

Universidad Rey Juan Carlos

INGENIERÍA DE ROBÓTICA SOFTWARE

ROBÓTICA AEREA

Problema 1 Tema 3

Autor:
Daniel Alejandro Quinga López

Octubre 2023

La aeronave de ala fija a estudiar es el **Bombardier Global 7500**.



Figure 1: Bombardier Global 7500.

Su altitud de vuelo de crucero: 51,000 pies (15,545 metros).
 Su velocidad de vuelo de crucero: Mach 0.85 (487 kt / 902 km/h / 250.56 m/s).
 Su peso máximo de despegue (MTOW): Alrededor de 114,850 libras (52,096 kg).

1. ¿Cuál es la sustentación necesaria?

La **sustentación** es la fuerza aerodinámica que actúa sobre una aeronave y la mantiene en el aire.

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2.$$

Para un vuelo horizontal a velocidad constante, la fuerza de sustentación tiene que ser igual al peso de la aeronave.

$$L = W = m \cdot g = 52096 \cdot 9.8 = 510540.8N$$

2. Seleccionar un perfil en <http://airfoiltools.com> que nos permita volar en estas condiciones sin entrar en pérdida y con Momentos respecto al centro aerodinámico cercano a 0.

Con los datos de sustentación del apartado anterior, calculamos el C_L necesario para mantener el vuelo horizontal.

Para ello primero se debe calcular la densidad del aire a 15,545 metros.

$$\begin{aligned} T &= T_o - 6.5 \cdot \frac{h}{1000} = 288.15 - 6.5 \cdot \frac{15545}{1000} = 186.91K \\ p &= p_o \left(1 - 0.0065 \left(\frac{h}{T_o}\right)\right)^{5.2561} = 1.012 \cdot 10^5 \left(1 - 0.0065 \left(\frac{15545}{288.15}\right)\right)^{5.2561} = \\ &10459.661Pa \\ \rho &= \frac{p}{RT} = \frac{10459.661}{287 \cdot 186.91} = 0.195kg/m^3 \end{aligned}$$

Ahora se calcula el C_L sabiendo que la superficie alar del avión es 116.5 m^2 .

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2} = \frac{510540.8}{\frac{1}{2} \cdot 0.195 \cdot 116.5 \cdot 250.56^2} = 0.6623$$

Ahora seleccionamos en la web airfoiltools.com un perfil aerodinámico que nos permita ese C_L y que al mismo ángulo de ataque tenga un C_{MCA} similar a 0.

Para saber qué curva tenemos que mirar calculamos el número de Reynolds aproximado (aproximamos la cuerda como 5.825 m para un avión con $S = 116.5 \text{ m}^2$):

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{0.195 \cdot 250.26 \cdot 5.825}{1.8 \cdot 10^{-5}} = 15811380$$

Miramos el Re de 1 millón (a partir de ese número las curvas ya no cambian mucho).

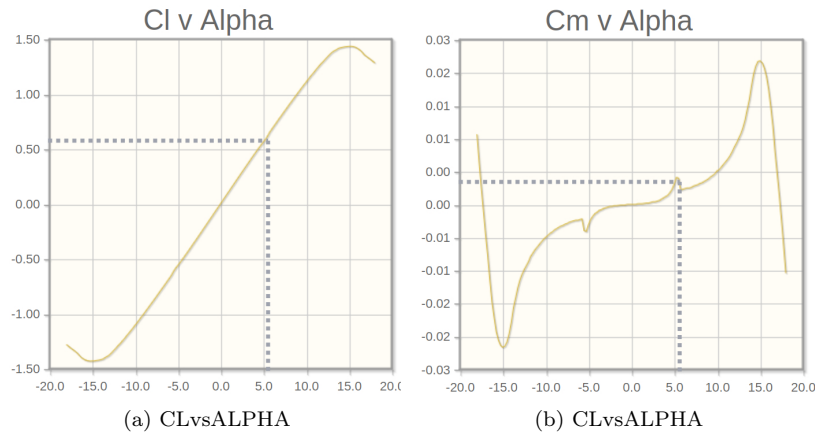


Figure 2: CL v ALPHA y CM v ALPHA

Un perfil que cumple con los requisitos es 12% JOUKOWSKI AIRFOIL
12% Joukowski airfoil.

Observando las gráficas podemos apreciar que el ángulo de ataque es aproximadamente 6° .

3. Determinar la fuerza de resistencia aerodinámica que ejercerá el ala.

El coeficiente de resistencia se obtiene a partir del perfil seleccionado siendo aproximadamente 0.009.

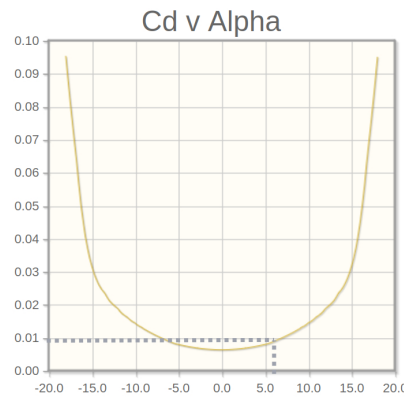


Figure 3: C_d v α .

Por último para el cálculo de la fuerza de resistencia aerodinámica se aplica la siguiente fórmula.

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho S V^2 = 0.009 \cdot \frac{1}{2} \cdot 0.195 \cdot 116.5 \cdot 250.56^2 = 6402,59 N$$