

# Tema 3: Introducción a la Aerodinámica y la Mecánica de vuelo



Andreu Carbó Molina

Doctor en Ingeniería

[andreu.carbo@urjc.es](mailto:andreu.carbo@urjc.es)



# Introducción a la Aerodinámica y la Mecánica de vuelo

## 1. Aerodinámica (2 h)

- Principios básicos
  - ¿Por qué vuelan los aviones?
  - Fuerzas en perfiles aerodinámicos

## 2. Aeronaves de Ala Fija (2h)

- Aerodinámica de las aeronaves de ala fija (1h)
- Controles y actuaciones (1h)

## 3. Aeronaves de Ala Rotatoria (2h)

- Aerodinámica de las aeronaves de ala rotatoria (1h)
- Controles y actuaciones (1h)



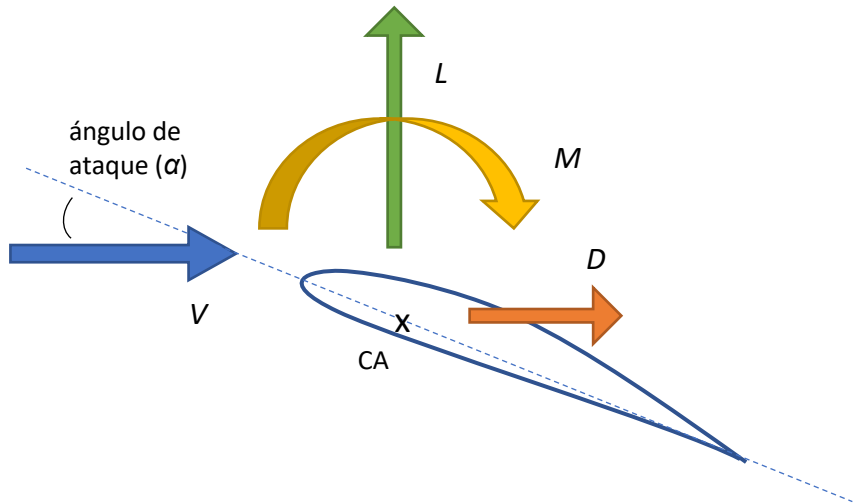
Foto: G. van der Schaaf



Foto: Darz Mol

# Fuerzas aerodinámicas en el avión

## Fuerzas en el ala

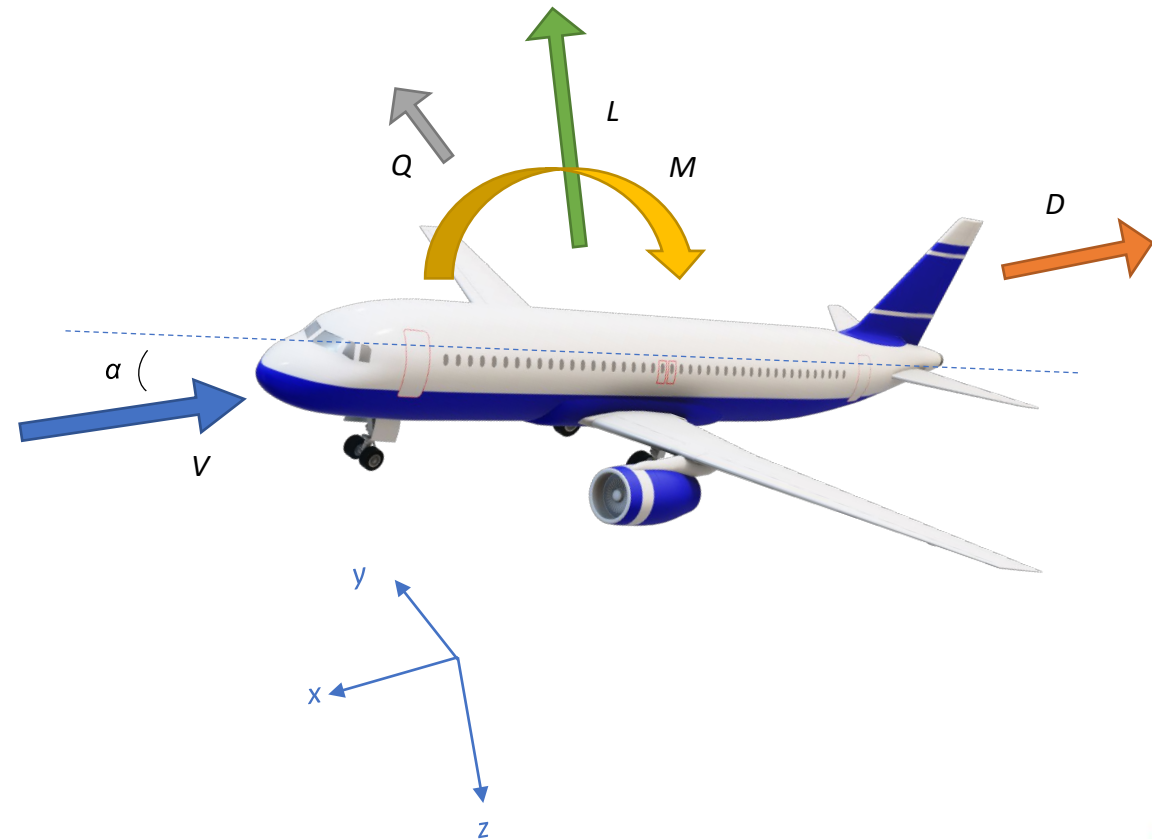


$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

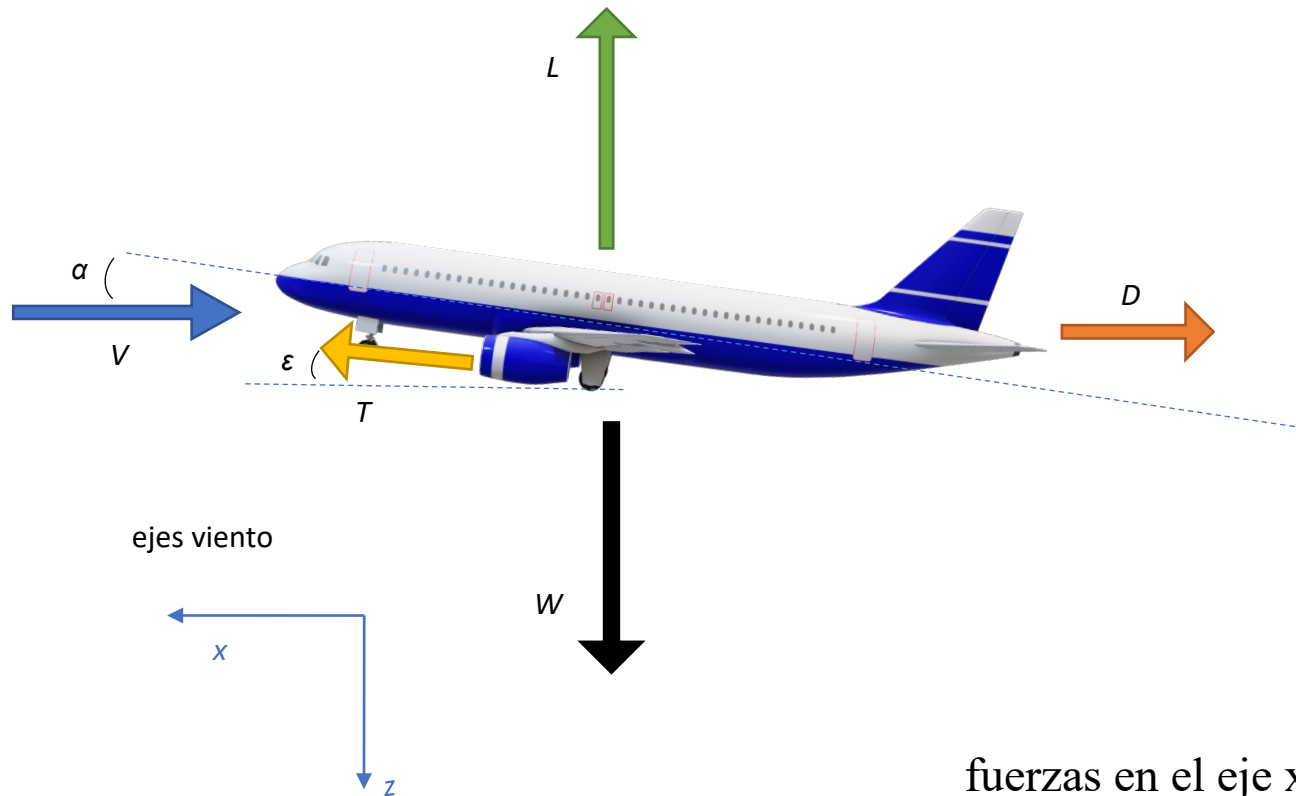
$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$$

$$C_{MCA} = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho S V^2 c}$$

## Fuerzas aerodinámicas en el avión (ejes viento)



# Equilibrio de fuerzas en vuelo de crucero



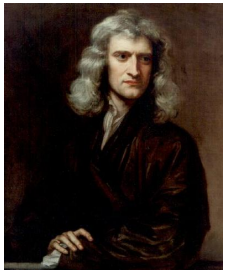
Vuelo de crucero: altura constante, velocidad constante.

En vuelo de crucero  $\alpha$ ,  $\epsilon$  son ángulos pequeños ( $< 10^\circ$ ), por tanto podemos considerar las fuerzas alineadas.

Si estamos volando a velocidad constante, tenemos equilibrio de fuerzas (Primera ley de Newton):

$$\sum F = 0$$

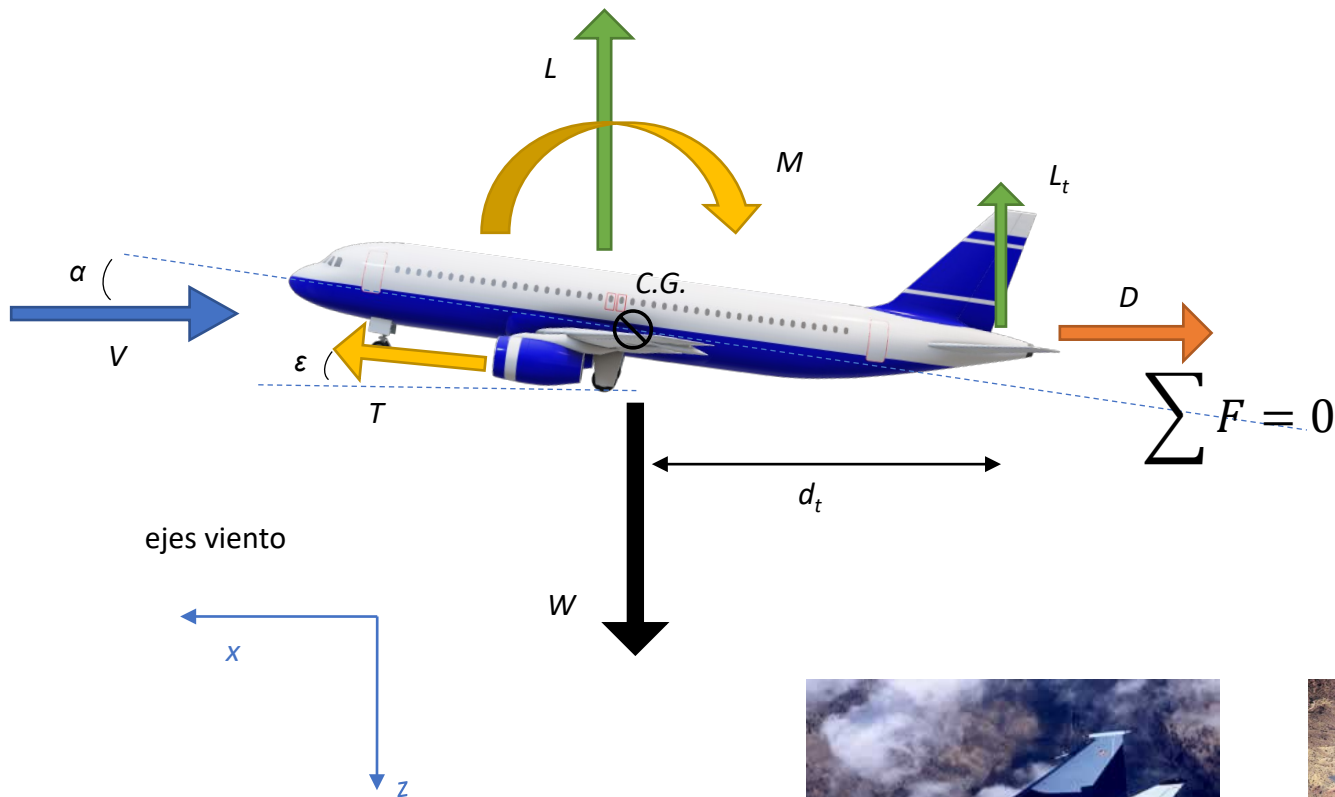
Isaac Newton [Wikipedia]



fuerzas en el eje x)  $T \cdot \cos \epsilon - D = 0 \xrightarrow{\epsilon \approx 0} T = D$

fuerzas en el eje z)  $W - T \cdot \sin \epsilon - L = 0 \xrightarrow{\epsilon \approx 0} W = L$

# Estabilidad longitudinal del avión



- El efecto del ala es desestabilizante (la sustentación crea momento de picado o encabritado).
- Para eso necesitamos el estabilizador horizontal, que crea una pequeña sustentación que nos equilibra los momentos:

$$\sum M = 0 \longrightarrow M_{wing} = L_{tail} \cdot d_{tail}$$

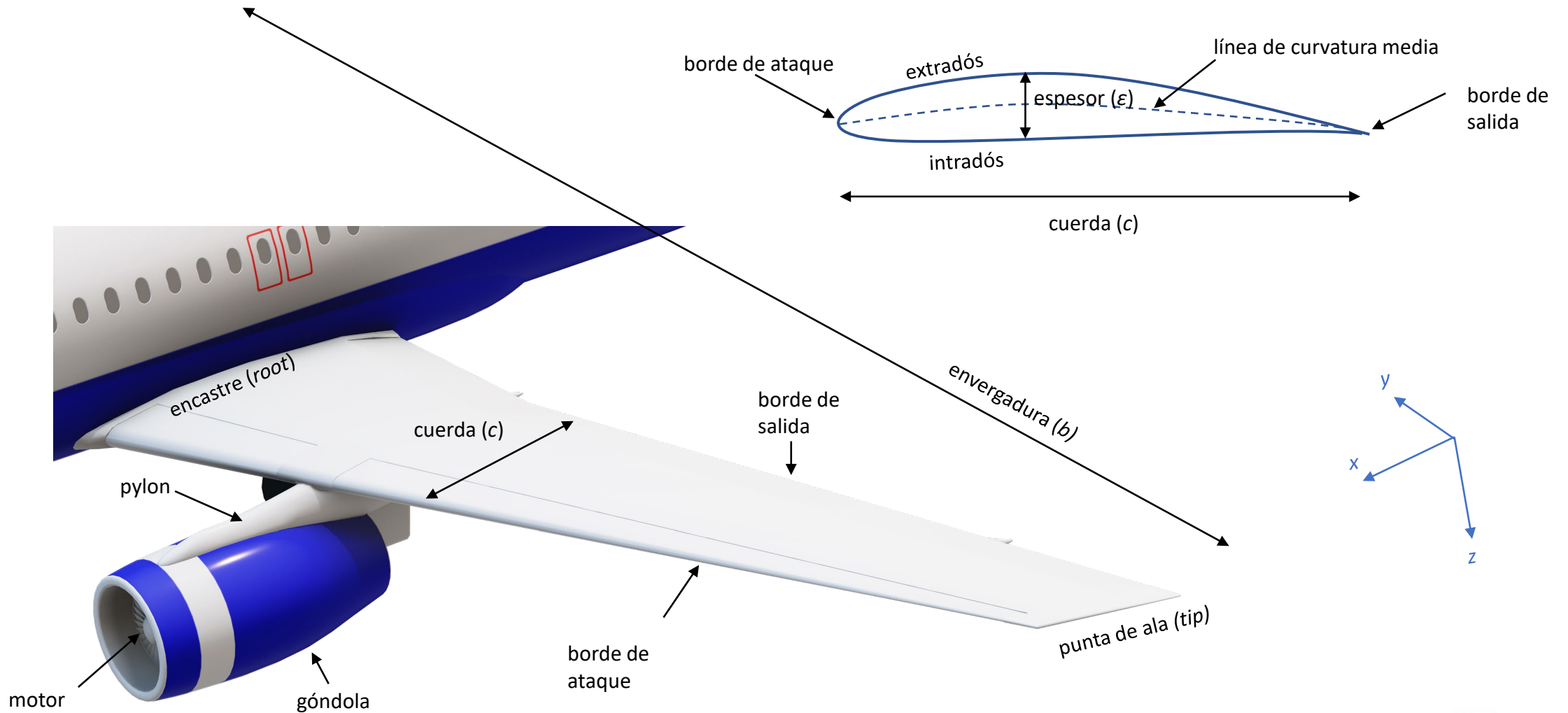
- Generalmente es estabilizador se coloca en la cola, aunque existen otras configuraciones:

Eurofighter Typhoon  
[www.skybrary.aero]



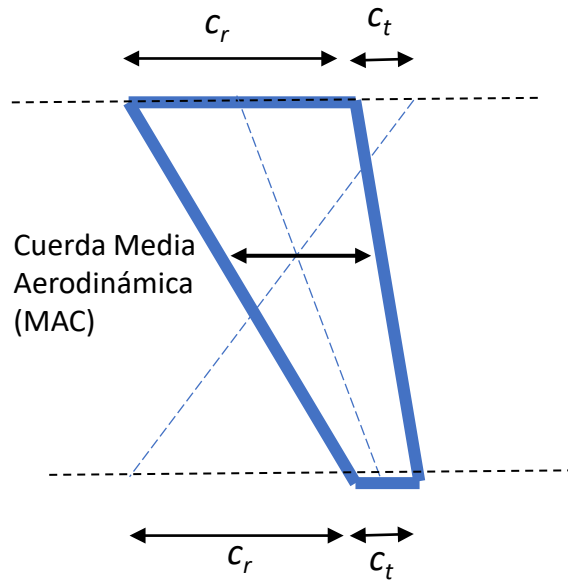
B-2 y Airbus A400 M  
[Wikipedia]

# Geometría del ala



# Geometría del ala

- Cuerda Media Aerodinámica (se usa para los cálculos)



$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy$$

- Alargamiento

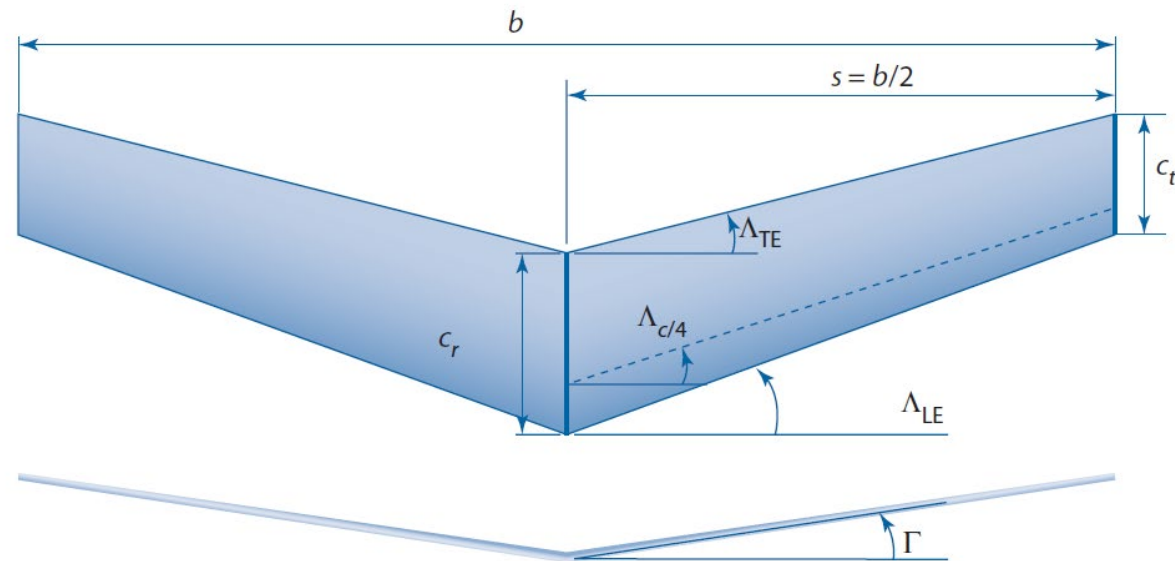
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

- Estrechamiento

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

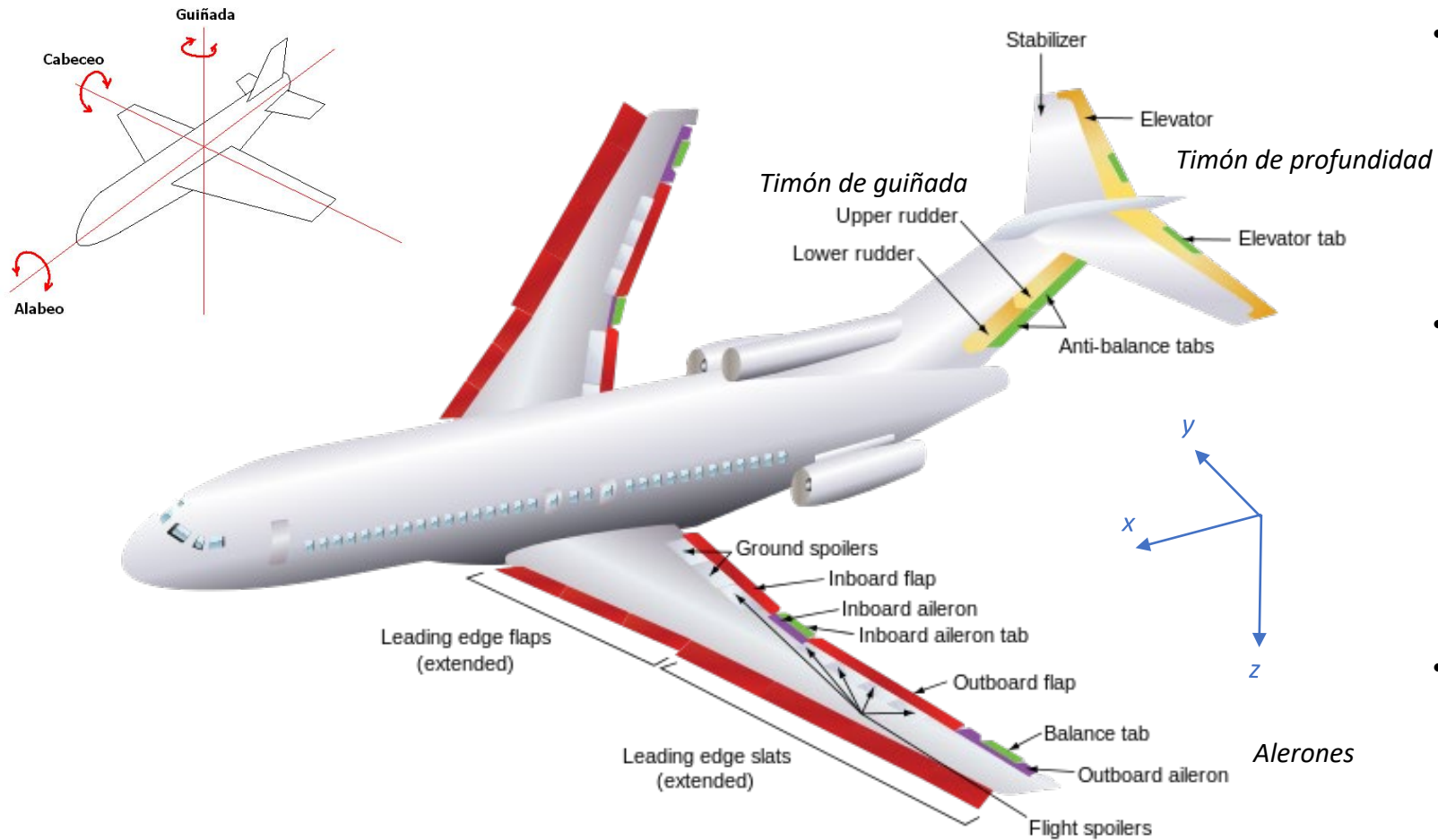
- Flecha  $\Lambda$

- Diedro  $\Gamma$





# Controles de la aeronave



- Cabeceo



- Guiñada

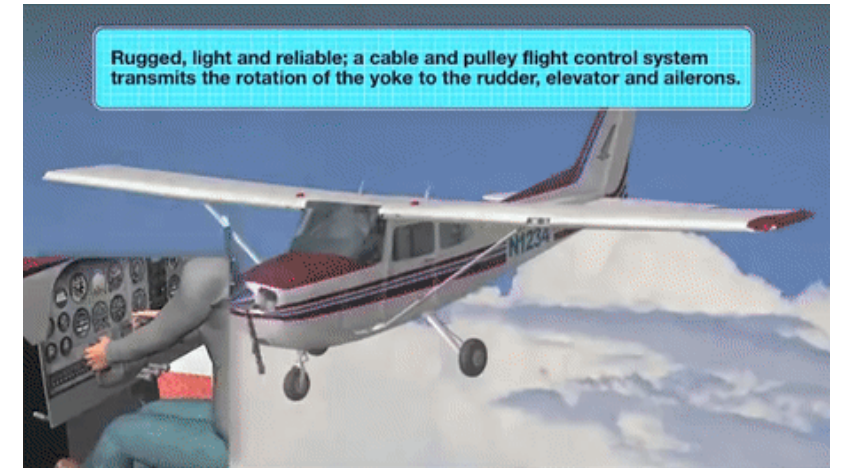


- Alabeo



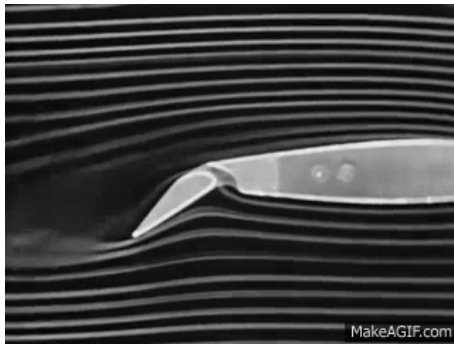


# Controles de la aeronave



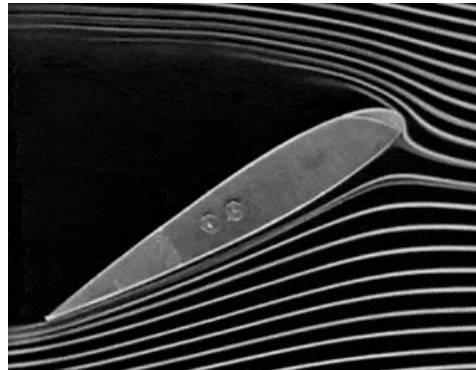
# Elementos de control de vuelo

- Flaps

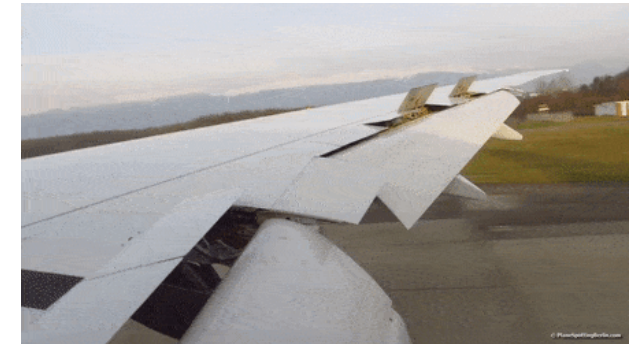


Aumentan el  $C_L$   
(y también el  $C_D$ )

- Slats (móviles)  
/ slots (fijos)



- Espóilers



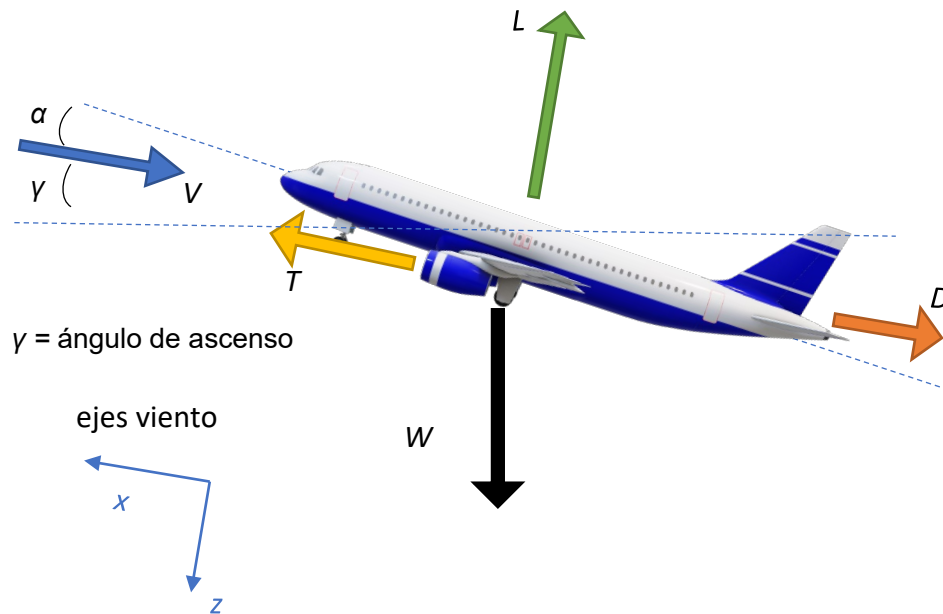
Disminuyen  $C_L$   
aumentan  $C_D$





# Actuaciones de la aeronave

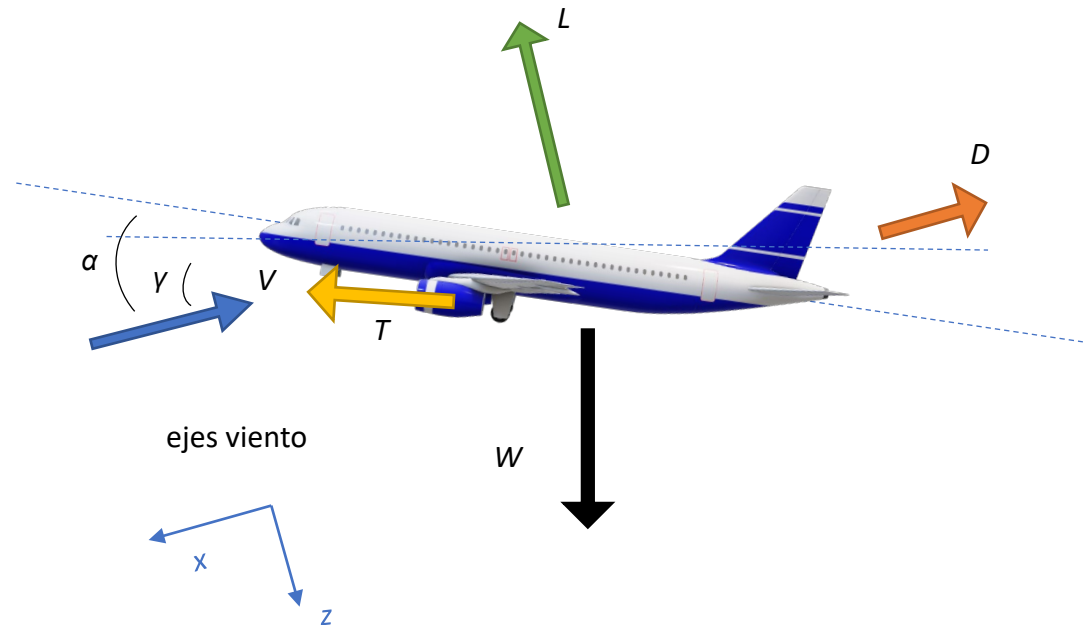
- Ascenso



fuerzas en el eje x)  $T = D + W \cdot \sin \gamma$

fuerzas en el eje z)  $W \cdot \cos \gamma = L$

- Descenso / planeo

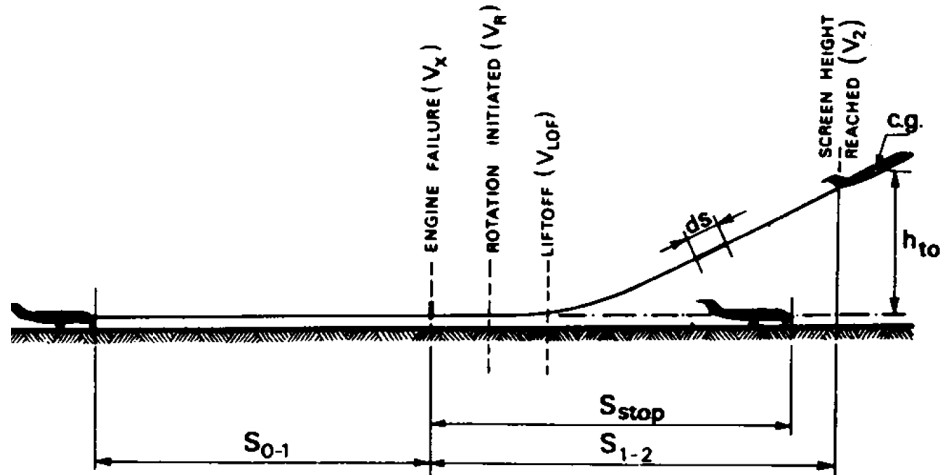


fuerzas en el eje x)  $T + W \cdot \sin \gamma = D$

fuerzas en el eje z)  $W \cdot \cos \gamma = L$

# Actuaciones de la aeronave

- Despegue



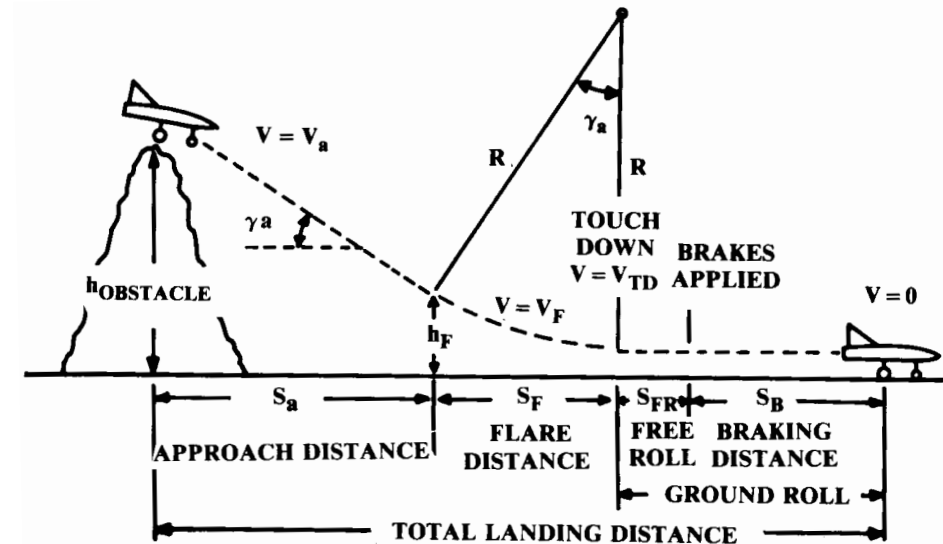
3 posibilidades en despegue:

- Despegue normal
- Fallo del motor crítico después de  $V_1$
- Fallo del motor crítico antes de  $V_1$

$$V_2 > 1,2V_s = 1,2\sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}}$$

$V_s$  = velocidad de entrada en pérdida (stall)

- Aterrizaje



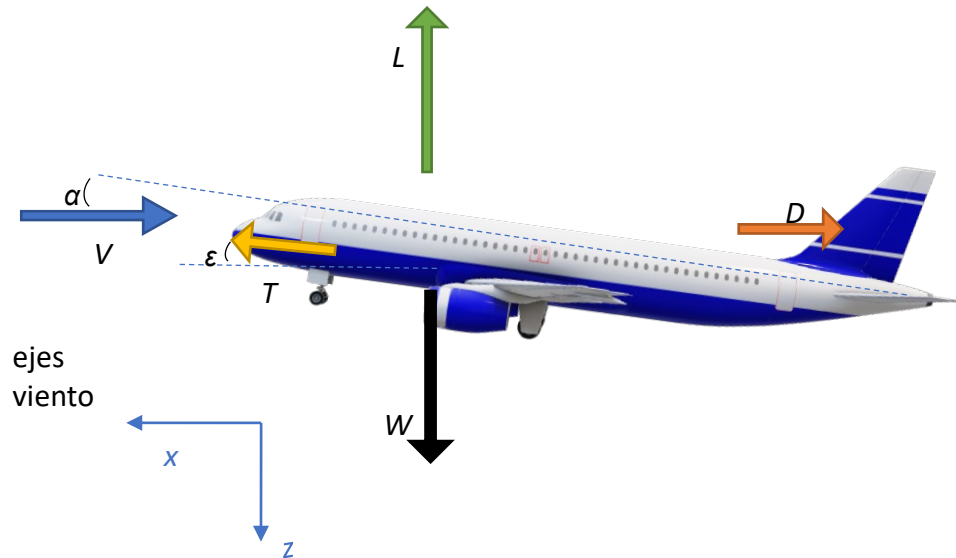
$$V_{TD} > 1,15V_s = 1,15\sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}}$$

- $C_{Lmax}$  superior al caso de despegue.



# Actuaciones integrales

- Vuelo en crucero (horizontal, velocidad constante)



- Equilibrio de fuerzas:  $T = D$   
 $W = L$

- En vuelo de larga distancia el peso no es constante

$c_j$  = consumo de combustible (*jet*)

$$\frac{dx}{dt} = V$$

$$\frac{dW}{dt} = -c_j T$$

- Actuaciones integrales:

$$\frac{dx}{dW} = \frac{-V}{c_j T}$$

$$\frac{dt}{dW} = -\frac{1}{c_j T}$$

## Actuaciones integrales: alcance

- ¿Cómo de lejos podemos llegar? Alcance (*Range*)

$$dx = \frac{-V}{c_j T} dW \longrightarrow R = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} dx = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} \frac{-V}{c_j T} dW$$

$$\begin{array}{l} T = D \\ W = L \end{array} \xrightarrow{\text{Dividimos}} \left( \frac{T}{W} \right) = \frac{D}{L} = \frac{\frac{1}{2} \rho S V^2 C_D}{\frac{1}{2} \rho S V^2 C_L} = \frac{C_D}{C_L} \longrightarrow T = W \frac{C_D}{C_L}$$

$$R = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{V}{c_j T} dW = \int_{W_f}^{W_i} \frac{V}{c_j T} dW = \int_{W_f}^{W_i} \frac{V}{c_j} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} = \frac{V}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\text{med}} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right)$$

$$K = \frac{V}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)$$

Constante de Breguet



Louis Breguet

# Actuaciones integrales: autonomía

- ¿Cuánto tiempo aguantamos en el aire? Autonomía (*Endurance*)

$$dt = \frac{1}{c_j T} dW \longrightarrow E = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} dt = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} \frac{1}{c_j T} dW$$

$$\begin{array}{l} T = D \\ W = L \end{array} \xrightarrow{\text{Dividimos}} \left( \frac{T}{W} \right) = \frac{D}{L} = \frac{\frac{1}{2} \rho S V^2 C_D}{\frac{1}{2} \rho S V^2 C_L} = \frac{C_D}{C_L} \longrightarrow T = W \frac{C_D}{C_L}$$

$$E = - \int_{W_i}^{W_f} \frac{1}{c_j T} dW = \int_{W_f}^{W_i} \frac{1}{c_j T} dW = \int_{W_f}^{W_i} \frac{1}{c_j} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} = \frac{1}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\text{med}} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right)$$

La autonomía no depende de la velocidad de vuelo,  
Sólo de la eficiencia aerodinámica y del consumo de combustible.



AeroVironment Global Observer  
[defense-update.com]



## Ejercicio 4

- Con los datos de los problemas anteriores, y en las mismas condiciones de vuelo, calcular: velocidad de entrada en pérdida ( $V_s$ ), alcance ( $R$ ) y autonomía ( $E$ ).
  - Peso de combustible: 10000 kg
  - Consumo específico de los motores  $c_j = 2 \cdot 10^{-3} \text{ s}^{-1}$

$$R = \frac{V}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{med} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right)$$

$$E = \frac{1}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{med} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right)$$



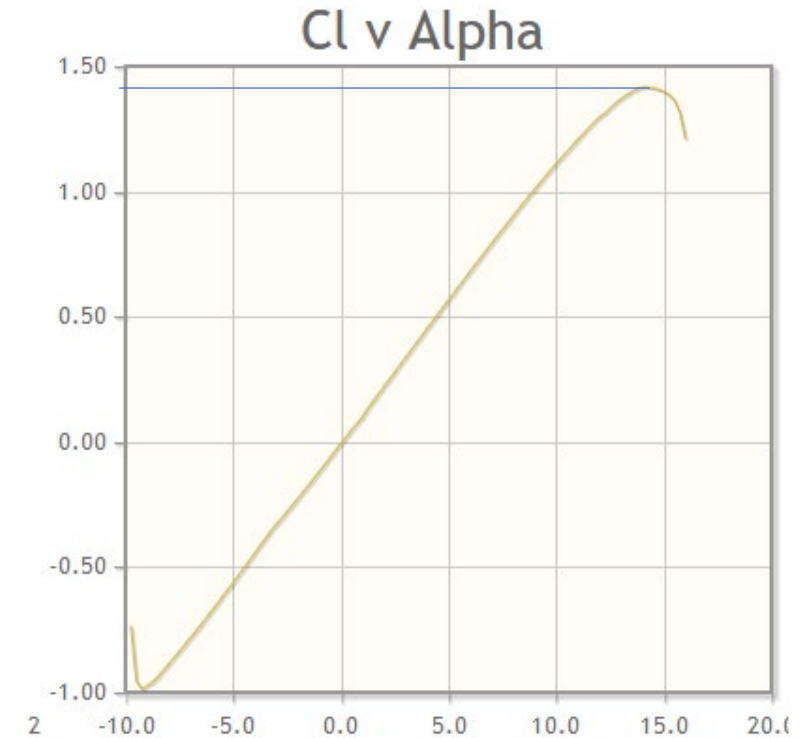
## Ejercicio 4

- Con los datos de los problemas anteriores, y en las mismas condiciones de vuelo, calcular: velocidad de entrada en pérdida ( $V_s$ ), alcance ( $R$ ) y autonomía ( $E$ ).

*Solución:*

Para calcular la velocidad de entrada en pérdida usamos los datos de peso, densidad y superficie obtenidos en apartados anteriores, y obtenemos en  $C_{Lmax}$  de las curvas de sustentación:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 325700}{0,908 \cdot 100 \cdot 1,4}} = 71,58 \text{ m/s}$$



## Ejercicio 4

### Solución:

Para calcular alcance y autonomía usamos la velocidad de crucero calculada anteriormente (no la de entrada en pérdida).

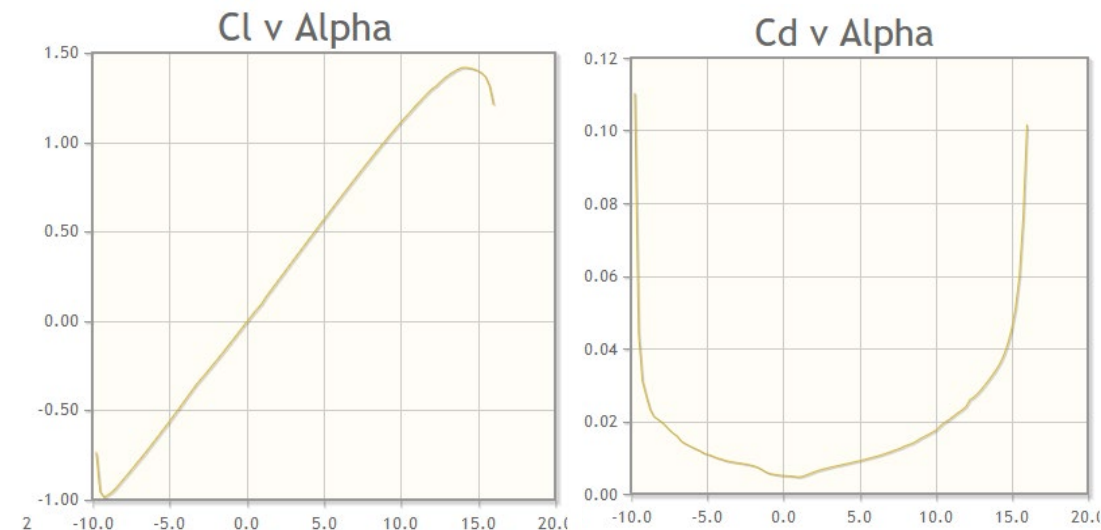
Para calcular el  $C_L/C_D$  medio, debemos calcular el ángulo de ataque y los coeficientes para las condiciones de peso inicial ( $W_i = 325700$  N) y peso final ( $W_f = 227700$  N) calculado restando el peso de combustible.

Condiciones iniciales ( $W_i = 325700$  N) :

- $C_L = 0,69$ ;  $\alpha = 6^\circ$  (calculado anteriormente)
- $C_D = 0,01$ ;
- $C_L/C_D = 69$

Condiciones finales ( $W_f = 227700$  N) :

- $C_L = 0,52$ ;  $\alpha = 5^\circ$
- $C_D = 0,009$ ;
- $C_L/C_D = 58$



## Ejercicio 4

*Solución:*

Por tanto tenemos un  $C_L/C_D$  medio de 63,5.

$$R = \frac{V}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{med} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) = \frac{98,57}{2 \cdot 10^{-3}} (63,5) \ln \left( \frac{325700}{227700} \right) = 1,12 \cdot 10^{-6} \text{ m} = 1120 \text{ km}$$

$$E = \frac{1}{c_j} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{med} \ln \left( \frac{W_i}{W_f} \right) = \frac{1}{2 \cdot 10^{-3}} (63,5) \ln \left( \frac{325700}{227700} \right) = 1,137 \cdot 10^{-4} \text{ s} = 3,16 \text{ h}$$

