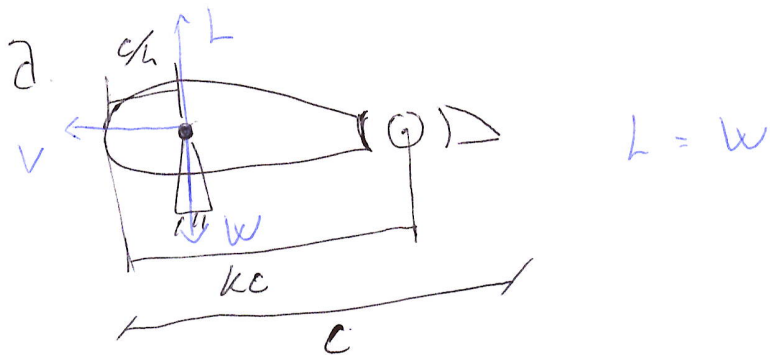
b. ¿Depende la velocidad de giro de equilibrio del ángulo de ataque del perfil? ¿Por qué? Justifique [0.5 puntos]

Nombre y apellidos:

Página 3/3

PARTE 2 - PROBLEMAS :

5.



Para que el conjunto se equilibre, $C_{mg} = C_L$

$$C_{mg} = \frac{W \cdot kc}{c} = \frac{L \cdot cl}{c} = C_L$$

Para que el conjunto se equilibre, el centro de presiones debe encontrarse en $\frac{c}{4}$.

$$\frac{x_{cp}}{c} = \frac{C_{m0}}{C_L} \quad (\text{Aproximaciones de } C_{m0} \approx C_{m0} \text{ y } C_L \approx C_L) \quad ??$$


$$C_L = \frac{C_{m0} \cdot c}{x_{cp}} = \frac{C_{m0} \cdot c}{\frac{c}{4}} = 4 C_{m0}$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 S}$$

$$\frac{W}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} u_{\infty}^2 S} = 4 C_{m0} \rightarrow u_{\infty} = \sqrt{\frac{W}{2 \rho_{\infty} S C_{m0}}}$$

Una vez se ha obtenido la velocidad, la velocidad de giro del cilindro será:

$$\omega_{eq} = \frac{2\pi d a_{eq}}{2\pi r S C_{m0}} = \pi d \sqrt{\frac{W}{2\rho a S C_{m0}}} \text{ rad/s} \rightarrow \text{Giro antihorario}$$


 Dirección y sentido de giro del plano perpendicularmente

b. ~~La velocidad de giro de equilibrio no va a depender del ángulo de ataque del perfil. Como no hay resistencia la sustentación se encuentra multiplicada por el cos α cuando se compara con el peso, y para ángulos de ataque pequeños, cos α ≈ 1, por lo que se ~~continúa~~~~

La velocidad de giro de equilibrio no va a depender del ángulo de ataque del perfil. Como no hay resistencia la sustentación se encuentra multiplicada por el cos α cuando se compara con el peso, y para ángulos de ataque pequeños, cos α ≈ 1, por lo que se ~~continúa~~ puede afirmar que el ángulo de ataque no tendrá influencia en la velocidad de giro del cilindro.

5.

a.

$$\left. \begin{aligned} v_r &= \frac{1}{R} \frac{dy}{d\theta} \\ \psi_0 &= -\frac{K}{2\pi R} \sin\theta \end{aligned} \right\} \Rightarrow v_r = -\frac{1}{R} \cdot \frac{K}{2\pi R} \cos\theta = -\frac{K}{2\pi R^2} \cos\theta$$

$$v_\theta = -\frac{dy}{dr} = -\frac{K}{2\pi R^2} \sin\theta$$

$$\nabla V = (v_r, v_\theta) = \left(-\frac{K}{2\pi R^2} \cos\theta, -\frac{K}{2\pi R^2} \sin\theta \right) = -\frac{K}{2\pi R^2} (\cos\theta, \sin\theta)$$

(Kardos se añade)

Se añade ahora al campo de velocidades el efecto Coriolis.

$$\nabla V = \left(-\frac{K}{2\pi R^2} \cos\theta, -\frac{K}{2\pi R^2} \sin\theta - \frac{\Gamma}{2\pi R} \right)$$

Entonces, se determina w_c :

$$w_c = 2\pi R \nabla V = -\frac{K}{R} \cos\theta \hat{i} - \left[\frac{K}{R} \sin\theta + \Gamma \right] \hat{j}$$

$$\boxed{w_c|_{\theta=\frac{\pi}{2}} = -\left[\frac{K}{R} + \Gamma \right] \hat{j}}$$

ID.	1	2	Q3	4	5		6	7		Nota	
	correctas		correctas		a	b		a	b		
	1	0	4	1	0	0	0	0	0	0.5	3.11

Tabla de calificación: en la misma se detallan los puntos del examen y el grado de cumplimiento alcanzado, entre 0 y 1 (0% y 100%). La nota se obtiene de multiplicar cada uno de estos números por la puntuación de cada punto indicada en el enunciado del examen y sumar

PRIMER EXAMEN PARCIAL (16/04/2021)

Importante: enumerar y colocar nombre y apellidos en cada hoja adicional.

PARTE 1 – TEORÍA

1. Suponga un campo de velocidad en el plano (x, y) definido por $(u, v) = (-y + cx, x - cy)$ donde c es una constante. Conteste lo siguiente utilizando los recuadros provistos debajo: [1 punto]

¿Es este flujo incompresible? (indique SI/NO y justifique)

Si, ya que cumple $\nabla \cdot \vec{v} = 0$ (ec. continuidad) $\rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = c - c = 0$ para compresible

¿Rotan las partículas de fluido? (indique SI/NO y justifique). Si giran ¿a qué velocidad angular? (rad/s)

$\omega = \nabla \times \vec{v} = \begin{vmatrix} \hat{k} & \hat{j} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} \\ u & v \end{vmatrix} = 1\hat{k} - 1\hat{j} \neq 0$ ~~Si~~ rotan las partículas ya que $\vec{\omega} \neq 0$.

¿Sería posible describir este flujo mediante una función potencial? (indique SI/NO y justifique)

No, ya que el flujo debe ser irrotacional.

¿Sería posible describir este flujo mediante una función de corriente? (indique SI/NO y justifique)

No, ya que no puede expresarse con función potencial, también debe ser irrotacional

2. En flujos sobre cuerpos aerodinámicos típicos, ¿bajo qué dos hipótesis principales es posible desprejir la capa límite y la estela, y simular todo el campo de fluido como ideal? [0.5 puntos]

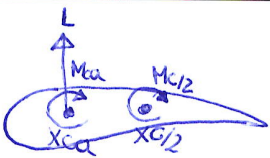
En flujos incompresibles y ~~con~~ ^{con} viscosidad desprejiable (altos Re con fuerzas viscosas menores a las inerciales)

3. Indique con una cruz (X) las afirmaciones que son **VERDADERAS** (utilizar el recuadro destinado para tal fin). Si una sentencia consta de 2 o más afirmaciones, todas ellas deben ser verdaderas para que la sentencia sea verdadera. Recuadros en blanco significan que Ud. considera que la sentencia es falsa. [Cada respuesta suma 2/6 puntos si es correcta y resta 2/18 puntos si es incorrecta]

- En perfiles aerodinámicos a bajo ángulo de ataque podemos suponer que la sustentación y el momento de cabeceo dependen básicamente de la distribución de presión. Por el contrario, la resistencia aerodinámica depende principalmente de los efectos viscosos.
- En perfiles delgados de baja velocidad podemos suponer que la resultante de fuerza aerodinámica se ubica en $c/4$, siempre y cuando se añada en dicho punto un momento libre.
- La pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico depende de la forma de la línea media.
- Para un mismo ángulo de ataque, un perfil NACA 4412 sustenta más que un 2412.
- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 0018 es nulo.

- ✗ El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinàmico) de un perfil NACA 4412 es más negativo que el de un NACA 2412.

4. Para un perfil aerodinàmico de cuerda c se conocen el coeficiente de momento de cabeceo respecto a $c/2$ (i.e. $Cm_{c/2}$) y el coeficiente de sustentación (C_L), ambos en función del ángulo de ataque (α). A partir de las definiciones de centro aerodinàmico (x_{ca}/c) y de centro de presiones (x_{cp}/c), desarrolle las expresiones que permiten calcularlos con los datos disponibles que se indican arriba. [1.5 puntos]



Sabemos que en $\frac{x_{ca}}{c} \rightarrow \frac{\partial Cm_{ca}}{\partial \alpha} = 0$

$$M_{c/2} = M_{ca} + L(x_{ca} - x_{c/2})$$

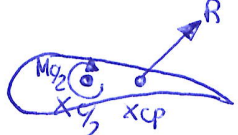
$$Cm_{c/2} \cdot q \cdot c^2 = Cm_{ca} \cdot q \cdot c^2 + C_L \cdot q \cdot c(x_{ca} - x_{c/2})$$

$$Cm_{c/2} = Cm_{ca} + C_L \left(\frac{x_{ca}}{c} - \frac{x_{c/2}}{c} \right)$$

$$\frac{\partial Cm_{c/2}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \left(\frac{x_{ca}}{c} - \frac{x_{c/2}}{c} \right)$$

$$\frac{\partial Cm_{c/2}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{x_{ca}}{c} - \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \cdot \frac{x_{c/2}}{c}$$

$$\left[\frac{x_{ca}}{c} = \frac{\frac{\partial Cm_{c/2}}{\partial \alpha}}{\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}} + \frac{x_{c/2}}{c} \right]$$



En $x_{cp} \rightarrow Cm = 0$
(Podemos aproximar $C_N \approx C_L$)

$$M_{c/2} = -N(x_{cp} - x_{c/2})$$

$$Cm_{c/2} = -C_N \left(\frac{x_{cp}}{c} - \frac{x_{c/2}}{c} \right)$$

$$Cm_{c/2} = -C_L \cdot \frac{x_{cp}}{c} + C_L \cdot \frac{x_{c/2}}{c}$$

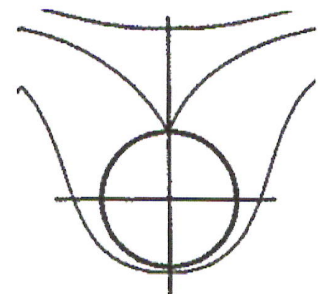
$$C_L \cdot \frac{x_{cp}}{c} = C_L \cdot \frac{x_{c/2}}{c} - Cm_{c/2}$$

$$\left[\frac{x_{cp}}{c} = \frac{x_{c/2}}{c} - \frac{Cm_{c/2}}{C_L} \right]$$

PARTE 2 – PROBLEMAS

5. En un ensayo bidimensional se quiere visualizar el flujo sobre un cilindro de radio R en rotación. El mismo se encuentra inmerso en un flujo horizontal con velocidad de corriente libre U_∞ . Utilizando un modelo de flujo ideal, calcule:

- a. La velocidad de giro del cilindro (ω_c) necesaria para alcanzar la condición que se muestra en la figura (i.e. un único punto de remanso en $\theta = \pi/2$). [1.5 puntos].



b. El coeficiente de sustentación del cilindro (Cl_c) para la velocidad de giro determinada en (a). Utilice como longitud de referencia el diámetro del cilindro [0.5 puntos].

Sugerencia: determine primero la intensidad del doblete (k) y el campo de velocidades que se obtiene cuando el cilindro no rota. Luego añada al campo de velocidades el efecto del torbellino para modelar la rotación.

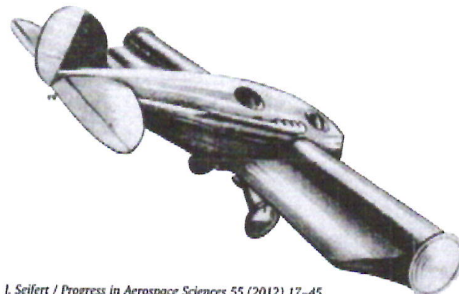
A continuación se dan las expresiones en coordenadas polares para calcular la velocidad a partir de la función de corriente, las funciones de corriente para el flujo uniforme y el doblete, y la velocidad tangencial inducida por un torbellino:

$$v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} \quad ; \quad v_\theta = -\frac{\partial \Psi}{\partial r}$$

$$\psi_\infty = U_\infty r \sin \theta \quad ; \quad \psi_{doublet} = -\frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

$$v_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

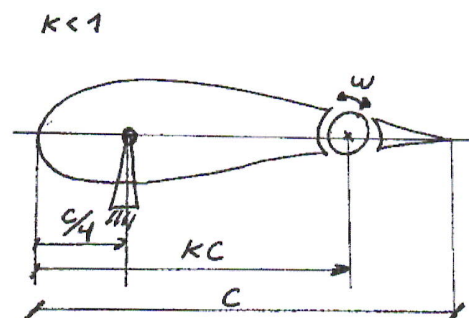
4. El ala compuesta estudiada por Reid y Flettner en los años 20 era un ala convencional que incluía un cilindro rotatorio en el borde de ataque. Dicha ala fue utilizada posteriormente por Gligorin para el diseño de un avión que aproveche el efecto Magnus para generar sustentación (ver figura). El ala proyectada por Gligorin tenía una envergadura de 13 m y el cilindro un diámetro de 1.2 m. La velocidad máxima de crucero del avión para un peso máximo de 1600 kg se estimaba en 400 km/h (vuelo recto y nivelado). Suponiendo que



J. Seifert / Progress in Aerospace Sciences 55 (2012) 17–45
Fig. 9. Rotor airplane according to Karl Gligorin, sketch from H. and B. v. Römer. Courtesy of Deutsches Museum Archiv.

toda la sustentación requerida para volar en dicha condición es provista por el ala (hipótesis de ala aislada) y que cada sección de la misma se comporta como si fuera bidimensional (i.e $C_l(\gamma) = C_{L\text{cruise}}$), calcule la velocidad de giro del rotor necesaria en rpm. Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1 punto]

5. El control de cabeceo del perfil de la figura se realiza mediante un cilindro rotatorio de diámetro d . El perfil tiene un coeficiente de momento libre C_{m0} , cuerda c y se sujeta mediante una rótula que le permite girar libremente respecto al punto $c/4$. El eje del cilindro se coloca en una posición $k \cdot c$, donde $0 < k < 1$. Suponiendo que todo el sistema se encuentra contrapesado para que su centro de masa esté en $c/4$, que no existe interferencia aerodinámica entre el perfil y el cilindro, y que el efecto de la resistencia es despreciable, calcule:



a. La velocidad de giro del cilindro que equilibra el conjunto en cabeceo (ω_{eq}). Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1. 5 puntos]

c. ¿Depende la velocidad de giro de equilibrio del ángulo de ataque del perfil? ¿Por qué? Justifique [0.5 puntos]

Problemas:

5) (primer problema cilindro)

a) w_c para $\theta = \pi/2 =$ punto renanso

- Sin rotación:

$$\psi = U_{\infty} r \sin \theta - \frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

$$\hookrightarrow v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial \theta} = U_{\infty} \cos \theta - \frac{k}{2\pi r^2} \cos \theta$$

$$v_{\theta} = -\frac{\partial \psi}{\partial r} = -U_{\infty} \sin \theta - \frac{k}{2\pi r^2} \sin \theta$$

Puntos de renanso

en $\theta = 0$ y $\theta = \pi \rightarrow v_r = U_{\infty} \cos \theta - \frac{k}{2\pi r^2} \cos \theta$

con $r = R$

$$\hookrightarrow v_r = U_{\infty} - \frac{k}{2\pi R^2} = 0 \rightarrow k = 2\pi R^2 \cdot U_{\infty}$$

- Añadiendo rotación:

$$v_{\theta T} = -U_{\infty} \sin \theta - \frac{k}{2\pi r^2} \sin \theta - \frac{\Gamma}{2\pi r} = -U_{\infty} \sin \theta - \frac{2\pi R^2 U_{\infty}}{2\pi r^2} \sin \theta - \frac{\Gamma}{2\pi r} =$$

$$= -U_{\infty} \sin \theta \left(1 + \frac{R^2}{r^2} \right) - \frac{\Gamma}{2\pi r}$$

Punto renanso en $\theta = \pi/2$ con $r = R$

$$v_{\theta T} = 0 \rightarrow -U_{\infty} \left(1 + \frac{R^2}{R^2} \right) - \frac{\Gamma}{2\pi R} = 0 \rightarrow -2 \cdot U_{\infty} = \frac{\Gamma}{2\pi R}$$

- de la circulación:

$$\Gamma = -4\pi R \cdot U_{\infty}$$

$$\Gamma = -\oint v \cdot d\mathbf{B} = -\oint \omega \cdot R \cdot d\ell = -\omega R (2\pi R) = -2\omega \pi R^2$$

$$\hookrightarrow \Gamma = +2\pi R \cdot U_{\infty} = +2\omega \pi R^2 \rightarrow \left[\omega_c = \frac{2U_{\infty}}{R} \right]$$

b) C_{Lc} ?

Kutta $\rightarrow L = \rho_{\infty} U_{\infty} \cdot \Gamma$

$$C_L = \frac{L}{\rho \cdot \phi} = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \cdot \phi} \rightarrow L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \cdot \phi \cdot C_L$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \cdot \phi = \rho_{\infty} U_{\infty} \cdot \Gamma \rightarrow \frac{C_L}{2} \cdot U_{\infty} \cdot \phi = \Gamma$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot U_{\infty} \cdot \phi = \Gamma$$

$$\phi = 2R \quad \Gamma = -4\pi R \cdot U_{\infty}$$

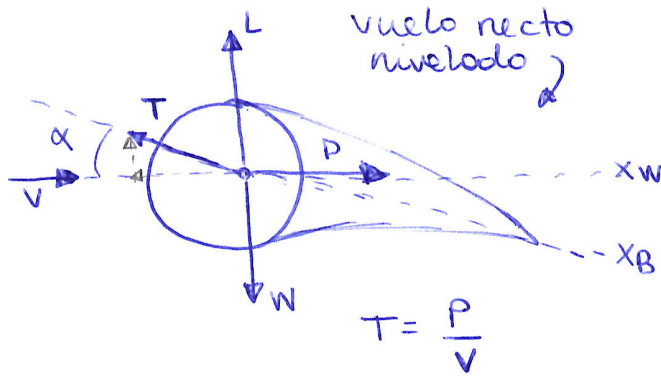
$$C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_{\infty} \cdot 2R = -4\pi R \cdot U_{\infty} \rightarrow [C_L = -4\pi]$$

4) (Efecto Magnus)

$b = 13 \text{ m}$ $v_{\text{max}} = 400 \text{ km/h}$ (recto-nivelado)

$\phi_c = 1,2 \text{ m}$ $w = 1600 \text{ kg}$

Velocidad giro rotar en rpm? Dirección giro?



$$\begin{cases} L - W + T \cdot \sin \alpha = 0 \\ T \cos \alpha - D = 0 \end{cases}$$

$$\alpha \ll 1$$

$$\begin{cases} L - W + T \alpha = 0 \rightarrow L + T \alpha = W \\ T = D \end{cases}$$

$$T = 0 \ll CL'$$

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2 \cdot S$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 \cdot S + T \cdot \alpha = W$$

$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 \cdot S + \frac{P}{v} \cdot \alpha = W$$

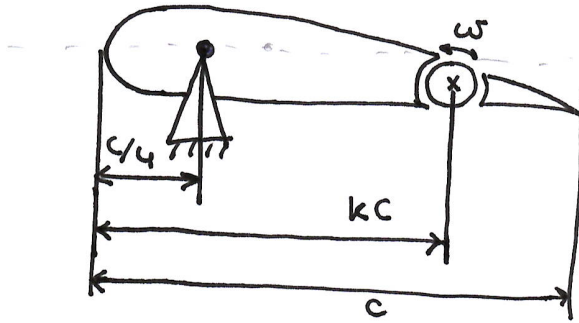
~~$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 \cdot S + \frac{P}{v} \cdot \alpha = W$$~~

~~$$C_L \cdot \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 \cdot S + \frac{P}{v} \cdot \alpha = W$$~~

Problemas:

5) (último problema)

$$k < 1$$



a) ω_{eq} ?

Para estar equilibrado en $c/4 \Rightarrow$

$$\left\{ \begin{array}{l} \Sigma M_{c/4} = 0 \\ \Sigma F_{c/4} = 0 \end{array} \right.$$

$$M_{c/4} = \cancel{M_{c/4}} M_c$$

9	ID.	1		2	Q3		4	5		6	7		Nota
		correctas			correctas			a	b		a	b	
		3		0.5	4		1	1		0	0		5.61



EXAMEN 3: ML (NOTA:8.51, NOTABLE)

PRIMER EXAMEN PARCIAL (16/04/2021)

Importante: enumerar y colocar nombre y apellidos en cada hoja adicional.

PARTE 1 – TEORÍA

1. Suponga un campo de velocidad en el plano (x, y) definido por $(u, v) = (-y + cx, x - cy)$ donde c es una constante. Conteste lo siguiente utilizando los recuadros provistos debajo: [1 punto]

¿Es este flujo incompresible? (indique SI/NO y justifique)

SI, la divergencia de la velocidad es 0

¿Rotan las partículas de fluido? (indique SI/NO y justifique). Si giran ¿a qué velocidad angular? (rad/s)

Si, definiendo ~~en~~ como $\nabla \times \mathbf{v}$ tenemos una velocidad angular $+2c$ rad/s
 $\omega = 2c$

¿Sería posible describir este flujo mediante una función potencial? (indique SI/NO y justifique)

No ya que las condiciones para poder expresarlo como $\nabla \cdot \mathbf{v} = 0$ y $\nabla \times \mathbf{v} = 0$

¿Sería posible describir este flujo mediante una función de corriente? (indique SI/NO y justifique)

~~Si ya que es irrotacional~~ Si, porque es estacionario ($\frac{\partial \mathbf{v}}{\partial t} = 0$)

2. En flujos sobre cuerpos aerodinámicos típicos, ¿bajo qué dos hipótesis principales es posible desprejciar la capa límite y la estela, y simular todo el campo de fluido como ideal? [0.5 puntos]

Tenemos que tener un perfil fino de baja curvatura. ~~Flujo incompresible de velocidad irrotacional~~

3. Indique con una cruz (X) las afirmaciones que son **VERDADERAS** (utilizar el recuadro destinado para tal fin). Si una sentencia consta de 2 o más afirmaciones, todas ellas deben ser verdaderas para que la sentencia sea verdadera. Recuadros en blanco significan que Ud. considera que la sentencia es falsa. [Cada respuesta suma 2/6 puntos si es correcta y resta 2/18 puntos si es incorrecta]

En perfiles aerodinámicos a bajo ángulo de ataque podemos suponer que la sustentación y el momento de cabeceo dependen básicamente de la distribución de presión. Por el contrario, la resistencia aerodinámica depende principalmente de los efectos viscosos.

En perfiles delgados de baja velocidad podemos suponer que la resultante de fuerza aerodinámica se ubica en $c/4$, siempre y cuando se añada en dicho punto un momento libre.

La pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico depende de la forma de la línea media.

Para un mismo ángulo de ataque, un perfil NACA 4412 sustenta más que un 2412.

El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 0018 es nulo.

Nombre y apellidos:

☐ El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 4412 es más negativo que el de un NACA 2412.

4. Para un perfil aerodinámico de cuerda c se conocen el coeficiente de momento de cabeceo respecto a $c/2$ (i.e. $Cm_{c/2}$) y el coeficiente de sustentación (C_l), ambos en función del ángulo de ataque (α). A partir de las definiciones de centro aerodinámico (x_{ca}/c) y de centro de presiones (x_{cp}/c), desarrolle las expresiones que permiten calcularlos con los datos disponibles que se indican arriba. [1.5 puntos]

Handwritten solution for problem 4:

Diagram 1: Airfoil with chord c , center of pressure x_{cp} , and center of gravity x_{cg} . Moment $Cm_{c/2}$ is shown about the leading edge.

Diagram 2: Airfoil with chord c , center of pressure x_{cp} , and center of gravity x_{cg} . Moment $Cm_{c/2}$ is shown about the leading edge.

Diagram 3: Airfoil with chord c , center of pressure x_{cp} , and center of gravity x_{cg} . Moment $Cm_{c/2}$ is shown about the leading edge.

Equation 1: $Cm_{LE} = Cm_{c/2} - \frac{C_l}{2}$

Equation 2: Centro de presiones: Lugar donde momentos = 0

Equation 3: $\left[\frac{x_{cp}}{c} = \frac{-Cm_{LE}}{C_l} = \frac{-Cm_{c/2}}{C_l} + \frac{1}{2} \right]$

Equation 4: Centro aerodinámico: Lugar donde el momento no varía en función del ángulo

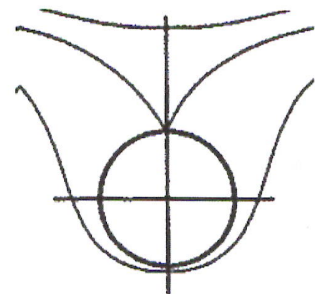
Equation 5: $\left[\frac{x_{ac}}{c} = \frac{\partial Cm_{LE} / \partial \alpha}{\partial C_l / \partial \alpha} = \frac{\partial Cm_{c/2} / \partial \alpha}{C_{l,\alpha}} + \frac{1}{2} \right]$

Equation 6: $C_l = C_{l\alpha} (\alpha - \alpha_0) = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} = C_{l,\alpha}$

PARTE 2 – PROBLEMAS

5. En un ensayo bidimensional se quiere visualizar el flujo sobre un cilindro de radio R en rotación. El mismo se encuentra inmerso en un flujo horizontal con velocidad de corriente libre U_∞ . Utilizando un modelo de flujo ideal, calcule:

a. La velocidad de giro del cilindro (ω_c) necesaria para alcanzar la condición que se muestra en la figura (i.e. un único punto de remanso en $\theta = \pi/2$). [1.5 puntos].



Nombre y apellidos:

b. El coeficiente de sustentación del cilindro (Cl_c) para la velocidad de giro determinada en (a). Utilice como longitud de referencia el diámetro del cilindro [0.5 puntos].

Sugerencia: determine primero la intensidad del doblete (k) y el campo de velocidades que se obtiene cuando el cilindro no rota. Luego añada al campo de velocidades el efecto del torbellino para modelar la rotación.

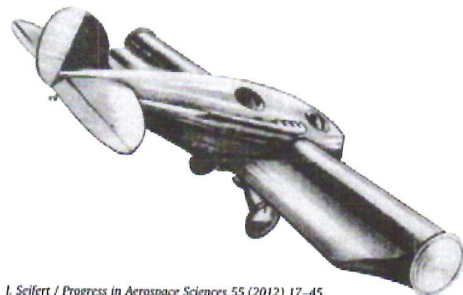
A continuación se dan las expresiones en coordenadas polares para calcular la velocidad a partir de la función de corriente, las funciones de corriente para el flujo uniforme y el doblete, y la velocidad tangencial inducida por un torbellino:

$$v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} \quad ; \quad v_\theta = -\frac{\partial \Psi}{\partial r}$$

$$\psi_\infty = U_\infty r \sin \theta \quad ; \quad \psi_{\text{doublet}} = -\frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

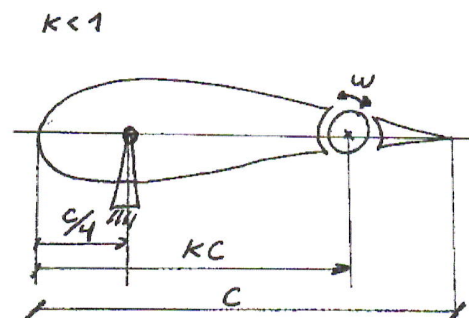
$$v_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

6. El ala compuesta estudiada por Reid y Flettner en los años 20 era un ala convencional que incluía un cilindro rotatorio en el borde de ataque. Dicha ala fue utilizada posteriormente por Gligorin para el diseño de un avión que aproveche el efecto Magnus para generar sustentación (ver figura). El ala proyectada por Gligorin tenía una envergadura de 13 m y el cilindro un diámetro de 1.2 m. La velocidad máxima de crucero del avión para un peso máximo de 1600 kg se estimaba en 400 km/h (vuelo recto y nivelado). Suponiendo que toda la sustentación requerida para volar en dicha condición es provista por el ala (hipótesis de ala aislada) y que cada sección de la misma se comporta como si fuera bidimensional (i.e $C_l(y) = C_{L \text{ cruise}}$), calcule la velocidad de giro del rotor necesaria en rpm. Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1 punto]



I. Seifert / Progress in Aerospace Sciences 55 (2012) 17–45
Fig. 9. Rotor airplane according to Karl Gligorin, sketch from H. and B. v. Römer. Courtesy of Deutsches Museum Archiv.

7. El control de cabeceo del perfil de la figura se realiza mediante un cilindro rotatorio de diámetro d . El perfil tiene un coeficiente de momento libre C_{m0} , cuerda c y se sujeta mediante una rótula que le permite girar libremente respecto al punto $c/4$. El eje del cilindro se coloca en una posición $k \cdot c$, donde $0 < k < 1$. Suponiendo que todo el sistema se encuentra contrapesado para que su centro de masa esté en $c/4$, que no existe interferencia aerodinámica entre el perfil y el cilindro, y que el efecto de la resistencia es despreciable, calcule:



a. La velocidad de giro del cilindro que equilibra el conjunto en cabeceo (ω_{eq}). Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1. 5 puntos]

8. ¿Depende la velocidad de giro de equilibrio del ángulo de ataque del perfil? ¿Por qué? Justifique [0.5 puntos]

Nombre y apellidos:



Este flujo está compuesto por tres flujos

uniforme + doblete + vórtice

Por el teorema de superposición tanto el flujo potencial como el campo de velocidades asociado a cada uno son aditivos.

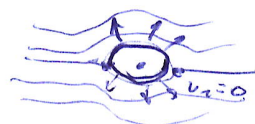
Por tanto, primero necesitamos las condiciones de contorno del flujo sin vórtice

- La velocidad \$\phi\$ generada por el campo uniforme y el doblete

$$\psi = \psi_{\infty} + \psi_{cd} = U_{\infty} \sin \theta + \frac{k}{2\pi r}$$

Por lo que

$$V_n = \frac{1}{r} \frac{\partial \psi}{\partial \theta} = U_{\infty} \cos \theta - \frac{k}{2\pi r^2} \cos \theta \rightarrow \text{Si } r=R \rightarrow V_n=0$$



$$\text{entonces } U_{\infty} \cos \theta = \frac{k}{2\pi R^2} \cos \theta \rightarrow \boxed{k = 2\pi R^2 U_{\infty}} \quad \checkmark$$

ahora podemos calcular la velocidad que tienen que generar el giro del cilindro para contrarrestar la del doblete y la del campo uniforme:

$$V_{\theta} = \frac{\partial \psi}{\partial r} = U_{\infty} \sin \theta + \frac{U_{\infty} 2\pi R^2}{2\pi r} \sin \theta = U_{\infty} \sin \theta \left(1 + \frac{R^2}{r^2} \right)$$

$$\text{Siendo } \left. \begin{array}{l} \theta = \pi/2 \\ r = R \end{array} \right\} V_{\theta} = U_{\infty} \left(1 + \frac{R^2}{R^2} \right) = \boxed{2U_{\infty} = V_{\theta}} \quad \checkmark$$

la velocidad angular generada por el vórtice es

$$\frac{V_{\theta}}{R} = \frac{-\Gamma}{2\pi R}$$

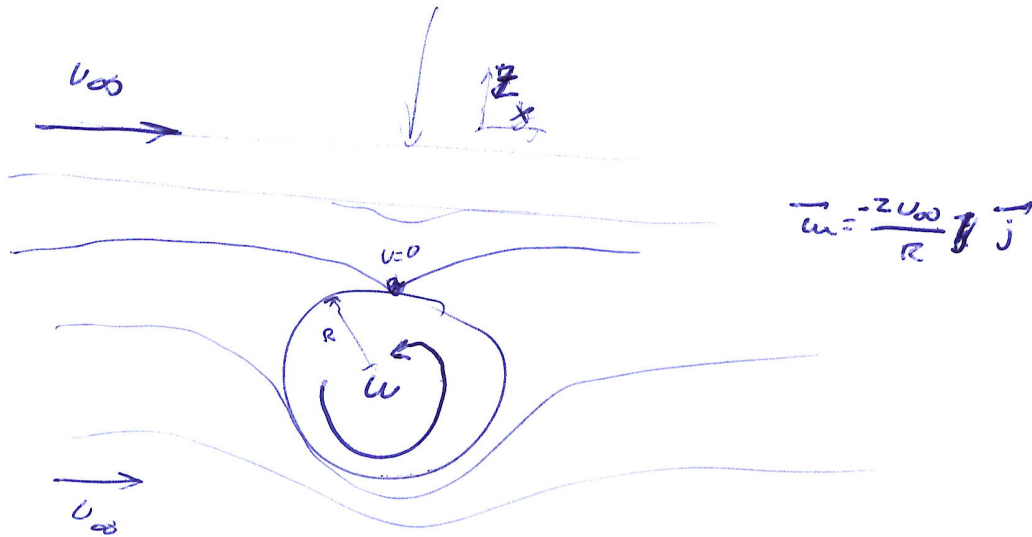


$$\Gamma = -\int V \cdot dl = \int \omega \cdot n \, dl = -2\pi \omega R^2$$

$|V_{\theta}(\text{vortex})| = |V_{\infty} \text{ (enf) + doblete}| \leftarrow \omega$ en el punto de remanso

$$\omega R = V_{\infty} \cdot 2$$

$$\omega = \frac{V_{\infty} \cdot 2}{R} \rightarrow \omega = \frac{V_{\infty} \cdot 2}{R}$$



b) Por el teorema de Kutta-Joukowski

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma$$

$$\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot C_L \cdot S = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma = \rho_{\infty} V_{\infty} \cdot 2\pi \omega R^2 = \cancel{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot 4\pi R^2}$$

$2R = C$
 \downarrow
 empujador = 1
 unitario

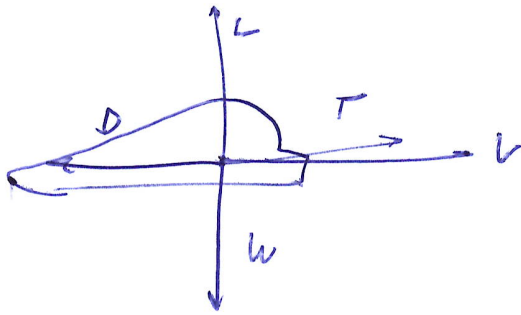
$$\cancel{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot C_L \cdot R} = \cancel{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 \cdot 4\pi R^2}$$

$$\rho_{\infty} V_{\infty}^2 C_L R = \rho_{\infty} V_{\infty} \cdot 2\pi \omega R^2$$

$$C_L = \frac{2\pi \omega R}{V_{\infty}}$$



g)



$$T \approx D$$

$$L \approx W$$

Del apartado S podemos obtener que

los ~~son simultaneos~~ *envergadura unitaria*

$$L = \rho \omega V_{\infty} \Gamma = \rho \omega V_{\infty} 2\pi \omega R^2$$

convergadura

$$L = \frac{1}{\rho \omega} V_{\infty}^2 \quad L = \rho \omega V_{\infty} 2\pi \omega R^2 \cdot c$$

$$\rho \omega V_{\infty} 2\pi \omega R^2 \cdot c = m \cdot g$$

$$\omega = \frac{mg}{\rho \omega V_{\infty} 2\pi R^2 \cdot c} = 3.69 \text{ rad/s}$$

$\rho \approx 1.3$

- $m = 1600 \text{ kg}$
- $g = 9.81 \text{ m/s}^2$
- $\rho = 1.3 \text{ kg/m}^3$
- $V_{\infty} = 111.11 \text{ m/s}$
- $c = 0.6 \text{ m}$
- $R = 13 \text{ m}$



$$Cl = \frac{2\pi \omega R}{U_{\infty}} = 0.125 \approx \frac{1}{8}$$

ID.	1		2		Q3		4		5		6		7		Nota
	correctas				correctas				a	b	a	b	a	b	
	3.5		0		5		0.8		1	1	1	1	1	0.75	8.51



PRIMER EXAMEN PARCIAL (16/04/2021)

Importante: enumerar y colocar nombre y apellidos en cada hoja adicional.

PARTE 1 – TEORÍA

1. Suponga un campo de velocidad en el plano (x, y) definido por $(u, v) = (-y + cx, x - cy)$ donde c es una constante. Conteste lo siguiente utilizando los recuadros provistos debajo: [1 punto]

¿Es este flujo incompresible? (indique SI/NO y justifique)

$\nabla \cdot \vec{v} = c - c = 0$ Por lo tanto, podemos afirmar que sí es incompresible ✓

¿Rotan las partículas de fluido? (indique SI/NO y justifique). Si giran ¿a qué velocidad angular? (rad/s)

$\nabla \times \vec{v} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \neq 0$ sí que rotan $\nabla \times \vec{v} = 2 \cdot \vec{\omega}$ $\vec{\omega} = -1 \hat{k}$ rad/s
rotan a una velocidad angular de 1 rad/s ✓

¿Sería posible describir este flujo mediante una función potencial? (indique SI/NO y justifique)

No, ya que si el flujo fuera un gradiente de una potencial escalar su rotacional valdría 0 ✓

¿Sería posible describir este flujo mediante una función de corriente? (indique SI/NO y justifique)

Sí, de hecho cualquier función de la forma $\psi(x, y) = -\frac{x^2}{2} - \frac{y^2}{2} + cxy + C$ sirve ✓

2. En flujos sobre cuerpos aerodinámicos típicos, ¿bajo qué dos hipótesis principales es posible desprestigiar la capa límite y la estela, y simular todo el campo de fluido como ideal? [0.5 puntos]

considerando que los efectos viscosos solo son importantes en una capa delgada alrededor del cuerpo y considerando que esta es tan delgada que se puede negligir. ✓

3. Indique con una cruz (X) las afirmaciones que son **VERDADERAS** (utilizar el recuadro destinado para tal fin). Si una sentencia consta de 2 o más afirmaciones, todas ellas deben ser verdaderas para que la sentencia sea verdadera. Recuadros en blanco significan que Ud. considera que la sentencia es falsa. [Cada respuesta suma 2/6 puntos si es correcta y resta 2/18 puntos si es incorrecta]

En perfiles aerodinámicos a bajo ángulo de ataque podemos suponer que la sustentación y el momento de cabeceo dependen básicamente de la distribución de presión. Por el contrario, la resistencia aerodinámica depende principalmente de los efectos viscosos.

En perfiles delgados de baja velocidad podemos suponer que la resultante de fuerza aerodinámica se ubica en $c/4$, siempre y cuando se añada en dicho punto un momento libre. *↳ fricción*

La pendiente de sustentación de un perfil aerodinámico depende de la forma de la línea media.

Para un mismo ángulo de ataque, un perfil NACA 4412 sustenta más que un 2412.

El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 0018 es nulo.

Nombre y apellidos:

- El coeficiente de momento libre (i.e. respecto al centro aerodinámico) de un perfil NACA 4412 es más negativo que el de un NACA 2412.

4. Para un perfil aerodinámico de cuerda c se conocen el coeficiente de momento de cabeceo respecto a $c/2$ (i.e. $Cm_{c/2}$) y el coeficiente de sustentación (C_l), ambos en función del ángulo de ataque (α). A partir de las definiciones de centro aerodinámico (x_{ca}/c) y de centro de presiones (x_{cp}/c), desarrolle las expresiones que permiten calcularlos con los datos disponibles que se indican arriba. [1.5 puntos]

C.A. $M_{c/2} = M_{ca} - L(x_{ca} - c/2)$
(adimensional)

$$Cm_{c/2} = Cm_{ca} - C_l \left(\frac{x_{ca}}{c} - \frac{c/2}{c} \right) \Rightarrow \frac{\partial Cm_{c/2}}{\partial \alpha} = \frac{\partial Cm_{ca}}{\partial \alpha} - \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} \left(\frac{x_{ca}}{c} - \frac{1}{2} \right)$$

0 por definición

$$\frac{x_{ca}}{c} - \frac{1}{2} = - \frac{\partial Cm_{c/2} / \partial \alpha}{\partial C_l / \partial \alpha} \Rightarrow \boxed{\frac{x_{ca}}{c} = \frac{1}{2} - \frac{\partial Cm_{c/2} / \partial \alpha}{\partial C_l / \partial \alpha}}$$

Obs: no depende de α porque las derivadas son ctes para α pequeño (Cm_{ca} y $C_l(\alpha)$ son rectas).

C.P.

(por definición)

$$Cm_{c/2} = Cm_{cp} - C_l \left(\frac{x_{cp}}{c} - \frac{c/2}{c} \right) \Rightarrow \frac{x_{cp}}{c} - \frac{1}{2} = - \frac{Cm_{c/2}}{C_l}$$

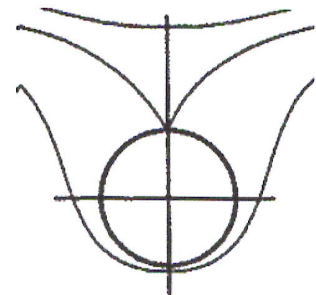
$$\Rightarrow \boxed{\frac{x_{cp}}{c} = \frac{1}{2} - \frac{Cm_{c/2}}{C_l}}$$

Obs: este sí depende de α ya que $Cm_{c/2}$ y C_l dependen de α .

PARTE 2 – PROBLEMAS

5. En un ensayo bidimensional se quiere visualizar el flujo sobre un cilindro de radio R en rotación. El mismo se encuentra inmerso en un flujo horizontal con velocidad de corriente libre U_∞ . Utilizando un modelo de flujo ideal, calcule:

- a. La velocidad de giro del cilindro (ω_c) necesaria para alcanzar la condición que se muestra en la figura (i.e. un único punto de remanso en $\theta = \pi/2$). [1.5 puntos].



Nombre y apellidos:

b. El coeficiente de sustentación del cilindro (Cl_c) para la velocidad de giro determinada en (a). Utilice como longitud de referencia el diámetro del cilindro [0.5 puntos].

Sugerencia: determine primero la intensidad del doblete (k) y el campo de velocidades que se obtiene cuando el cilindro no rota. Luego añada al campo de velocidades el efecto del torbellino para modelar la rotación.

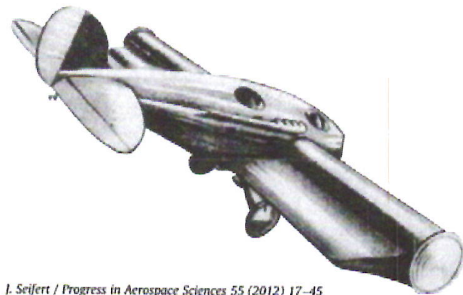
A continuación se dan las expresiones en coordenadas polares para calcular la velocidad a partir de la función de corriente, las funciones de corriente para el flujo uniforme y el doblete, y la velocidad tangencial inducida por un torbellino:

$$v_r = \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} \quad ; \quad v_\theta = -\frac{\partial \Psi}{\partial r}$$

$$\psi_\infty = U_\infty r \sin \theta \quad ; \quad \psi_{doublet} = -\frac{k}{2\pi r} \sin \theta$$

$$v_\theta = -\frac{\Gamma}{2\pi r}$$

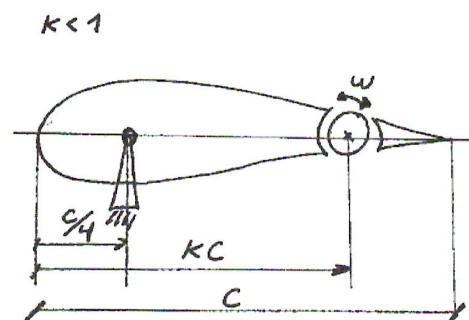
4. El ala compuesta estudiada por Reid y Flettner en los años 20 era un ala convencional que incluía un cilindro rotatorio en el borde de ataque. Dicha ala fue utilizada posteriormente por Gligorin para el diseño de un avión que aproveche el efecto Magnus para generar sustentación (ver figura). El ala proyectada por Gligorin tenía una envergadura de 13 m y el cilindro un diámetro de 1.2 m. La velocidad máxima de crucero del avión para un peso máximo de 1600 kg se estimaba en 400 km/h (vuelo recto y nivelado). Suponiendo que



I. Seifert / Progress in Aerospace Sciences 55 (2012) 17–45
Fig. 9. Rotor airplane according to Karl Gligorin, sketch from H. and B. v. Römer. Courtesy of Deutsches Museum Archiv.

toda la sustentación requerida para volar en dicha condición es provista por el ala (hipótesis de ala aislada) y que cada sección de la misma se comporta como si fuera bidimensional (i.e $C_l(y) = C_{L\text{cruise}}$), calcule la velocidad de giro del rotor necesaria en rpm. Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1 punto]

5. El control de cabeceo del perfil de la figura se realiza mediante un cilindro rotatorio de diámetro d . El perfil tiene un coeficiente de momento libre C_{m0} , cuerda c y se sujeta mediante una rótula que le permite girar libremente respecto al punto $c/4$. El eje del cilindro se coloca en una posición $k \cdot c$, donde $0 < k < 1$. Suponiendo que todo el sistema se encuentra contrapesado para que su centro de masa esté en $c/4$, que no existe interferencia aerodinámica entre el perfil y el cilindro, y que el efecto de la resistencia es despreciable, calcule:



a. La velocidad de giro del cilindro que equilibra el conjunto en cabeceo (ω_{eq}). Indique la dirección de giro y el signo correspondiente. [1. 5 puntos]

c. ¿Depende la velocidad de giro de equilibrio del ángulo de ataque del perfil? ¿Por qué? Justifique [0.5 puntos]

Nombre y apellidos:

Problema 4

Ala cilíndrica $b = 13 \text{ m}$ (envergadura)

$c = 1.2 \text{ m}$ (diámetro considerado como longitud característica). $\rightarrow R = \frac{1.2}{2} = 0.6 \text{ m}$

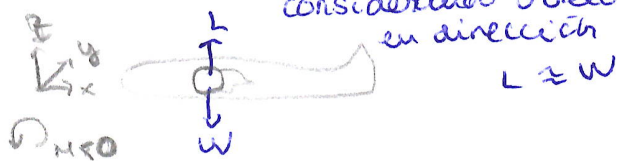
$\rho_m = 1600 \text{ kg}$

$u_{\infty} = 400 \text{ km/h} = 111.1 \text{ m/s}$

En el problema anterior se operó de forma general en un cilindro y se llegó a la expresión: $L = \rho u_{\infty}^2 \Gamma$ para la sección 2D

La aplicaremos aquí de igual forma

considerando vuelo recto y nivelado en dirección vertical



$$C_L = \frac{L}{\rho u_{\infty}^2} \quad \text{NO NOS HACE FALTA}$$

Aplicando $L = W \Rightarrow \rho u_{\infty}^2 \Gamma = m g$

$$\Gamma = \frac{m \cdot g}{\rho u_{\infty}^2}$$

Antes también hemos visto que

$$-\Gamma = \int_S (\nabla \times \vec{v}) \cdot \hat{n} dS = \omega \pi R^2 \Rightarrow \Gamma = -\omega \pi R^2 \quad \times ?$$

Ahora bien, esto era para una sección, el resultante del ala será

$$\Gamma_T = b \cdot \Gamma = -b \cdot \omega \pi R^2$$

así, tenemos:

$$-b \omega \pi R^2 = \frac{m g}{\rho u_{\infty}^2} \Rightarrow$$

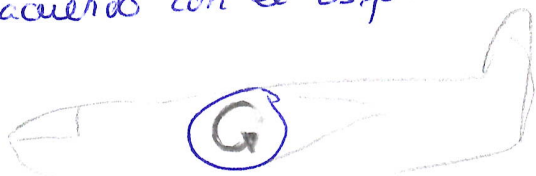
$$\omega = - \frac{m g}{\rho u_{\infty}^2} \frac{1}{b \cdot \pi R^2} = - \frac{1600 \cdot 9.81}{1.22 \cdot 111.1^2} \cdot \frac{1}{13 \pi \cdot 0.6^2}$$

$$\omega = -7.88 \text{ rad/s} \rightarrow \omega = -7.88 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot \frac{1 \text{ rot}}{2\pi \text{ rad}} \cdot \frac{60 \text{ s}}{1 \text{ min}} = -75.2 \text{ rpm}$$

Es decir, debe rotar con una velocidad

angular de 7.88 rad/s,

(75.2 rpm) y, de acuerdo con el esquema antes propuesto en el sentido



Problema 5

Primero considerando cilindro que no rota

$$\vec{u} + \text{vórtice} \Rightarrow \Psi_{\text{co}} = U_{\infty} r \sin\theta \quad \Psi_{\text{v}} = -\frac{k}{2\pi r} \sin\theta$$

$$\Psi = U_{\infty} r \sin\theta - \frac{k}{2\pi} \frac{\sin\theta}{r}$$

$$\left\{ \begin{aligned} v_r &= \frac{1}{r} \frac{\partial \Psi}{\partial \theta} = U_{\infty} \cos\theta - \frac{k}{2\pi} \frac{\cos\theta}{r^2} \\ v_{\theta} &= -\frac{\partial \Psi}{\partial r} = -U_{\infty} \sin\theta + \frac{k}{2\pi} \frac{\sin\theta}{r^2} \end{aligned} \right. \Rightarrow v_r = U_{\infty} - \frac{k}{2\pi R^2} = 0 \Rightarrow k = U_{\infty} \cdot 2\pi R^2$$

Para un cilindro sin rotar tenemos un punto de remanso en: $\theta = 0, r = R$

Entonces nos queda:

$$\left\{ \begin{aligned} v_r &= U_{\infty} \cos\theta - \frac{R^2}{r^2} \cos\theta = U_{\infty} \cos\theta \left(1 - \frac{R^2}{r^2}\right) \\ v_{\theta} &= -U_{\infty} \sin\theta - \frac{R^2}{r^2} \sin\theta = -U_{\infty} \sin\theta \left(1 + \frac{R^2}{r^2}\right) \end{aligned} \right.$$

Ahora si añadimos al campo de velocidades el efecto del torbellino con la expresión que se nos da:

$$\vec{u} + \text{vórtice}^{\Gamma} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} v_r &= U_{\infty} \cos\theta \left(1 - \frac{R^2}{r^2}\right) \\ v_{\theta} &= -U_{\infty} \sin\theta \left(1 + \frac{R^2}{r^2}\right) - \frac{\Gamma}{2\pi r} \end{aligned} \right.$$

una vez tenemos esto vamos a aplicar las condiciones del punto de remanso de

a) que son: para $r = R; \theta = \frac{\pi}{2} \Rightarrow v_r = v_{\theta} = 0$

es decir

$$0 = U_{\infty} \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2}\right) \left(1 - \frac{R^2}{R^2}\right) = 0$$

$$0 = -U_{\infty} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \left(1 + \frac{R^2}{R^2}\right) - \frac{\Gamma}{2\pi R} = -U_{\infty} \cdot 2 - \frac{\Gamma}{2\pi R}$$

$$\Rightarrow -U_{\infty} \cdot 2 - \frac{\Gamma}{2\pi R} = 0 \Rightarrow -\frac{\Gamma}{2\pi R} = 2U_{\infty} \Rightarrow -\Gamma = 4\pi U_{\infty} R$$

$$-\Gamma = 4\pi U_{\infty} R$$

Ahora bien, cómo relacionamos Γ con ω ?

Aplicamos la definición de circulación

$$-\Gamma = \int_S (\nabla \times \vec{v}) \cdot \hat{n} ds = \int_S \underbrace{\vec{\omega}}_{\substack{\text{sección} \\ \text{cilindro}}} \cdot \hat{n} ds = \omega \cdot \pi R^2$$

$$\Rightarrow \omega \pi R^2 = 4\pi U_{\infty} R$$

$$\omega_c = \frac{4U_{\infty}}{R}$$

b) ahora nos quedaba:

Obs: $\Gamma = -4\pi U_0 R$

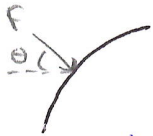
$$\begin{cases} v_r = u_0 \cos\theta \left(1 - \frac{R^2}{r^2}\right) \\ v_\theta = -u_0 \sin\theta \left(1 + \frac{R^2}{r^2}\right) - \frac{\Gamma}{2\pi r} \end{cases}$$

sobre la superficie del cilindro $r=R$ \Rightarrow
$$\begin{cases} v_r = 0 \\ v_\theta = -2u_0 \sin\theta - \frac{\Gamma}{2\pi R} \end{cases}$$

$$* C_p = \frac{P - P_{\infty}}{q_{\infty}} = 1 - \left(\frac{u}{u_0}\right)^2 \Rightarrow C_p = 1 - \frac{4u_0^2 \sin^2\theta + 2u_0 \sin\theta \frac{\Gamma}{\pi R} + \left(\frac{\Gamma}{2\pi R}\right)^2}{u_0^2}$$

$$C_p = 1 - \left[4 \sin^2\theta + \frac{2 \sin\theta \Gamma}{u_0 \pi R} + \left(\frac{\Gamma}{2\pi R u_0}\right)^2 \right]$$

La fuerza sobre la superficie del cilindro será:

 $dL = -dF \sin\theta = -P \sin\theta R d\theta$ $dD = -dF \cos\theta = -P \cos\theta R d\theta$ $* \Rightarrow P = C_p \cdot q_{\infty} + P_{\infty}$

sustentación:

$$\Rightarrow L = -\int P \sin\theta R d\theta = -\int P_{\infty} \sin\theta R d\theta - q_{\infty} \int C_p \sin\theta R d\theta$$

* después de multiplicar $(1) \cdot \sin\theta$

$$L = -q_{\infty} R \int \left(1 - \left[4 \sin^2\theta + \frac{2 \sin\theta \Gamma}{u_0 \pi R} + \left(\frac{\Gamma}{2\pi R u_0}\right)^2 \right] \right) \sin\theta d\theta$$

Para todos los términos con \sin^n con n impar*, su integral valdrá 0, nos queda:

$$L = -q_{\infty} R \int \left(-\frac{2 \sin^2\theta \Gamma}{u_0 \pi R} \right) d\theta = q_{\infty} R \int_0^{2\pi} \frac{2\Gamma}{u_0 \pi R} \sin^2\theta d\theta = \frac{q_{\infty} 2\Gamma}{u_0 \pi} \int_0^{2\pi} \sin^2\theta d\theta$$

$$L = \frac{q_{\infty} 2\Gamma}{u_0 \pi} \cdot \pi = \frac{q_{\infty} 2\Gamma}{u_0} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} u_0^2 \cdot 2\Gamma$$

$$\Rightarrow L = \rho_{\infty} u_0 \Gamma$$

Ahora con la definición de C_L

$$C_L = \frac{L}{q_{\infty} c} \quad c = \frac{L}{\rho_{\infty} \cdot c}$$

con c longitud caract. el enunciado dice el diámetro $\Rightarrow c = 2R$

$$C_{Lc} = \frac{L}{\rho_{\infty} \cdot c} = \frac{\rho_{\infty} u_0 \Gamma}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} u_0^2 \cdot (2R)} = \frac{\Gamma}{u_0 \cdot R}$$

$$\boxed{C_{Lc} = \frac{\Gamma}{u_0 \cdot R} = \frac{-4\pi u_0 R}{u_0 \cdot R} = -4\pi}$$

Problema 5

ya que el centro de masa está en C_M

Obs: El peso para justo por $C_M \rightarrow$ no genera momento respecto a C_M
despreciamos resistencia

Por lo tanto, El momento libre (dado por C_{M0})

Solo hay El momento que genere el cilindro, queremos que se compensen entre ellos.

(suponemos $kC > C_M$ por el engrane).

El momento que generará el cilindro respecto a C_M

signo: si $\uparrow > 0$



tendremos
 $w < 0 \rightarrow$
 $w < 0 \rightarrow$
con entre "convención de signos".

$$M_{C_M} = L \cdot (C_M - kC)$$



$$\Rightarrow M_{C_M} = -L (kC - C_M) = -L (C (k - 1/4)) = -L C (k - 1/4)$$

queremos que esto compense el momento causado en C_M (C.A.) por el ~~momento~~ coeficiente de momento libre C_{M0} que es

$$M_{C_M}^{\text{libre}} = C_{M0} \cdot g_0 \cdot S \cdot C \quad \text{en 2D} \Rightarrow M_{C_M} = C_{M0} \cdot g_0 \cdot C^2$$

Entonces tenemos

$$\Sigma M_{C_M} = M_{C_M}^{\text{libre}} + M_{C_M}^{\text{cil.}} = 0 \Rightarrow C_{M0} g_0 C^2 - L C (k - 1/4) = 0$$

$$C_{M0} g_0 C^2 = L C (k - 1/4) \Rightarrow L = \frac{C_{M0} \cdot g_0 \cdot C}{k - 1/4}$$

Anteriormente he demostrado que para un cilindro rotando

$$\left. \begin{aligned} L &= \rho \omega R^2 \Rightarrow L = -\omega g_0 \rho \pi R^2 \\ \rho &= -\omega \pi R^2 \times 2 \end{aligned} \right\}$$

$$\Rightarrow -\omega g_0 \rho \pi R^2 = \frac{C_{M0} \cdot \frac{1}{2} g_0 \rho \pi R^2 \cdot C}{k - 1/4}$$

$$\Rightarrow \omega_{eq} = - \frac{C_{M0} \cdot C}{2 \pi R^2 (k - 1/4)} \times \frac{\rho}{\rho} \quad \checkmark$$

Otra El sentido será:

$$\text{Si } C_{M0} > 0 \Rightarrow \omega_{eq} < 0 \quad \text{Si } C_{M0} < 0 \Rightarrow \omega_{eq} > 0$$



c) La velocidad de giro no dependerá del ángulo de ataque ya que, mirando la expresión que hemos obtenido, todo son parámetros constantes respecto al ángulo de ataque, incluido C_{M0} , el cual no depende de α .
Por lo tanto, ω_{eq} no depende del ángulo de ataque α . \checkmark

ID.	1		2		Q3		4		5		6		7		Nota
	correctas				correctas				a	b			a	b	
	4		0		6		1		1		1		1		9.50



NOTA 1: LAS PREGUNTAS Y RESPUESTAS DE LOS CUESTIONARIOS SE DETALLAN EN LA SOLUCIÓN DE LOS ESTUDIANTES (SE SELECCIONABAN AUTOMÁTICAMENTE POR ATENEA DESDE EL BANCO DE PREGUNTAS)

2020/21-02-ESEIAAT-220024-CU x +

atenea-exams.upc.edu/mod/quiz/view.php?id=13689

ATENEA EXAMS

Catal3 (ca) Ortega Enrique

ATENEA EXAMS / Els meus cursos / 2020/21-02-ESEIAAT-220024-CUtotal / Examen Final (16/06/2021) / Problema de aplicaci3n

Problema de aplicaci3n

- El problema se debe responder de forma clara y concisa en hojas adicionales que luego deben ser adjuntadas a la tarea en formato pdf o imagen. Es muy importante que el archivo de respuesta o imagen que se adjunte sea de buena calidad para facilitar su correcci3n.
- El tiempo total para realizar el problema es de 50 minutos.
- Hay un periodo de gracia de 5 minutos para enviarlo, pasado el tiempo no contar3n (no se recibir3n archivos por correo electr3nico).

Aquest qüestionari es va tancar el dia dimecres, 16 de juny 2021, 12:45

Límit de temps: 50 minuts

Mètode de qualificaci3: Qualificaci3 m3s alta

Intents: 21 (0 dels vostres grups)

NOTA 2: EL ENUNCIADO Y LA SOLUCI3N DEL PROBLEMA SE DETALLA A CONTINUACI3N

SOLUCIÓ DEL PROFESSOR

Podeu previsualitzar aquest qüestionari, però si fos un intent real no podríeu contestar-lo perquè:

Aquest qüestionari no està disponible

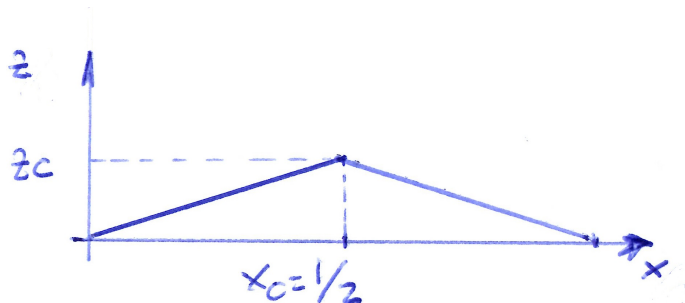
Pregunta **1**

No s'ha respost encara

Puntuat sobre 6,00

Un planeador de tipus ala volante té una ala de planta elíptica de allargament $A=12$, flecha nula respecte a la línia de $c/4$ de la corda i sense torsió geomètrica. La estabilitat longitudinal de l'ala se logra posicionant el centre de masses a una distància $\Delta x / \bar{c} = 0.1$ per davant de la seva aerodinàmica, i el control longitudinal mitjançant un flap de borda de sortida de corda constant a lo llarg de la envergadura. Suponint que el comportament de l'ala és semblant al d'una ala amb distribució de circulació elíptica, calcule:

- El coeficient de moment lliure del perfil (C_{m_0}) requerit perquè l'ala voli equilibrada ($C_{m_{cg}}=0$) a un C_L de disseny $C_L=0.4$ sense deflexió de la superfície de control. ¿Se pot aconseguir això amb un perfil convencional o haurà de ser de tipus reflex? ¿per què? [0.75 punts]
- Utilitzant la teoria de perfils delgats, determineu la màxima curvatura del perfil (z_c/c) i l'angle d'atac de l'ala (α) necessaris per satisfer la condició de vol determinada en (a). Suponint que la línia mitjana es pot representar com en la figura i calcule:



- La pendent de la línia mitjana i els coeficients A_0 , A_1 i A_2 . [2 punts]
 - Les equacions d'equilibri del problema (C_L i $C_{m_{cg}}$) en funció de la màxima curvatura i l'angle d'atac efectiu del perfil. [2 punts]
 - Resolva el sistema (b.2) i obtinga la curvatura i l'angle d'atac de l'ala. [1 punt]
- ¿Quin és la posició més atarrada (i.e. cap al bord de sortida) del centre de massa per al qual l'ala és naturalment estable en capceig? Indiqueu el valor en percentatge de la corda arrel. ¿Depèn aquesta posició de la deflexió del flap? ¿per què? [0.25 punts]

Mida màxima dels fitxers: 200MB, nombre màxim de fitxers: 1

Fitxers

🗑️
📄
📁

Podeu arrossegar i deixar anar fitxers aquí per afegir-los

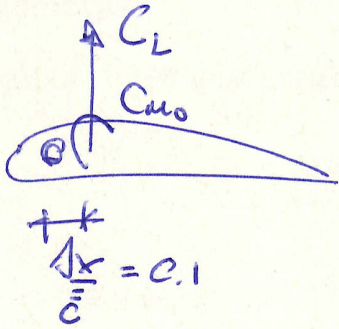
AVÍS IMPORTANT: Abans de penjar qualsevol material llegiu la [informació sobre les indicacions legals per a la publicació de materials](#) i sobre la [propietat intel·lectual dels treballs acadèmics](#). ✕

Tipus de fitxers acceptats:

Documents .doc .docx .epub .gdoc .odt .oth .ott .pdf .rtf

PROBLEMA (SOLUCIÓN)

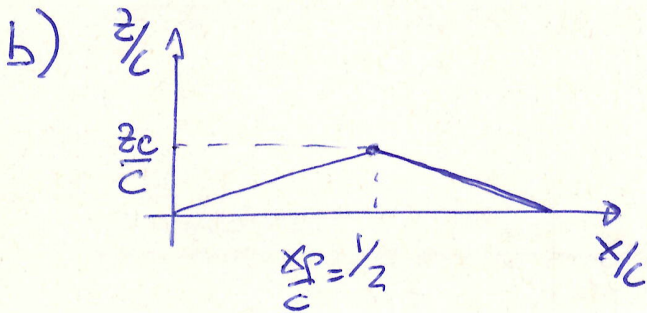
a) HIPÓTESIS: $\Gamma(y)$ eliptica $\rightarrow C_p(y) = C_L$; $C_{m0}(y) = C_{m0}$



$$C_{MCG} = C_{M0} - C_L \frac{\Delta x}{\bar{c}} = 0$$

$$C_{M0} = C_L \frac{\Delta x}{\bar{c}} = 0.4 \times 0.1 = 0.04$$

Se requiere perfil tipo "reflex", $C_{M0} > 0$



$$\frac{dz}{dx} = \begin{cases} 2 \frac{z_c}{c} & 0 \leq \frac{x}{c} \leq \frac{1}{2} \\ -2 \frac{z_c}{c} & \frac{1}{2} < \frac{x}{c} \leq 1 \end{cases}$$

$$\frac{x}{c} = \frac{1}{2}(1 - \cos \theta) = \frac{1}{2} \rightarrow \theta_p = \frac{\pi}{2}$$

b₁)

$$A_c = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} d\theta = \alpha - \frac{1}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} (2 \frac{z_c}{c}) d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} (-2 \frac{z_c}{c}) d\theta \right] = \alpha$$

$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos \theta d\theta = \frac{2}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} (2 \frac{z_c}{c}) \cos \theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} (-2 \frac{z_c}{c}) \cos \theta d\theta \right]$$

$$= \frac{2}{\pi} 2 \frac{z_c}{c} \left[\int_0^{\pi/2} \cos \theta d\theta - \int_{\pi/2}^{\pi} \cos \theta d\theta \right] = \frac{8}{\pi} \frac{z_c}{c}$$

$$A_2 = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos 2\theta d\theta = \frac{2}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} (2 \frac{z_c}{c}) \cos 2\theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} (-2 \frac{z_c}{c}) \cos 2\theta d\theta \right] = 0$$

$$b_2) \begin{cases} C_L = (2A_0 + A_1) \bar{u} = 0.4 & (1) \\ C_{M0} = C_{M0} - C_L \frac{\Delta x}{\bar{c}} = 0 & (2) \end{cases}$$

de (2)

$$C_{M0} = C_L \frac{\Delta x}{\bar{c}} = 0.04 = (A_2 - A_1) \frac{\pi}{4} = - \frac{8^2}{\pi} \frac{z_c}{c} \frac{\pi}{4} = - 2 \frac{z_c}{c} \rightarrow \boxed{\frac{z_c}{c} = -0.02}$$

de (1)

$$(2\alpha + \frac{8}{\pi} \frac{z_c}{c}) \bar{u} = 0.4$$

$$\alpha = \frac{0.4 - 8 \frac{z_c}{c}}{2\bar{u}} = 0.0899 \text{ [rad]} \rightarrow \text{PERFIL! (EFFECTIVO)}$$

$$b_3) \text{ alc eliptica } \rightarrow C_p(\gamma) = C_{e2}(\alpha - \alpha_i - \alpha_{e0}) \quad (3)$$

$$- \alpha_{e0} = \alpha_{L0} ; \text{ de (1) : } (2A_0 + A_1) \bar{u} = 0$$

$$2\alpha_{L0} + \frac{8}{\pi} \frac{z_c}{c} = 0$$

$$\alpha_{L0} = - \frac{4}{\pi} \frac{z_c}{c} = 0.0259 \text{ [rad]}$$

$$- \alpha_i = \frac{C_L}{\sqrt{4}} = \frac{0.4}{\sqrt{4} \times 12} = 0.0106 \text{ [rad]}$$

$$\text{de (3)} \quad C_p(\gamma) - 0.4 = 2\bar{u} (\alpha - 0.0106 - 0.0259) \rightarrow \alpha = 0.0899 \text{ [rad]} \approx 5.7^\circ$$



$$c) \quad \frac{x_{CG}}{c} = \frac{1}{4} \quad (\text{centro aerodinámico del } \alpha_c)$$

No depende del β $\rightarrow \frac{x_{CA}}{c} = c_1$

ATENEIA EXAMENS / Exams / Exams / 2021/21-02/EXAMEN 1: perfiles delgados / Examen Final / Examen Final / Cuestionario 1: perfiles delgados

EXAMEN 1: VC (NOTA:3.77, SUSPENSO)



Començat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:07

Estat Acabat

Completat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:22

Temps emprat 14 minuts 45 segons

Qualificació 5,00 sobre 10,00 (50%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La condición de Kutta se impone en el problema de perfiles delgados haciendo que la densidad de circulación sea nula en el borde de salida

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:10	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

En perfiles aerodinámicos delgados (e.g. $t/c < 15\%$) es posible despreciar el efecto del espesor en la sustentación y el momento de cabeceo

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:10	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que la pendiente de sustentación de un perfil es 2π (1/rad), y no depende de la forma del perfil

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:10	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados es aplicable a cualquier perfil aerodinámico con espesor pequeño (e.g. <15%) independientemente de su combadura.

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✘
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 5
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que un flap de borde de salida sólo modifica el ángulo de sustentación nula del perfil

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✘
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 6
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

La densidad de circulación en una lámina de torbellinos es igual al salto en la velocidad tangencial a través de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
-----	------	-------	-------	-------------

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:12	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados, cuando se aplica a flaps de borde de salida, permite calcular valores incrementales de sustentación y momento libre que luego se suman a la solución del perfil base (i.e. sin deflexión de flap)

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:13	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Incorrecte

Puntuació 0,00 sobre 1,00

En base a los resultados de la teoría de perfiles delgados, el coeficiente de momento de cabeceo respecto al borde de ataque de un perfil simétrico es $C_m = -C_l/4$ (atención al signo negativo)

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✗

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:16	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 9

Incorrecte

Puntuació 0,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que un flap de borde de salida sólo modifica el ángulo de sustentación nula del perfil

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✗
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
-----	------	-------	-------	-------------

1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara
2	16/06/2021 11:17	Desada: Vertader	Resposta desada
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Incorrecte 0,00

Pregunta 10

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00La densidad de circulación de la lámina de torbellinos tiene dimensiones de velocidad, i.e. LT^{-1}

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:07	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:20	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:22	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Compromiso de integridad académica

Salta a...

Cuestionario 2: ala finita ▶



Començat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:23

Estat Acabat

Completat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:37

Temps emprat 14 minuts 28 segons

Qualificació 8,33 sobre 10,00 (83%)

Pregunta 1
Parcialment
correcte
Puntuació 0,33
sobre 1,00

A continuació se listan una serie de características de tipo aerodinámicas y estructurales. Emparejar cada una de ellas con el ala correspondiente.

- La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha ❌
- La carga estructural se reduce hacia la punta de ala Ala con estrechamiento < 1 ✅
- Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 Ala de planta alar elíptica con flecha nula en c/4 ❌

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 1.

La resposta correcta és: La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) → Ala de planta alar elíptica, sin torsión aerodinámica ni geométrica, La carga estructural se reduce hacia la punta de ala → Ala con estrechamiento < 1, Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 → Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:26	Desada: La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) -> Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha; La carga estructural se reduce hacia la punta de ala -> Ala con estrechamiento < 1; Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 -> Ala de planta alar elíptica con flecha nula en c/4	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Parcialment correcte	0,33

Pregunta 2
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

El coeficiente de momento libre del ala solo depende del momento libre de las secciones (perfil)

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✅

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:26	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

El campo de velocidades inducidas por la estela hace que la pendiente de sustentación del ala sea mayor que la de sus secciones (suponga perfil constante a lo largo de la envergadura)

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:28	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

En una ala con distribución de circulación elíptica la reducción de sustentación de sus secciones debido al efecto tridimensional de la estela es aproximadamente igual al ángulo de ataque inducido por 2π .

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:29	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

El campo de velocidades inducido por la estela de un ala incrementa el ángulo de ataque efectivo que ven las secciones (perfiles) a lo largo de la envergadura

Triu-ne una:

Respostes

Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:31	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

La distribución de sustentación básica del ala no depende del ángulo de sustentación nula de las secciones ni de la torsión geométrica

Triu-ne una:

Respostes

Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:31	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

En una con distribución de circulación elíptica, la distribución de $Cl(y)*c(y)$ tiene forma elíptica

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:33	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La flecha de un ala permite desplazar la posición del centro aerodinámico

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:33	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La velocidad inducida por la estela de un ala es inversamente proporcional al alargamiento de la misma

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:34	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta **10**
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

La resistencia inducida **siempre disminuye** con el alargamiento, y esto es independiente del estrechamiento del ala

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:34	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Incorrecte	0,00

◀ Cuestionario 1: perfiles delgados

Salta a...

Cuestionario 3: teoría exacta de choques y expansiones ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:38**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:48**Temps emprat** 10 minuts 27 segons**Punts** 8,33/10,00**Qualificació** 25,00 sobre 30,00 (83%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El ángulo del cono de Mach se incrementa con el número de Mach de corriente libre

Trieu-ne una:

Respostes Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:38	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La presión total es constante a través de una expansión de Prandtl-Meyer

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:39	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La temperatura total es constante a través de una onda de choque

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:39	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Parcialment correcte
Puntuació 0,33 sobre 1,00

Emparejar los diferentes tipos de ondas con sus características.

Onda de choque oblicua	El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico	✓
Onda de Mach	El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico	✗
Onda de choque	Puede generar expansión o compresión del fluido	✗

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 1.

La resposta correcta és: Onda de choque oblicua → El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico, Onda de Mach → Puede generar expansión o compresión del fluido, Onda de choque → Solo puede generar compresión del fluido.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:40	Desada: Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico; Onda de Mach -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico; Onda de choque -> Puede generar expansión o compresión del fluido	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Parcialment correcte	0,33

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

En un fluido compresible las ondas de presión viajan con velocidad infinita

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:41	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La segunda ley de la termodinámica prohíbe que existan ondas de choque a través de las cuales el fluido se expanda

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:41	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:47	Desada: Vertader	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

El salto de densidad a través de una onda de choque está acotado (es decir, converge a un valor finito), mientras que la presión y temperatura no.

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:42	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

El flujo siempre se acelera a través de un abanico de expansión

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:42	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

Una onda de Mach es una onda de compresión o expansión infinitesimalmente débil

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:43	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 10
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

Para un mismo número de Mach y ángulo de deflexión del flujo, la solución de choque oblicuo predice dos posibles soluciones. En la práctica prevalece la más compresiva

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✘
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:45	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:48	Intent acabat	Incorrecte	0,00

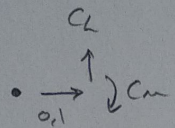
◀ Cuestionario 2: ala finita

Salta a...

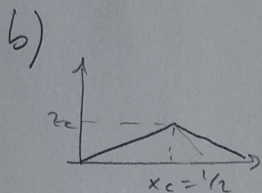
Problema de aplicació ▶

Find α

(P1)

a)  $\rightarrow C_m = C_L \cdot \frac{\Delta x}{\bar{x}} = \underline{\underline{0,04}}$

Se deberá usar un perfil de topo reflex para lograr $C_m > 0$



$$z(x) = \begin{cases} z_c \cdot x & x \leq \frac{1}{2} \\ -z_c(x-1) & x > \frac{1}{2} \end{cases} \rightarrow z(\theta) = \begin{cases} z_c(1 - \cos\theta) & x \leq \pi/2 \\ z_c(1 + \cos\theta) & x > \pi/2 \end{cases}$$

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} z_c(1 - \cos\theta) d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} z_c(1 + \cos\theta) d\theta \right] = \alpha - \frac{z_c}{\pi} (\pi - 2) = \alpha - z_c \left(1 - \frac{2}{\pi}\right)$$

$$A_1 = \frac{z_c}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} (1 - \cos\theta) \cdot \cos\theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} (1 + \cos\theta) \cdot \cos\theta d\theta \right] = 0$$

$$A_2 = \frac{z_c}{\pi} \left[\int_0^{\pi/2} (1 - \cos\theta) \cos^2\theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} (1 + \cos\theta) \cos^2\theta d\theta \right] = -\frac{z_c}{3\pi}$$

$$C_m = (A_2 - A_1) \frac{\pi}{4} = -\frac{z_c}{12} = 0,04 \rightarrow \underline{\underline{z_c = -0,48}}$$

$$C_{L_p} = 2\pi \left(A_0 + \frac{A_1}{2} \right) = 2\pi \left(\alpha - z_c \left(1 - \frac{2}{\pi}\right) \right) = 2\pi \left(\alpha + 0,1744 \right)$$

$$C_L = \frac{(\alpha + 0,1744)}{\frac{1}{2\pi} + \frac{1}{\pi \cdot 12}} = 0,4 \rightarrow \alpha = 0,4 \left(\frac{1}{2\pi} + \frac{1}{12\pi} \right) - 0,1744 = \underline{\underline{-0,1 \text{ rad}}}$$

c) 20% Esta posición sí que cambia con la deflexión de flaps ya que esto produce un cambio en $C_{m_{flap}}$

	ID.	Q1 (10 p)	Q2 (10 p)	Q3 (10 p)	problema					Nota
		correctas	correctas	correctas	a	b1	b2	b3	c	
3		5	8.33	8.33	1	0.25	0	0	0	3.77

EXAMEN 2: NE (NOTA: 5.56, APROBADO)**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:06**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:23**Temps emprat** 17 minuts 3 segons**Qualificació** 6,00 sobre 10,00 (60%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00La densidad de circulación en una lámina de torbellinos tiene dimensiones de velocidad, i.e. LT^{-1}

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:09	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Incorrecte

Puntuació 0,00
sobre 1,00

En la solució de perfiles delgados arbitrarios se utiliza una lámina de torbellinos colocada a lo largo de la línea media del perfil

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✗ Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La densidad de circulación en una lámina de torbellinos es igual al salto en la velocidad tangencial a través de la misma

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:13	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

En perfiles aerodinámicos delgados (e.g. $t/c < 15\%$) es posible despreciar el efecto del espesor en la sustentación y el momento de cabeceo

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:14	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que un flap de borde de salida sólo modifica el ángulo de sustentación nula del perfil

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✔

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:15	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

Las condiciones de contorno que se usan para resolver perfiles delgados con línea media arbitraria imponen:

- La velocidad de corriente libre U_∞ aguas arriba del perfil
- $U \cdot n = 0$ sobre la línea de la cuerda del perfil

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✔

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:17	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

La densidad de circulación propuesta en la solución del problema de perfiles delgados satisface la condición de Kutta de forma exacta en el borde de salida ($\gamma(TE) = 0$)

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✘
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:18	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 8
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

En la solución del problema de perfiles delgados no es necesario aplicar la condición de Kutta

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✔

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:18	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que la pendiente de sustentación de un perfil es 2π (1/rad), y no depende de la forma del perfil

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✔
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
59				

1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara
2	16/06/2021 11:20	Desada: Vertader	Resposta desada
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Correcte 1,00

Pregunta **10**
 Incorrecte
 Puntuació 0,00
 sobre 1,00

En la ecuación fundamental de perfiles delgados se supone que la velocidad normal inducida por la lámina de torbellinos sobre la línea media es igual a la inducida en dirección normal a la cuerda del perfil.

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:06	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:22	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:23	Intent acabat	Incorrecte	0,00

◀ Compromiso de integridad académica

Salta a...

Cuestionario 2: ala finita ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:23**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:36**Temps emprat** 13 minuts 9 segons**Qualificació** 9,33 sobre 10,00 (93%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La velocidad inducida por la estela de un ala es inversamente proporcional al alargamiento de la misma

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:27	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00En una con distribución de circulación elíptica, la distribución de $Cl(y)*c(y)$ tiene forma elíptica

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:26	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La distribución de sustentación adicional no depende de la forma en planta del ala

Trieu-ne una:

Respostes Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:28	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El ángulo de ataque en el que entra en pérdida un ala es mayor que el ángulo de pérdida de sus secciones (suponga perfil constante).

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:35	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 5
Parcialment correcte
Puntuació 0,33 sobre 1,00

A continuación se listan una serie de características de tipo aerodinámicas y estructurales. Emparejar cada una de ellas con el ala correspondiente.

La carga estructural se reduce hacia la punta de ala

Ala con estrechamiento < 1 ✓

Su centro aerodinámico se encuentra en c/4

Ala de planta alar elíptica con flecha nula en c/4 ✗

La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y))

Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha ✗

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 1.

La resposta correcta és: La carga estructural se reduce hacia la punta de ala → Ala con estrechamiento < 1; Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 → Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha; La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) → Ala de planta alar elíptica, sin torsión aerodinámica ni geométrica.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:36	Desada: La carga estructural se reduce hacia la punta de ala -> Ala con estrechamiento < 1; Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 -> Ala de planta alar elíptica con flecha nula en c/4; La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) -> Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Parcialment correcte	0,33

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La distribución de sustentación básica del ala no depende del ángulo de sustentación nula de las secciones ni de la torsión geométrica

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:30	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

Para un mismo CL de vuelo, la resistencia inducida es mínima en alas con distribución de circulación elíptica

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:31	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

El ángulo de ataque inducido a lo largo de un ala con distribución de circulación elíptica es constante

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:31	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La pendiente de sustentación de un ala se incrementa con el alargamiento

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:35	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta **10**

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

Se puede demostrar que el alargamiento de un ala es igual a su envergadura dividida la cuerda media geométrica del ala

Trieu-ne una:

Respostes
 Vertader ✓

 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:23	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:34	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:36	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Cuestionario 1: perfiles delgados

Salta a...

Cuestionario 3: teoría exacta de choques y expansiones ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:37**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:53**Temps emprat** 16 minuts 32 segons**Punts** 8,00/10,00**Qualificació** 24,00 sobre 30,00 (80%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En un fluido compresible las ondas de presión viajan con velocidad infinita

Trieu-ne una:

Respostes Verdader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:51	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El salto de densidad a través de una onda de choque está acotado (es decir, converge a un valor finito), mientras que la presión y temperatura no.

Trieu-ne una:

Respostes Verdader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:40	Desada: Verdader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Incorrecte

Puntuació 0,00
sobre 1,00

El ángulo del cono de Mach se incrementa con el número de Mach de corriente libre

Trieu-ne una:

Respostes Verdader ✗ Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:49	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 4
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El ángulo que forma una onda de choque con la velocidad incidente es proporcional a la intensidad de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:49	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

Emparejar los diferentes tipos de ondas con sus características.

Onda de choque	Solo puede generar compresión del fluido	✓
Onda de Mach	Puede generar expansión o compresión del fluido	✓
Onda de choque oblicua	El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico	✓

La teva resposta és correcta.

La resposta correcta és: Onda de choque → Solo puede generar compresión del fluido, Onda de Mach → Puede generar expansión o compresión del fluido, Onda de choque oblicua → El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:44	Desada: Onda de choque -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico; Onda de Mach -> Puede generar expansión o compresión del fluido; Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma es subsónico y se puede analizar como isentrópica	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:52	Desada: Onda de choque -> Solo puede generar compresión del fluido; Onda de Mach -> Puede generar expansión o compresión del fluido; Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La segunda ley de la termodinámica prohíbe que existan ondas de choque a través de las cuales el fluido se expanda

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:45	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

El flujo por detrás de una onda de choque es siempre subsónico

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:45	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Desada: Fals	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Incorrecte

Puntuació 0,00 sobre 1,00

La temperatura total es constante a través de una onda de choque

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✗

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:46	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

El modelo de expansión de Prandtl-Meyer no tiene ninguna limitación en cuanto al ángulo de deflexión del flujo

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:47	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Desada: Fals	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 10

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El flujo siempre se acelera a través de un abanico de expansión

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:37	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:47	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Cuestionario 2: ala finita

Salta a...

Problema de aplicació ▶

Problema:

A la volante

Planta elíptica

 $A = 12$ Flecha nula ^{respecto} $\frac{c}{4}$

Sin torsión geométrica

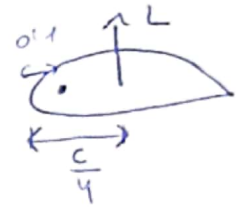
Estabilidad longitudinal, centro de masas a $\frac{dx}{c} = 0.1$ delante centro aro.Control longitudinal mediante flap de borde de salida de cuerda = c
Comportamiento ~ distribución de circulación elíptica(a) ~~¿?~~ Cmo para que $C_{Mcg} = 0$ a un $C_L = 0.14$ sin deflexión?
¿Perfil convencional o reflex? ¿Por qué?

$$C_{Mcg} = C_{m0} - C_g \cdot w = 0$$

$$C_{m0} - 0.1 \cdot C_L = 0$$

$$C_{m0} - 0.1 \cdot 0.14 = 0$$

$$\boxed{C_{m0} = 0.014}$$



Tiene que ser un perfil reflex porque el coeficiente de momento libre debe ser positivo.

(b) Teoría perfiles delgados

Máx curvatura (z_c/c) y α para satisfacer condición apertada (a)?

b.1) Pendiente línea media y coef A_0, A_1 y A_2 ?

→ Resp:

$$(a) \left[A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} d\theta \right]$$

$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos n\theta d\theta$$

$$\left[\begin{aligned} A_1 &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos \theta d\theta & (b) \\ A_2 &= \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos(2\theta) d\theta & (c) \end{aligned} \right]$$

→ Pendiente de línea media:

Pendiente línea media = ~~$\frac{dz}{dx}$~~

(a) $A_0 =$

(b) $A_1 =$

(c) $A_2 =$

$$\therefore \frac{dz}{dx} = 2 \cdot z_c \quad x < \frac{1}{2}$$

$$\frac{dz}{dx} = -2 \cdot z_c \quad x > \frac{1}{2}$$

(a) $A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi/2} 2 \cdot z_c d\theta + \frac{1}{\pi} \int_{\pi/2}^{\pi} 2 \cdot z_c d\theta = \alpha$

(b) $A_1 = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cdot \cos \theta d\theta = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi/2} 2z_c \cdot \cos \theta d\theta + \frac{2}{\pi} \int_{\pi/2}^{\pi} -2z_c \cdot \cos \theta d\theta = 0$

(c) $A_2 = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi/2} 2z_c \cos(2\theta) d\theta + \frac{2}{\pi} \int_{\pi/2}^{\pi} -2z_c \cdot \cos(2\theta) d\theta = 0$

b.2) Ecuaciones de equilibrio (C_L y C_{MCG}) en función de curvatura α y α_{e0} ?

$$\begin{aligned}
 C_{MCG} &= - \left(A_0 + A_1 - \frac{A_2}{2} \right) \cdot \text{pendiente línea media} = \\
 &= - \frac{C_L}{4} + (A_2 - A_1) \frac{\pi}{4} \quad (1) \\
 \cancel{C_L} &= 2 - 4A \\
 C_L &= \text{pendiente línea media} - (\alpha_{e0} \alpha_0) \quad (2)
 \end{aligned}$$

ID.	Q1 (10 p)	Q2 (10 p)	Q3 (10 p)	problema					Nota
	correctas	correctas	correctas	a	b1	b2	b3	c	
	6	9.33	8	1	1	0	0	0	5.56

EXAMEN 3: AA (NOTA:7.24, NOTABLE)

ATENEA EXAMS / Els meus cursos / 2020/21-02:ESEIAAT-220024-CUtotal / Examen Final (16/06/2021) / Cuestionario 1: perfiles delgados



[Redacted]

Començat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:05

Estat Acabat

Completat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:15

Temps emprat 10 minuts 40 segons

Qualificació 6,00 sobre 10,00 (60%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados es aplicable a cualquier perfil aerodinámico con espesor pequeño (e.g. <15%) independientemente de su combadura.

Triu-ne una:

Respostes

Verdader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:06	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En la solución del problema de perfiles delgados no es necesario aplicar la condición de Kutta

Triu-ne una:

Respostes

Verdader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:07	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En la ecuación fundamental de perfiles delgados se supone que la velocidad normal inducida por la lámina de torbellinos sobre la línea media es igual a la inducida en dirección normal a la cuerda del perfil.

Triu-ne una:

Respostes

Verdader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:07	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
No s'ha respost
Puntuat sobre
1,00

La densidad de circulación en una lámina de torbellinos es igual al salto en la velocidad tangencial a través de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:15	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados, cuando se aplica a flaps de borde de salida, permite calcular valores incrementales de sustentación y momento libre que luego se suman a la solución del perfil base (i.e. sin deflexión de flap)

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

La densidad de circulación propuesta en la solución del problema de perfiles delgados satisface la condición de Kutta de forma exacta en el borde de salida ($\gamma(TE) = 0$)

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✗
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
-----	------	-------	-------	-------------

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 7
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

Las hipótesis simplificadoras que se aplican en la teoría de perfiles delgados están orientadas a que la densidad de circulación (incógnita a resolver) no dependa de la forma del perfil

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:12	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

La solución de perfiles delgados predice que en un perfil simétrico el coeficiente de momento libre es cero.

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:12	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:15	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9
No s'ha respost
Puntuat sobre 1,00

En perfiles aerodinámicos delgados (e.g. $t/c < 15\%$) es posible despreciar el efecto del espesor en la sustentación y el momento de cabeceo

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1 Pas	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	

2 16/06/2021 11:15 Intent acabat No s'ha respost

Pregunta 10

No s'ha respost

Puntuat sobre
1,00

La solució que se obtiene mediante la teoría de perfiles delgados es siempre más exacta para un perfil simétrico que para uno con combadura

Trieu-ne una:

Respostes

Verdader

Fals

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:15	Intent acabat	No s'ha respost	

◀ Compromiso de integridad académica

Salta a...

Cuestionario 2: ala finita ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:17**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:37**Temps emprat** 19 minuts 54 segons**Qualificació** 6,13 sobre 10,00 (61%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

A medida que disminuye el factor de estrechamiento, el coeficiente de sustentación local de la sección CI(y) se incrementa hacia la punta del ala

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:19	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00El factor de Oswald de un ala con estrechamiento **es siempre** menor que el de un ala con planta rectangular

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:22	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El coeficiente de momento libre del ala solo depende del momento libre de las secciones (perfil)

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:24	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

La resistencia inducida **siempre disminuye** con el alargamiento, y esto es independiente del estrechamiento del ala

Trieu-ne una:

Respostes

- Verdader
- Fals ✘

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:25	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 5
No s'ha respost
Puntuat sobre 1,00

El momento libre del ala no depende de la forma en planta de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

- Verdader
- Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:37	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 6
Parcialment correcte
Puntuació 0,80 sobre 1,00

Asigne un resultado a las expresiones siguientes

- $1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl_{adiciona}(y)c(y)dy$ ✔
- $Cl_{básico}(y) + Cl_{adiciona}(y)*CL$ ✔
- $\int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy$ ✔
- $1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy$ (suponga $\Gamma(y)$ elíptica) ✘
- $\int_{-b/2}^{b/2} Cl_{básico}(y)c(y)dy$ ✔

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 4.

La resposta correcta és:

$1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl_{adiciona}(y)c(y)dy \rightarrow 1, Cl_{básico}(y) + Cl_{adiciona}(y)*CL \rightarrow Cl(y),$ 78

$$\int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy \rightarrow CL^*S,$$

$$1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy \text{ (suponga } \Gamma(y) \text{ elíptica)} \rightarrow Cl(y)=const,$$

$$\int_{-b/2}^{b/2} Cl_{básico}(y)c(y)dy \rightarrow 0.$$

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:31	Desada: $1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl_{adicional}(y)c(y)dy \rightarrow 1$; $Cl_{básico}(y) + Cl_{adicional}(y) \cdot CL \rightarrow Cl(y)$; $\int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy \rightarrow CL^*S$; $1/S \int_{-b/2}^{b/2} Cl(y)c(y)dy \text{ (suponga } \Gamma(y) \text{ elíptica)} \rightarrow CL$; $\int_{-b/2}^{b/2} Cl_{básico}(y)c(y)dy \rightarrow 0$	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Parcialment correcte	0,80

Pregunta 7
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La pendiente de sustentación de un ala se incrementa con el alargamiento

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:33	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8
Parcialment correcte
Puntuació 0,33 sobre 1,00

A continuación se listan una serie de características de tipo aerodinámicas y estructurales. Emparejar cada una de ellas con el ala correspondiente.

La carga estructural se reduce hacia la punta de ala

Ala con estrechamiento < 1 ✓

Su centro aerodinámico se encuentra en c/4

Ala de planta alar elíptica, sin torsión aerodinámica ni geométrica ✗

La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y))

Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha ✗

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 1.

La resposta correcta és: La carga estructural se reduce hacia la punta de ala → Ala con estrechamiento < 1, Su centro aerodinámico se encuentra en c/4 → Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha, La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) → Ala de planta alar elíptica, sin torsión aerodinámica ni geométrica.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:33	Desada: La carga estructural se reduce hacia la punta de ala -> Ala con estrechamiento < 1; La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local (L(y)) -> Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha	Resposta no encara	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Parcialment correcte	0,33

			incompleta
3	16/06/2021 11:36	Desada: La carga estructural se reduce hacia la punta de ala -> Ala con estrechamiento < 1; Su centro aerodinámico se encuentra en $c/4$ -> Ala de planta alar elíptica, sin torsión aerodinámica ni geométrica; La distribución de circulación tiene la misma forma que la sustentación local $L(y)$ -> Ala con estrechamiento = 1 y sin flecha	Resposta desada
4	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Parcialment correcte 0,33

Pregunta 9
No s'ha respost
Puntuat sobre 1,00

La velocidad inducida por la estela a lo largo de un ala con distribución de circulación elíptica es constante

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:37	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 10
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El parámetro geométrico que mayor peso tiene en la reducción de resistencia inducida de un ala es su . El efecto de su juega un papel secundario.

La teva resposta és correcta.

La resposta correcta és:

El parámetro geométrico que mayor peso tiene en la reducción de resistencia inducida de un ala es su [alargamiento]. El efecto de su [estrechamiento] juega un papel secundario.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:17	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:37	Desada: {alargamiento} {estrechamiento}	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:37	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Questionario 1: perfiles delgados

Questionario 3: teoría exacta de choques y expansiones ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:38**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:53**Temps emprat** 15 minuts 31 segons**Punts** 6,00/10,00**Qualificació** 18,00 sobre 30,00 (60%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El modelo de expansión de Prandtl-Meyer no tiene ninguna limitación en cuanto al ángulo de deflexión del flujo

Trieu-ne una:

Respostes Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:40	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

Para un mismo ángulo de deflexión del flujo (theta), el ángulo del choque oblicuo (beta) disminuye a medida que se incrementa el número de Mach de corriente libre.

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:41	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

No s'ha respost

Puntuat sobre
1,00

La presión total es constante a través de una expansión de Prandtl-Meyer

Trieu-ne una:

Respostes Vertader Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:53	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 4
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

El flujo siempre se acelera a través de un abanico de expansión

Trieu-ne una:

Respostes

- Verdader
- Fals ✘

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:41	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 5
No s'ha respost
Puntuat sobre 1,00

El salto de densidad a través de una onda de choque está acotado (es decir, converge a un valor finito), mientras que la presión y temperatura no.

Trieu-ne una:

Respostes

- Verdader
- Fals

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:53	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

Emparejar los diferentes tipos de ondas con sus características.

Onda de choque oblicua	El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico	✓
Onda de Mach	Puede generar expansión o compresión del fluido	✓
Onda de choque	Solo puede generar compresión del fluido	✓

La teva resposta és correcta.

La resposta correcta és: Onda de choque oblicua → El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico, Onda de Mach → Puede generar expansión o compresión del fluido, Onda de choque → Solo puede generar compresión del fluido.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
82			Estat	Puntuacions

1	16/06/2021 11:38	Iniciat		No s'ha respost encara
2	16/06/2021 11:46	Desada: Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico		Resposta no vàlida o incompleta
3	16/06/2021 11:51	Desada: Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico; Onda de Mach -> Puede generar expansión o compresión del fluido; Onda de choque -> El flujo por detrás de la misma es subsónico y se puede analizar como isentrópica		Resposta desada
4	16/06/2021 11:52	Desada: Onda de choque oblicua -> El flujo por detrás de la misma se comprime pero puede ser supersónico; Onda de Mach -> Puede generar expansión o compresión del fluido; Onda de choque -> Solo puede generar compresión del fluido		Resposta desada
5	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7
No s'ha respost
Puntuat sobre 1,00

El ángulo que forma una onda de choque con la velocidad incidente es proporcional a la intensidad de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:53	Intent acabat	No s'ha respost	

Pregunta 8
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El ángulo del cono de Mach se incrementa con el número de Mach de corriente libre

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:47	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

Para un mismo número de Mach y ángulo de deflexión del flujo, la solución de choque oblicuo predice dos posibles soluciones. En la práctica prevalece la más compresiva

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:52	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta **10**
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

Una onda de Mach es una onda de compresión o expansión infinitesimalmente débil

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:38	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:52	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:53	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Cuestionario 2: ala finita

Salta a...

Problema de aplicación ▶



Problema:

Ala volante de planta elíptica; $A=12$; $\Lambda_{1/4}=0$; $E(y)=0$.

Estabilidad longitudinal \rightarrow c.g. $x_{cg}/c = 0.1$ por delante de su centro aerodinámico

Control longitudinal \rightarrow flap TB, de cuerda etc.

Ala con distribución de circulación elíptica.

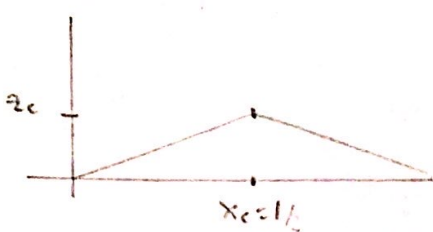
a) Como requerido para que $C_{mcg}=0$; $C_L=0.14$; (Perfil reflex? ¿por qué?)

$$C_{mcg}=0 \Rightarrow \Sigma M_{cg}=0 = M_0 - L \cdot 0.1 \Rightarrow 0 = C_{m0} - C_L \cdot 0.1 \Rightarrow C_{m0} = C_L \cdot 0.1 = 0.14 \cdot 0.1 = 0.014$$

b)

6) Utilizando TAT, determinar la máxima $z/c = (z_c/c)$ y el ángulo α para satisfacer las condiciones de a)

6.1). Pendiente de la línea media y los coef. A_0, A_1 y A_2 .



$$\frac{dz}{dx} = \frac{z_c}{x_c} = \text{tg}(2 \cdot z_c) \text{ para TAT, } d/c < 4\% \quad \begin{aligned} l/c &= 0.04 \\ z_c/c &= 0.04 \end{aligned}$$

$$\frac{dz}{dx} = 2 \cdot 0.04 = 0.08$$

$$A_0 = \alpha \cdot \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi/2} \text{tg}(2 \cdot z_c) \cdot d\theta = \frac{1}{\pi} \int_{\pi/2}^{\pi} \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot d\theta = \alpha - \frac{1}{\pi} \left(\text{tg}(2 \cdot z_c) \cdot \frac{\pi}{2} + \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot \pi - \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot \frac{\pi}{2} \right)$$

$$A_0 = \alpha - 0 = \alpha$$

$$A_1 = \frac{2}{\pi} \int_0^{\pi/2} \text{tg}(2 \cdot z_c) \cdot \cos \theta d\theta = \frac{2}{\pi} \int_{\pi/2}^{\pi} \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot \cos \theta d\theta$$

transformación geométrica.

$$\begin{aligned} \frac{x}{c} &= \frac{1}{2} (1 - \cos \theta) & \frac{dz}{dx} &= \text{tg}(2 \cdot z_c) \\ 0 \leq \theta &\leq \pi/2 & \frac{dz}{dx} &= \text{tg}(-2 \cdot z_c) \\ \pi/2 \leq \theta &\leq \pi \end{aligned}$$

$$A_2 = \frac{2}{\pi} \text{tg}(2 \cdot z_c) + \frac{2}{\pi} \text{tg}(-2 \cdot z_c) = \frac{4}{\pi} \text{tg}(2 \cdot z_c)$$

$$A_2 = \frac{2}{\pi} \left(\int_0^{\pi/2} \text{tg}(2 \cdot z_c) \cos 2\theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot \cos 2\theta d\theta \right) = \frac{2}{\pi} \left(\text{tg}(2 \cdot z_c) \cdot \frac{\sin 2\theta}{2} \Big|_0^{\pi/2} + \text{tg}(-2 \cdot z_c) \cdot \frac{\sin 2\theta}{2} \Big|_{\pi/2}^{\pi} \right)$$

$$= \frac{2}{\pi} (0) = 0$$

6.2) y 6.3)

$$C_L = (2A_0 + A_1) \pi = 2\pi \alpha + \pi \cdot \frac{4}{\pi} \text{tg}(2 \cdot z_c) = 2\pi \alpha + 4 \text{tg}(2 \cdot z_c)$$

$$\Sigma M_{cg} = C_{m0} - C_L \cdot 0.1 = 0 \Rightarrow C_L \cdot 0.1 = 0.014 \Rightarrow 2\pi \alpha + 4 \text{tg}(2 \cdot z_c) = 0.014$$

$$C_{m0} = \frac{\pi}{4} (A_2 - A_1) = \frac{\pi}{4} \left(-\frac{4}{\pi} \text{tg}(2 \cdot z_c) \right) = -\text{tg}(2 \cdot z_c) = 0.014 \Rightarrow \begin{aligned} 2 \cdot z_c &= -0.03998 \\ z_c &= 0.01999 \approx 0.02 \end{aligned}$$

$$2\pi \alpha + 4 \text{tg}(2 \cdot z_c) = 0.014$$

$$\alpha = \left(0.014 - \underbrace{4 \cdot \text{tg}(2 \cdot z_c)}_{-0.014} \right) \frac{1}{2\pi} = (0.014 + 4 \cdot 0.014) \frac{1}{2\pi} = 0.0318 \text{ rad}$$

$$\alpha = 0.0318 \text{ rad} \approx 1.82^\circ$$

	ID.	Q1 (10 p)	Q2 (10 p)	Q3 (10 p)	problema					Nota
		correctas	correctas	correctas	a	b1	b2	b3	c	
1		6	6.13	6	0.8	1	1	0.75	0	7.24

EXAMEN 4: ML (NOTA:8.91, NOTABLE)

ATENEA EXAMS / Els meus cursos / 2020/21-02:ESEIAAT-220024-CUtotal / Examen Final (16/06/2021) / Cuestionario 1: perfiles delgados



Començat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:05

Estat Acabat

Completat el dimecres, 16 de juny 2021, 11:45

Temps emprat 39 minuts 30 segons

Qualificació 9,00 sobre 10,00 (90%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En la solució de perfiles delgados arbitrarios se utiliza una lámina de torbellinos colocada a lo largo de la línea media del perfil

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:06	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados, cuando se aplica a flaps de borde de salida, permite calcular valores incrementales de sustentación y momento libre que luego se suman a la solución del perfil base (i.e. sin deflexión de flap)

Triu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:06	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En la solució de perfiles delgados, la curva de sustentación de un perfil simétrico y otro con combadura se diferencian únicamente en el ángulo de sustentación nula. En perfiles combados este último es siempre cero.

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:06	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La densidad de circulación de la lámina de torbellinos tiene dimensiones de velocidad, i.e. LT^{-1}

Trieu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:14	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 5

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

En la solución del problema de perfiles delgados no es necesario aplicar la condición de Kutta

Trieu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:08	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que la pendiente de sustentación de un perfil es 2π (1/rad), y no depende de la forma del perfil

Trieu-ne una:

Respostes

Vertader ✓

Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:08	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados, cuando se aplica a flaps de borde de salida, permite calcular valores incrementales de sustentación y momento libre que luego se suman a la solución del perfil base (i.e. sin deflexión de flap)

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:09	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

La densidad de circulación de la lámina de torbellinos tiene dimensiones de velocidad, i.e. LT^{-1}

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:14	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00 sobre 1,00

Las hipótesis simplificativas que se aplican en la teoría de perfiles delgados están orientadas a que la densidad de circulación (incógnita a resolver) no dependa de la forma del perfil

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions

89

1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara
2	16/06/2021 11:10	Desada: Vertader	Resposta desada
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Correcte 1,00

Pregunta **10**
Incorrecte
Puntuació 0,00
sobre 1,00

La teoría de perfiles delgados predice que la posición del centro aerodinámico de un perfil es $x/c=1/4$, independientemente de la forma del mismo

Triu-ne una:

Respostes

Vertader

Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:05	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:11	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:45	Intent acabat	Incorrecte	0,00

◀ Compromiso de integridad académica

Salta a...

Cuestionario 2: ala finita ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:15**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:42**Temps emprat** 27 minuts 50 segons**Qualificació** 7,60 sobre 10,00 (76%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El ángulo de ataque inducido a lo largo de un ala con distribución de circulación elíptica es constante

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:15	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Incorrecte

Puntuació 0,00
sobre 1,00El parámetro geométrico que mayor peso tiene en la reducción de resistencia inducida de un ala es su ✘ . El efecto de su

✘ juega un papel secundario.

La teva resposta és incorrecta.

La resposta correcta és:

El parámetro geométrico que mayor peso tiene en la reducción de resistencia inducida de un ala es su [alargamiento]. El efecto de su [estrechamiento] juega un papel secundario.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:26	Desada: {espesor relativo} {alargamiento}	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La pendiente de sustentación de un ala se incrementa con el alargamiento

Trieu-ne una:

Respostes Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:16	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El estrechamiento de un ala permite reducir la carga aerodinámica en la zona de punta de ala y el momento flector (Mx) en la raíz

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:17	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 5
Parcialment correcte
Puntuació 0,60 sobre 1,00

Asigne un resultado a las expresiones siguientes

- $C_{l_{básico}}(y) + C_{l_{adicional}}(y) * CL$ ✗
- $1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{adicional}}(y)c(y)dy$ ✓
- $1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy$ (suponga $\Gamma(y)$ elíptica) ✗
- $\int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{básico}}(y)c(y)dy$ ✓
- $\int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy$ ✓

La teva resposta és parcialment correcta.

Heu seleccionat correctament 3.

La resposta correcta és: $C_{l_{básico}}(y) + C_{l_{adicional}}(y) * CL \rightarrow C_l(y)$,

$$1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{adicional}}(y)c(y)dy \rightarrow 1,$$

$$1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy \text{ (suponga } \Gamma(y) \text{ elíptica)} \rightarrow C_l(y)=\text{const},$$

$$\int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{básico}}(y)c(y)dy \rightarrow 0,$$

$$\int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy \rightarrow CL*S.$$

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:20	Desada: $C_{l_{básico}}(y) + C_{l_{adicional}}(y) * CL \rightarrow CL$; $1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{adicional}}(y)c(y)dy \rightarrow 1$; $1/S \int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy$ (suponga $\Gamma(y)$ elíptica) $\rightarrow CL$; $\int_{-b/2}^{b/2} C_{l_{básico}}(y)c(y)dy \rightarrow 0$; $\int_{-b/2}^{b/2} C_l(y)c(y)dy \rightarrow CL*S$	Resposta desada	
Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions

3 16/06/2021 11:42 Intent acabat Parcialment correcte 0,60

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La flecha de un ala permite desplazar la posición del centro aerodinámico

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:22	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

La distribución de sustentación adicional no depende de la forma en planta del ala

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✗
 Fals

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:23	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 8
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

A baja velocidad, la flecha de un ala no permite mejorar su comportamiento aerodinámico (sustentación y resistencia inducida)

Triu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:24	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

El momento libre del ala no depende de la forma en planta de la misma

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:24	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 10

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00En una con distribución de circulación elíptica, la distribución de $Cl(y)^*c(y)$ tiene forma elíptica

Trieu-ne una:

Respostes

 Vertader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:15	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:25	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Cuestionario 1: perfiles delgados

Salta a...

Cuestionario 3: teoría exacta de choques y expansiones ▶

**Començat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:27**Estat** Acabat**Completat el** dimecres, 16 de juny 2021, 11:42**Temps emprat** 15 minuts 5 segons**Punts** 8,00/10,00**Qualificació** 24,00 sobre 30,00 (80%)

Pregunta 1

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

En un fluido compresible las ondas de presión viajan con velocidad infinita

Trieu-ne una:

Respostes Verdader Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:27	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 2

Incorrecte

Puntuació 0,00
sobre 1,00

La segunda ley de la termodinámica prohíbe que existan ondas de choque a través de las cuales el fluido se expanda

Trieu-ne una:

Respostes Verdader Fals ✗

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:27	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 3

Correcte

Puntuació 1,00
sobre 1,00

La presión total es constante a través de una expansión de Prandtl-Meyer

Trieu-ne una:

Respostes Verdader ✓ Fals

La resposta correcta és 'Verdader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:39	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 4
Incorrecte
Puntuació 0,00 sobre 1,00

El flujo siempre se acelera a través de un abanico de expansión

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
- Fals ✘

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:29	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:30	Desada: Fals	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Incorrecte	0,00

Pregunta 5
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El salto de densidad a través de una onda de choque está acotado (es decir, converge a un valor finito), mientras que la presión y temperatura no.

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✔
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:33	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:41	Desada: Vertader	Resposta desada	
4	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 6
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

La velocidad en dirección tangente a una onda de choque es constante

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✔
- Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:34	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 7
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

Para un mismo ángulo de deflexión del flujo (theta), el ángulo del choque oblicuo (beta) disminuye a medida que se incrementa el número de Mach de corriente libre.

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader ✓
 Fals

La resposta correcta és 'Vertader'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:36	Desada: Vertader	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 8
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

Para un mismo número de Mach y ángulo de deflexión del flujo, la solución de choque oblicuo predice dos posibles soluciones. En la práctica prevalece la más compresiva

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:37	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta 9
Correcte
Puntuació 1,00 sobre 1,00

El flujo por detrás de una onda de choque es siempre subsónico

Trieu-ne una:

Respostes

- Vertader
 Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:37	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

Pregunta **10**
Correcte
Puntuació 1,00
sobre 1,00

El ángulo del cono de Mach se incrementa con el número de Mach de corriente libre

Triu-ne una:

Respostes

Verdader

Fals ✓

La resposta correcta és 'Fals'.

Historial de les respostes

Historial de les respostes

Pas	Hora	Acció	Estat	Puntuacions
1	16/06/2021 11:27	Iniciat	No s'ha respost encara	
2	16/06/2021 11:38	Desada: Fals	Resposta desada	
3	16/06/2021 11:42	Intent acabat	Correcte	1,00

◀ Cuestionario 2: ala finita

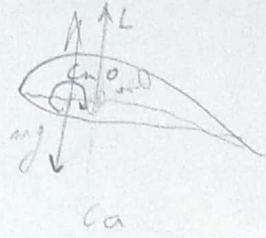
Salta a...

Problema de aplicació ▶

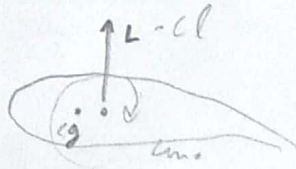
$$A = 12$$

$\Delta x / \bar{z} = 0.1$ delante

Distribución elíptica



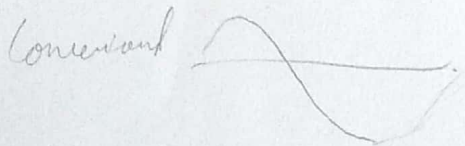
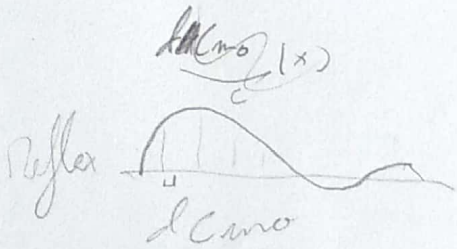
$$C_n =$$



$$0 = C_{ng} = C_{mo} + \frac{C_L}{\pi} \cdot 0.14$$

\uparrow
 $C_L = 0.4$

a) $C_{mo} = C_L \cdot \frac{\Delta x}{\bar{z}} = 0.04 > 0 \rightarrow$ Es necesario un perfil de tipo reflex que compense ~~la curvatura~~ varie de curvatura al final de la cola para ~~incrementar~~ C_{mo} . Uno convencional tiene siempre C_{mo} negativo



b) $x = \frac{c}{2}(1 - \cos \theta)$
 $dx = \frac{c}{2} \sin \theta d\theta$

$$z = \frac{2z_c x}{c} \quad 0 < x < \frac{c}{2}$$

$$z = \frac{2z_c}{c} \left(\frac{c}{2} - x \right) \quad \frac{c}{2} < x < c$$

$$z = \begin{cases} \frac{2z_c}{c} x & 0 < x < \frac{c}{2} \\ 2z_c - \frac{2z_c}{c} x & \frac{c}{2} < x < c \end{cases}$$

$$\frac{dz}{dx} = \begin{cases} \frac{2z_c}{c} & 0 < x < \frac{c}{2} \\ -\frac{2z_c}{c} & \frac{c}{2} < x < c \end{cases}$$

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} d\theta = \alpha + \frac{z}{\pi}$$

$$\int_0^{\pi/2} (1 - \cos \theta) d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} - (1 - \cos \theta) d\theta = \frac{\pi - z}{2} + \left(\frac{\pi + z}{2} \right) = +z$$

$$x = \sin(x)$$

$$\sin(x) = x$$

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} d\theta = \alpha - \frac{2z_c}{c}$$

$$\int_0^{\pi/2} \frac{2z_c}{c} d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} - \frac{2z_c}{c} d\theta$$

$$\frac{2z_c}{c} \frac{\pi}{2} - \frac{2z_c}{c} \frac{\pi}{2} + \frac{2z_c}{c} \pi$$

$$A_1 = \frac{z}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos \theta d\theta = \frac{2z_c}{\pi c}$$

$$\frac{2z_c}{c} \left(\int_0^{\pi/2} \cos \theta d\theta + \int_{\pi/2}^{\pi} \cos \theta d\theta \right)$$

$$A_2 = \frac{z}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{dz}{dx} \cos 2\theta d\theta = 0$$

$$\frac{2z_c}{c} \left(\int_0^{\pi/2} \cos(2\theta) d\theta - \int_{\pi/2}^{\pi} \cos(2\theta) d\theta \right) = 0$$

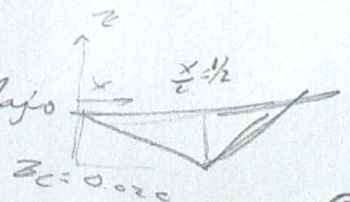
$$Cl = (2A_0 + A_1) \pi \left(2\alpha - \frac{4z_c}{c} + \frac{2z_c}{\pi c} \right) \pi = 2\pi \alpha - 2\pi \left(\alpha + 0.04 - \frac{0.08}{\pi} \right)$$

$$[Cl = 2\pi(\alpha + 0.0145)]$$

$$C_{m0} = (A_2 - A_1) \frac{\pi}{4}$$

$$0.04 = -\frac{2z_c}{c} \rightarrow \frac{z_c}{c} = -0.02 \text{ c } 2\% \text{ fuera abajo}$$

$$[C_{MG} = C_{m0} - 0.1Cl = 0.04 - 0.2(\alpha + 0.0145)]$$



b3) Si suponemos una distribución elíptica

$$C_e = C_{e0} \left(\alpha - \alpha_1 - \alpha_{L0} \right) = C_e$$

$\left(\begin{array}{c} \alpha_{off} \\ \downarrow \\ \frac{C_e}{\pi A} - 0.0145 \end{array} \right)$

La curvatura se mantiene en todo el ala, perfil constante

$$0.4 = 2\pi \left(\alpha - \frac{0.4}{\pi \cdot 12} + 0.0145 \right) \rightarrow \alpha_{ala} = 0.05977 \text{ rad} = 3.42^\circ$$

c) La posición en la que es estable es en la que el centro de masa coincide con el centro aerodinámico.

Cuando tenemos un flap, este retrasa el centro aerodinámico y ~~se~~ por tanto si que retrasa depende de este.

	ID.	Q1 (10 p)	Q2 (10 p)	Q3 (10 p)	problema					Nota
		correctas	correctas	correctas	a	b1	b2	b3	c	
12		9	8	8	1	0.9	1	1	1	8.91