

## Problema 1

Una avioneta vuela a una altitud de 3000 metros sobre el nivel del mar. Su vuelo es a altitud constante y a una velocidad también constante de 180 km/h. Las características de la aeronave son las siguientes:

- Superficie alar:  $16 \text{ m}^2$
- Cuerda media aerodinámica: 1,5 m
- Masa de la aeronave: 1080 kg

Calcular:

- a. La densidad del aire
- b. El número de Mach de vuelo
- c. El número de Reynolds del ala
- d. La diferencia de presión que habrá entre intradós y extradós

Soluciones:

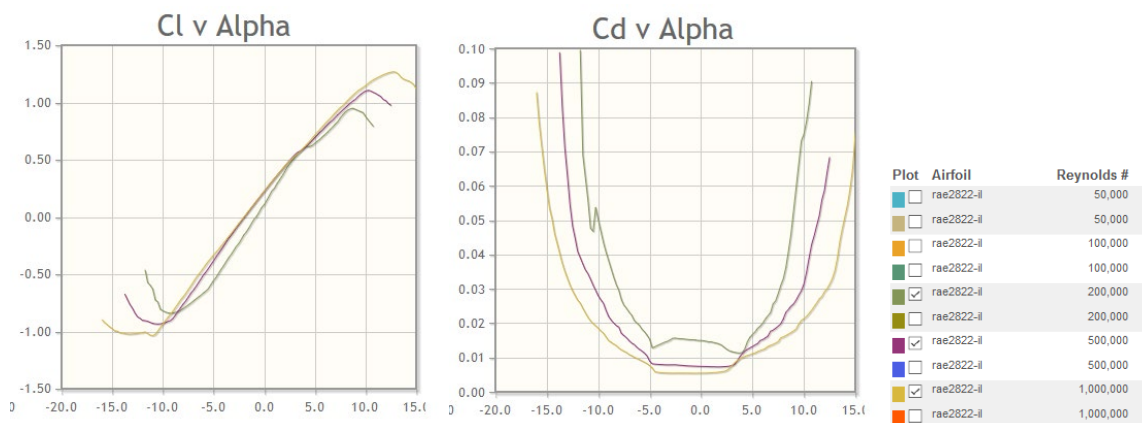
- a.  $0,909 \text{ kg/m}^3$
- b. 0,152
- c.  $3,79 \cdot 10^6$
- d. 661 Pa

## Problema 2

Un avión comercial de transporte vuela en crucero a una altitud de 35000 ft y a una velocidad de  $M=0,85$ . Las características de la aeronave son las siguientes:

- Superficie alar:  $100 \text{ m}^2$
- Cuerda media aerodinámica:  $3,8 \text{ m}$
- Masa de la aeronave:  $40000 \text{ kg}$

El ala tiene un perfil aerodinámico RAE2822, cuyas curvas polares son las siguientes:



Calcular:

- La velocidad de vuelo
- El ángulo de ataque necesario para mantener el vuelo
- La resistencia aerodinámica del ala
- Velocidad de entrada en pérdida de la aeronave

Soluciones:

- 252 m/s
- $0,74^\circ$
- 7240 N
- 128,5 m/s

## Problema 3

Un ultraligero realiza un vuelo horizontal a un ángulo de ataque de  $6^\circ$  en condiciones ISA a nivel del mar. Las características geométricas de la aeronave son las siguientes:

- Superficie alar:  $18 \text{ m}^2$
- Cuerda media aerodinámica:  $1 \text{ m}$
- Masa de la aeronave:  $500 \text{ kg}$
- Superficie del estabilizador horizontal:  $2 \text{ m}^2$
- Cuerda media aerodinámica del estabilizador horizontal:  $0,5 \text{ m}$
- Distancia entre el centro aerodinámico del ala y el del estabilizador horizontal:  $4 \text{ m}$

El ala tiene un perfil aerodinámico Aquilasm-il cuyas curvas polares se pueden consultar en el siguiente enlace:

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=aquilasm-il>

El estabilizador de horizontal tiene un perfil aerodinámico NACA0010, cuyas curvas polares se pueden consultar en:

<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0010-il>

Calcular:

- a. La velocidad de vuelo, suponiendo que toda la sustentación procede del ala.
- b. El momento sobre el centro aerodinámico.
- c. El ángulo de ataque al que debe situarse el estabilizador horizontal para que el avión sea estable longitudinalmente.

Soluciones:

- a.  $20,87 \text{ m/s}$
- b.  $-308,7 \text{ Nm}$
- c.  $-0,7^\circ$

## Problema 4

Calcular el alcance y la autonomía de las aeronaves presentadas en los Problemas 3 y 4, considerando sólo el ala al calcular la eficiencia.

- a. Aeronave comercial (Problema 2):
  - Masa de combustible: 12000 kg
  - Consumo específico de los motores:  $1 \cdot 10^{-3} \text{ s}^{-1}$
- b. Ultraligero (Problema 3):
  - Masa de combustible: 50 kg
  - Consumo específico de los motores:  $5 \cdot 10^{-4} \text{ s}^{-1}$

### Soluciones:

- a. 4854 km y 5 h 21 min
- b. 439,8 km y 5h 51 min

## Problema 5

Un helicóptero monomotor con rotor de cola simple tiene las siguientes características:

- Masa del helicóptero: 3175 kg
- Diámetro del rotor principal: 10,97 m
- Potencia máxima del motor: 820 kW

Calcular:

- a. La velocidad inducida para un vuelo a punto fijo a 1000 pies de altitud (condiciones ISA).
- b. Qué porcentaje de la potencia máxima del motor es necesaria para volar en las condiciones de a).
- c.Cuál es la altitud máxima de vuelo a punto fijo (suponiendo que el motor siempre es capaz de proporcionar la misma potencia).

Soluciones:

- a. 11,76 m/s
- b. 55,8 %
- c. 10856 m

## Problema 6

Estamos diseñando un dron para el que disponemos de un motor de potencia 200W, y rotores con un radio de 11 cm. Si queremos levantar 2 kg de peso en condiciones ISA a nivel del mar, ¿cuántos rotores deberá llevar el dron?

Solución:

4 rotores