

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



Andreu Carbó Molina

Doctor en Ingeniería

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)



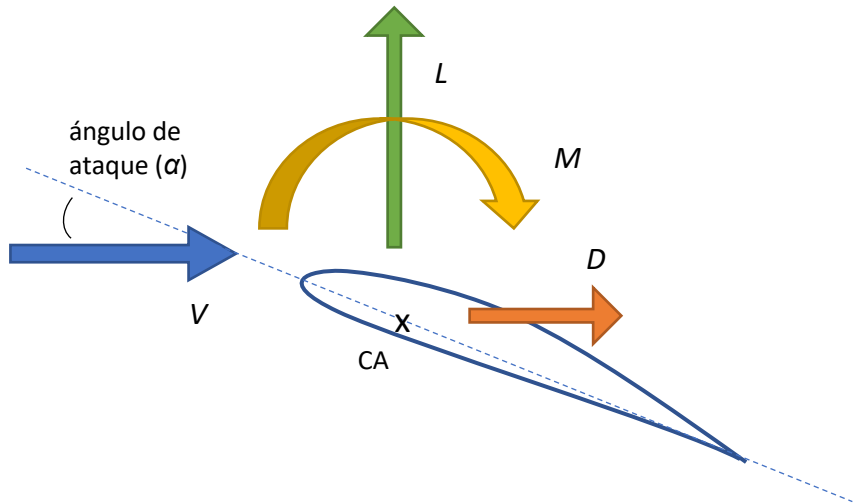
Foto: G. van der Schaaf



Foto: Darz Mol

Fuerzas aerodinámicas en el avión

Fuerzas en el ala

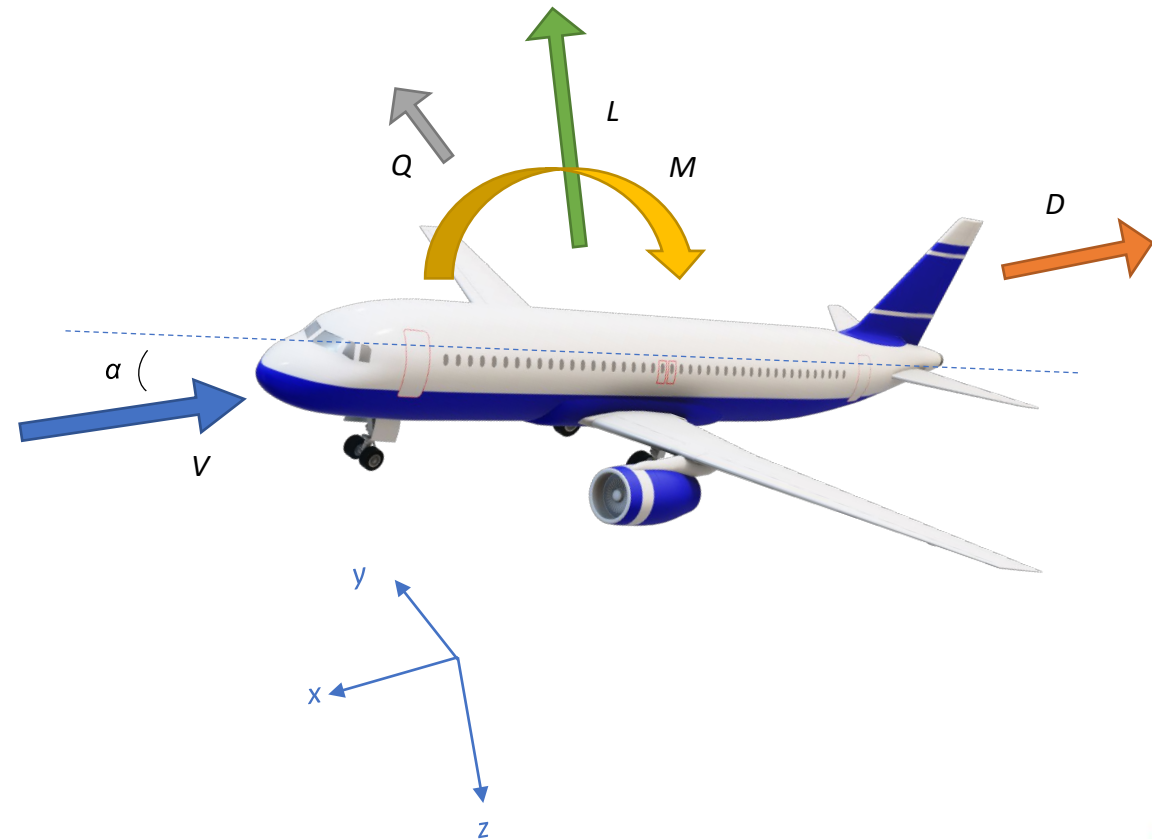


$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

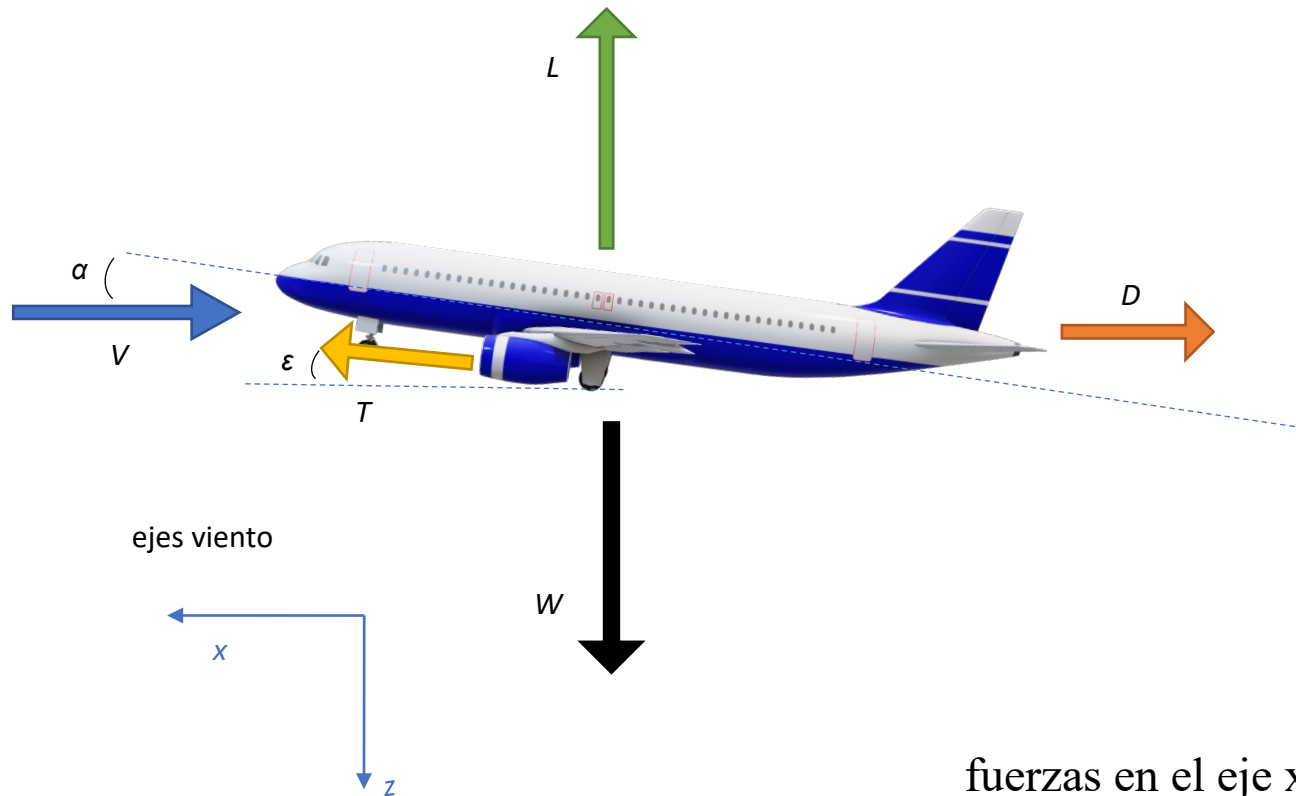
$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_D$$

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

Fuerzas aerodinámicas en el avión (ejes viento)



Equilibrio de fuerzas en vuelo de crucero



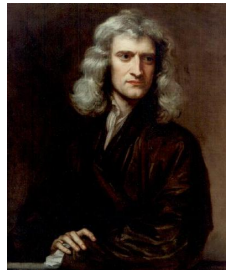
Vuelo de crucero: altura constante, velocidad constante.

En vuelo de crucero α , ϵ 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):

$$\sum F = 0$$

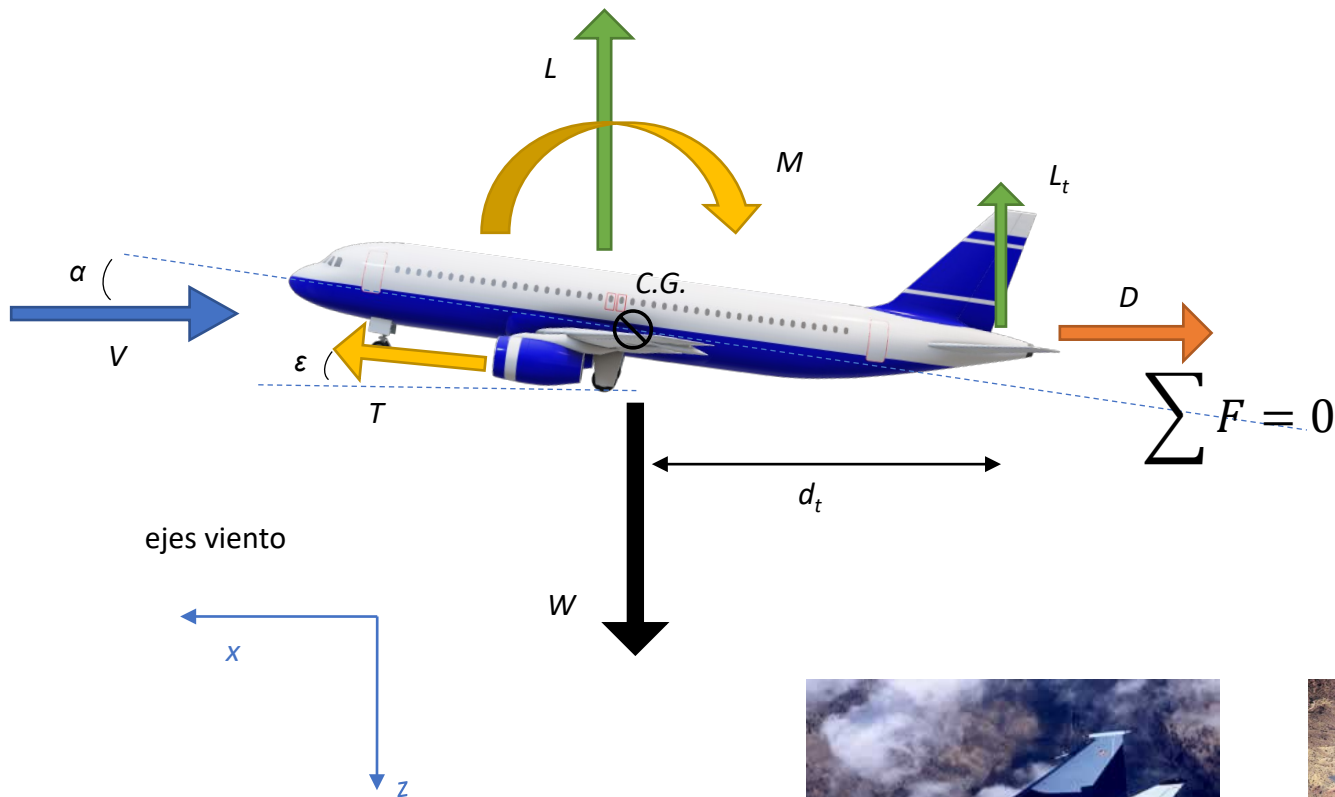
Isaac Newton [Wikipedia]



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:

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

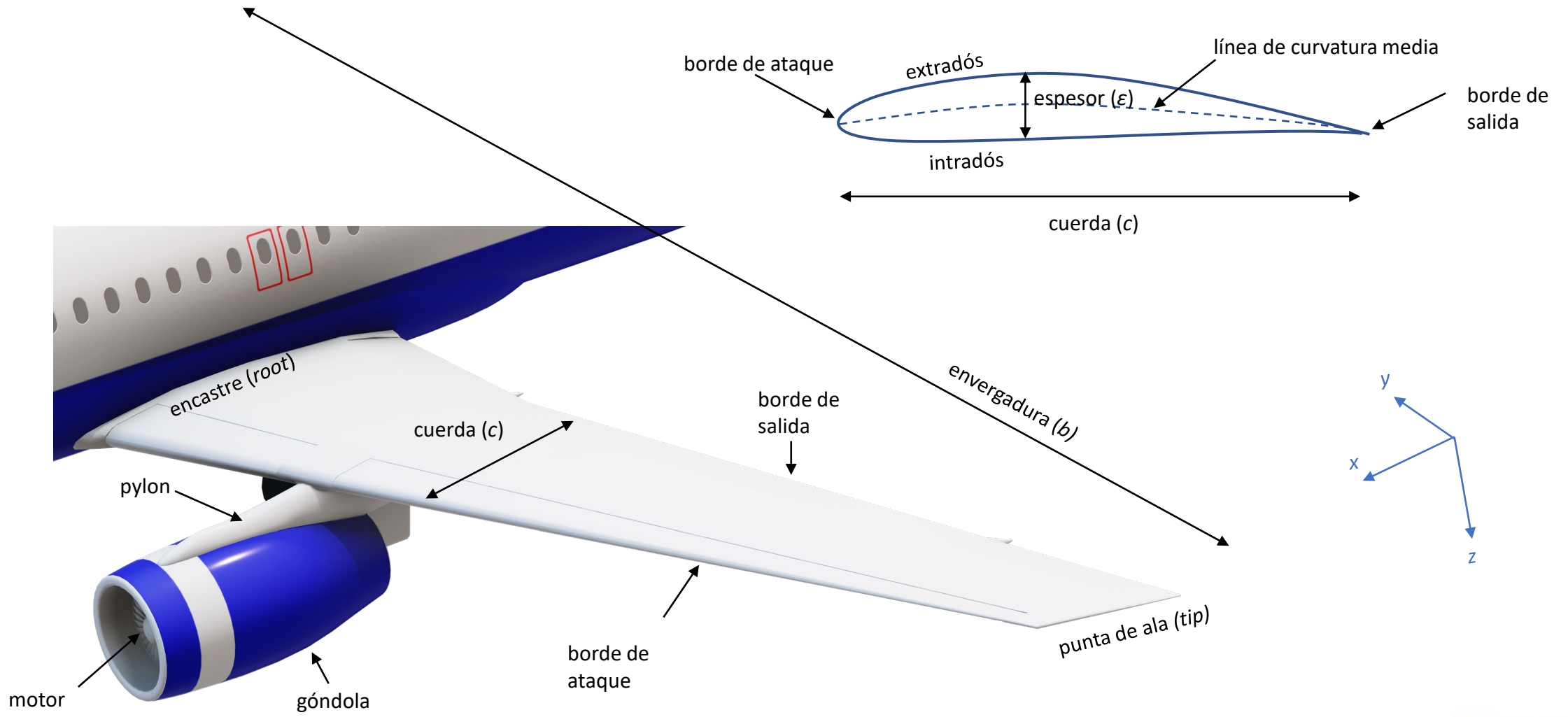
- Generalmente es estabilizador se coloca en la cola, aunque existen otras configuraciones:

Eurofighter Typhoon
[www.skybrary.aero]



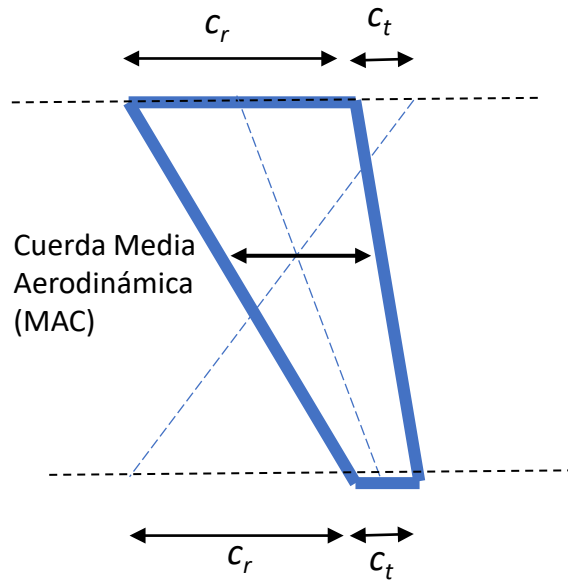
B-2 y Airbus A400 M
[Wikipedia]

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

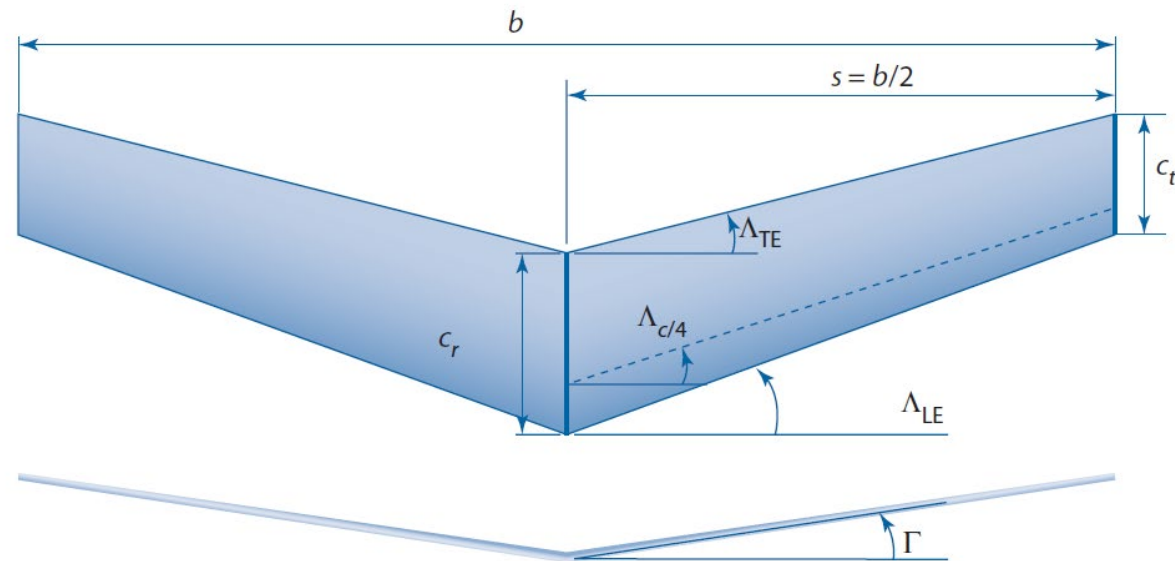
$$AR = \frac{b^2}{S}$$

- Estrechamiento

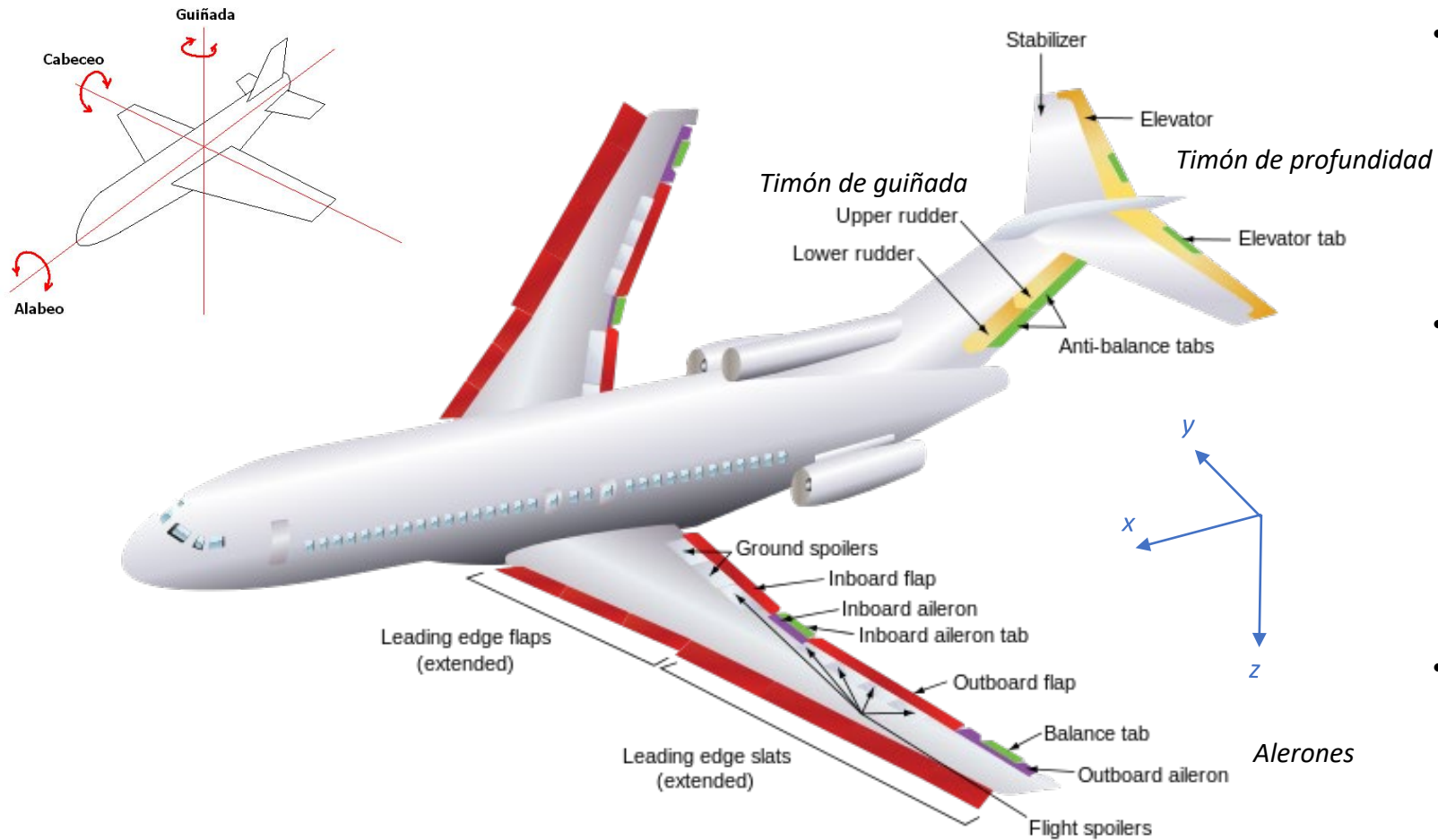
$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

- Flecha Λ

- Diedro Γ



Controles de la aeronave



- Cabeceo



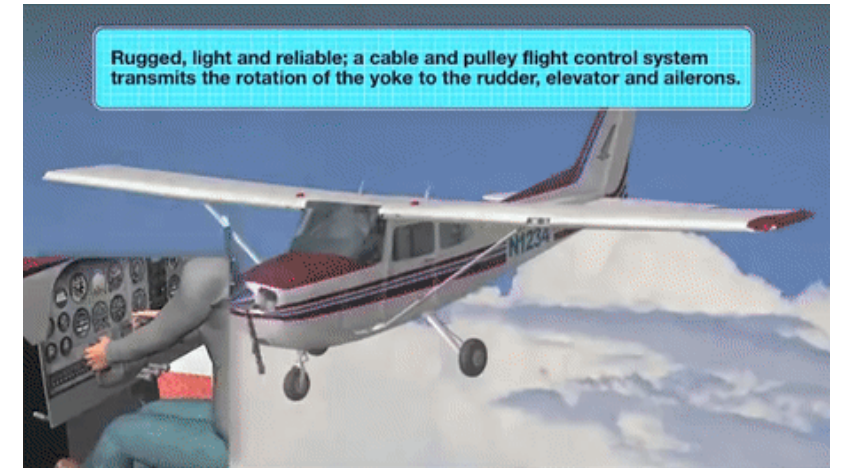
- Guiñada



- Alabeo

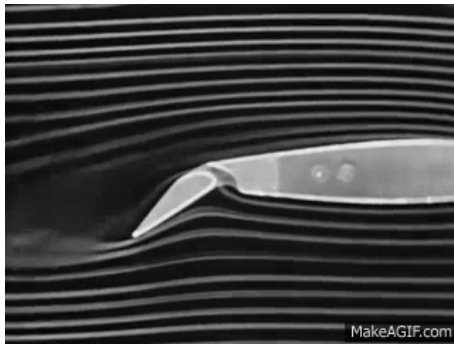


Controles de la aeronave



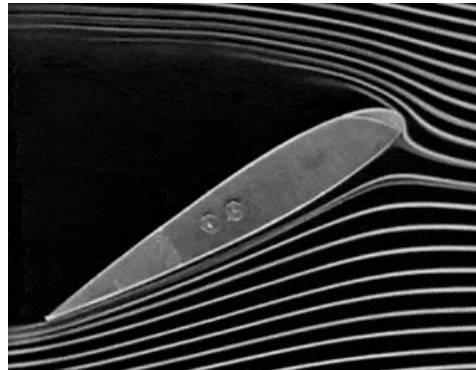
Elementos de control de vuelo

- Flaps

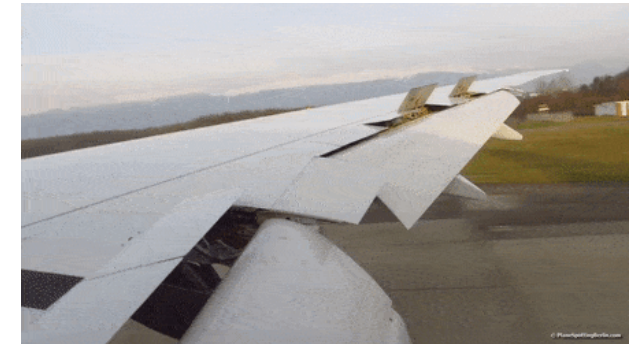


Aumentan el C_L
(y también el C_D)

- Slats (móviles)
/ slots (fijos)



- Espóilers

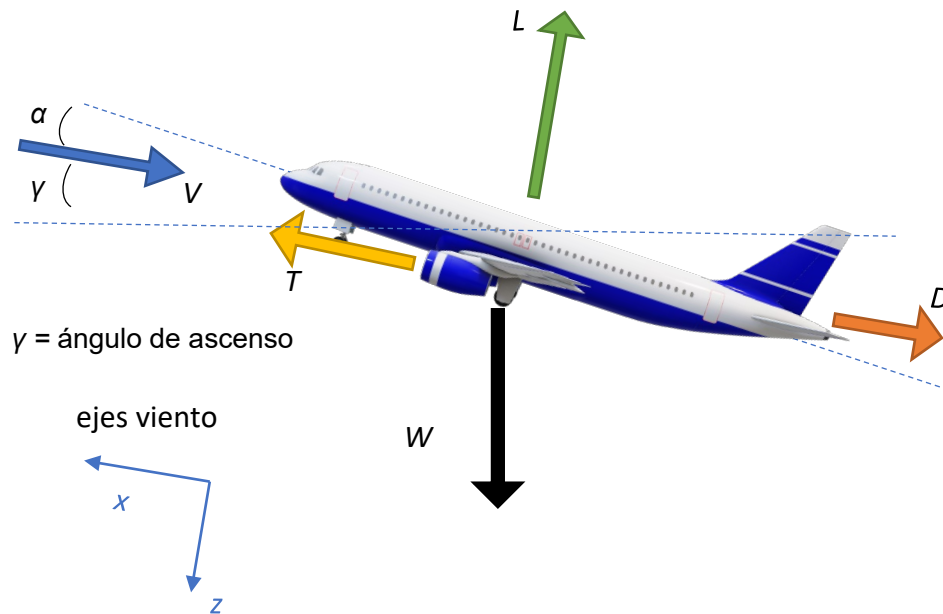


Disminuyen C_L
aumentan C_D



Actuaciones de la aeronave

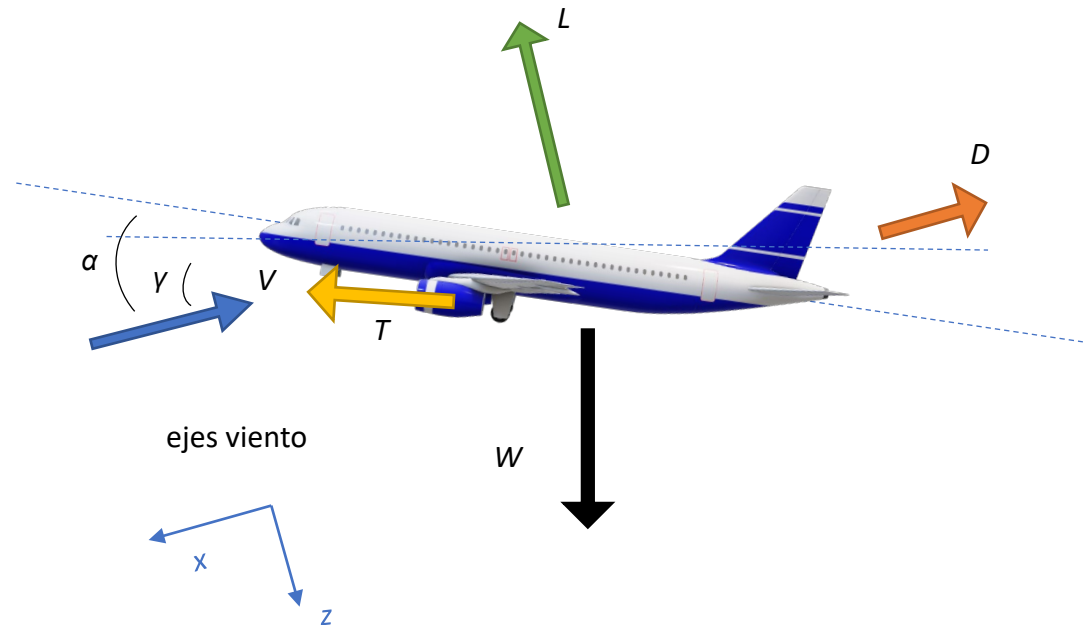
- Ascenso



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

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

- Descenso / planeo

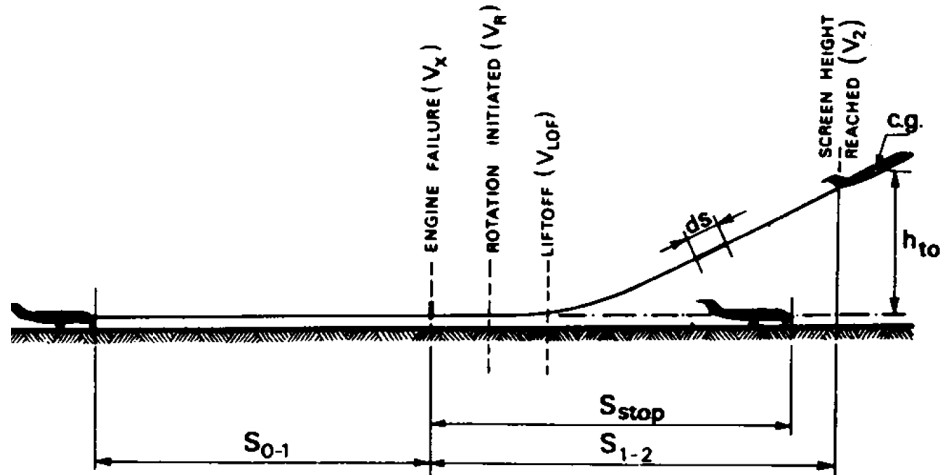


fuerzas en el eje x) $T + W \cdot \sin \gamma = D$

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

Actuaciones de la aeronave

- Despegue



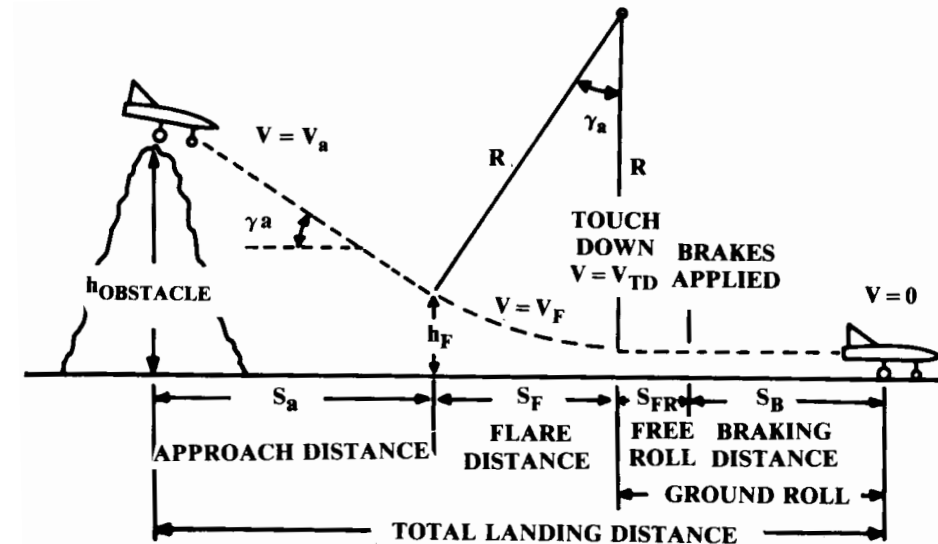
3 posibilidades en despegue:

- 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

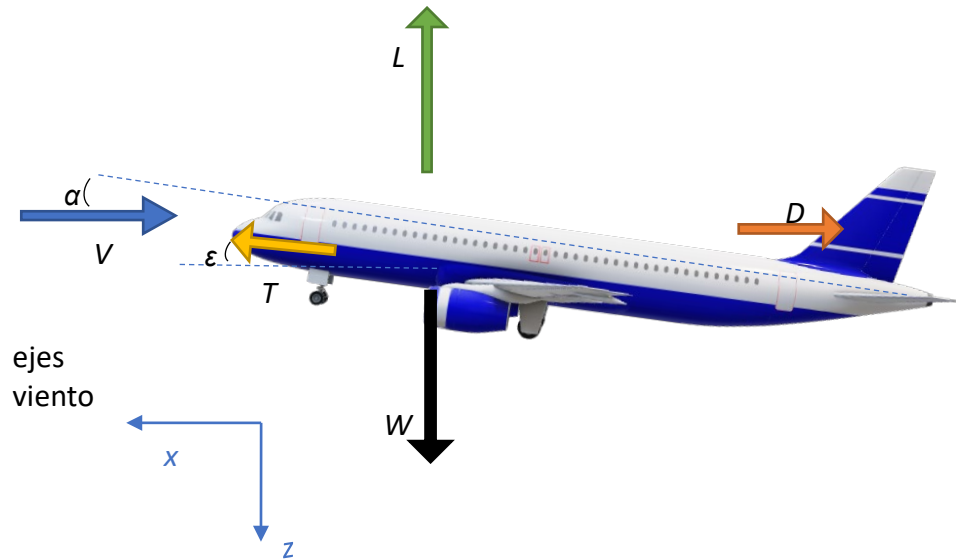


$$V_{TD} > 1,15V_s = 1,15\sqrt{\frac{2W}{\rho SC_{Lmax}}}$$

- 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*)

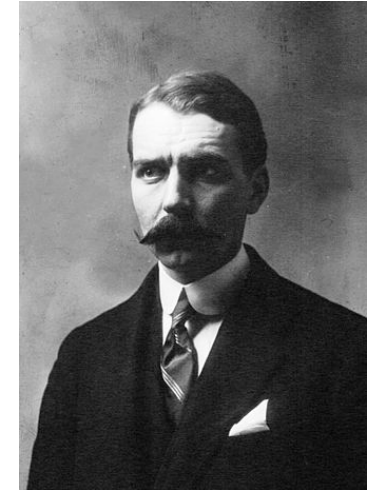
$$dx = \frac{-V}{c_j T} dW \longrightarrow R = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} dx = \int_{\text{inicio}}^{\text{fin}} \frac{-V}{c_j T} dW$$

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

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

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

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 $c_j = 2 \cdot 10^{-3} \text{ s}^{-1}$

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

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



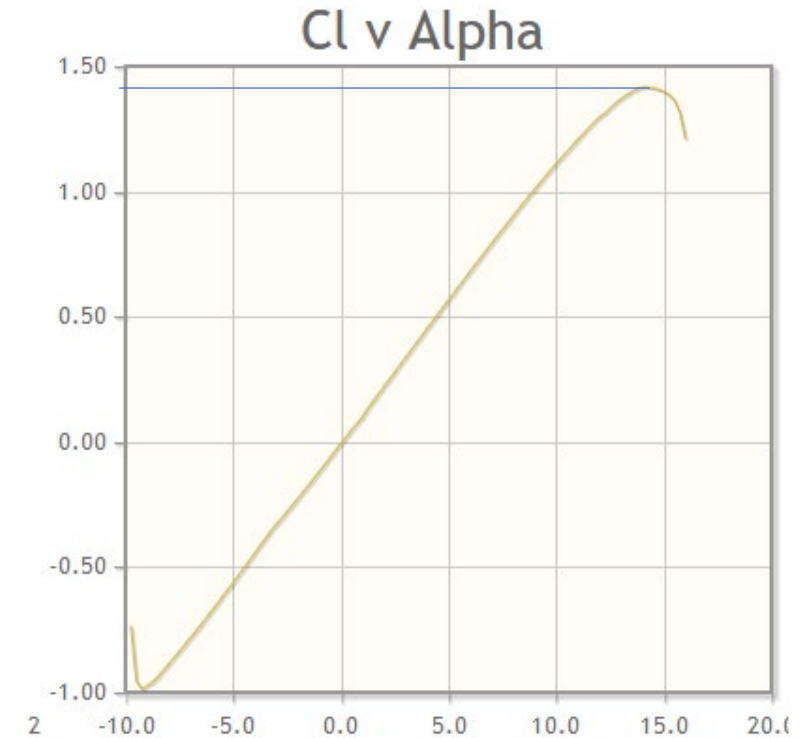
Ejercicio 4

- 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).

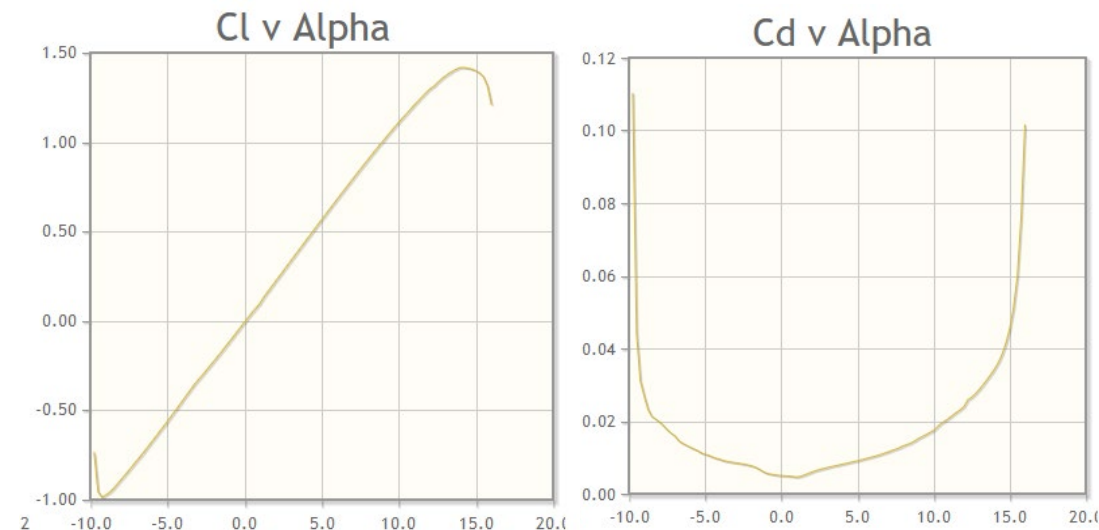
Para calcular el C_L/C_D medio, debemos calcular el ángulo de ataque y los coeficientes para las condiciones de peso inicial ($W_i = 325700$ N) y peso final ($W_f = 227700$ N) calculado restando el peso de combustible.

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.

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

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

