

# Estimación de Pesos - VI

**Cargo Transport Airplanes:**

- Raymer Method
- $W_{max} = 0.0051 (W_{op} N_{op})^{0.55} S^{0.64} A^{0.3} (1/c)_{max}^{0.4} (1 + \lambda)^{0.1} (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{L1}^{0.1}$
- $W_{max} = 0.0379 K_{wt} (1 + F_c/B_c)^{0.25} W_{op}^{0.63} N_{op}^{0.1} S_{L1}^{-1.0} \times K_{S1}^{0.20} (\cos \Lambda)^{1.5} A^{0.46} (1 + S_c/S_{op})^{0.1}$
- $W_{max} = 0.0026 (1 + H_c/H_o)^{0.22} W_{op}^{0.55} N_{op}^{0.1} S_{L1}^{-1.0} S_{L1}^{0.1} K_{S1}^{0.25} (\cos \Lambda)^{-1} A^{0.35} (1/c)^{0.5}$
- $W_{max} = 0.3280 K_{wt} K_{L1} (W_{op} N_{op})^{0.2} L_{10}^{0.2} (1 + K_{L1})^{-0.2} (L/D)^{0.1}$
- $W_{max} = 0.0106 K_{wt} W_{op}^{0.63} N_{op}^{0.1} S_{L1}^{-1.0} S_{L1}^{0.1} N_{op}^{0.1}$
- $W_{max} = 0.032 K_{wt} W_{op}^{0.66} N_{op}^{0.1} S_{L1}^{-1.0} S_{L1}^{0.1}$
- $W_{max} = 0.672 K_{wt} N_{op}^{0.2} S_{L1}^{0.1} W_{op}^{0.63} N_{op}^{0.1} S_{L1}^{-1.0} S_{L1}^{0.1}$
- $W_{max} = 49.19 \left( \frac{N_{op} W_{op}}{1000} \right)^{0.44}$
- $W_{max} = 5.0 N_{op} + 0.80 L_{10}$
- $W_{max} = 2.405 V_{stall}^{0.66} (1 + V_c/V)^{1.5} (1 + V_c/V)^{0.5} N_{op}^{0.1}$
- $W_{max} = 145.9 N_{op}^{0.54} (1 + N_{op}/N_{cr})^{-1} S_{L1}^{0.20} (L_c \times 10^{-6})^{0.07}$
- $W_{max} = 1.73 W_{op}^{0.53} S_{L1}^{0.1}$
- $W_{max} = 2.2 W_{op}^{0.53} S_{L1}^{0.1}$
- $W_{max} = 0.0577 N_{op}^{0.1} W_{op}^{0.33} S_{L1}^{0.75}$
- $W_{max} = 62.36 N_{op}^{0.25} (V_{stall}/1000)^{0.008} W_{op}^{0.10}$
- $W_{max} = 4.509 K_{wt} N_{op}^{0.24} N_{cr} (L_c + B_c)^{0.5}$
- $W_{max} = 0.2673 N_{op} (L_c + B_c)^{0.57}$
- $W_{max} = 0.002 W_{op}$
- $W_{max} = 3.0 \times 10^{-4} W_{op}$
- $W_{max} = 7.291 R_{op}^{0.20} L_{10}^{0.34} N_{op}^{0.10}$
- $W_{max} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$

30/10/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

57

# Aterrizaje - 3

- Flare: Velocidad de aterrizaje  $V_{TD} = 1.15 V_{STALL}$ 
  - El avión decelera desde  $V_{in}$  hasta  $1.15 V_{STALL}$  por lo que la velocidad media es  $1.23 V_{STALL}$
- Rodadura en pista: después de la toma de contacto el avión rueda durante varios segundos antes que el piloto aplique frenos:
  - Velocidad inicial es  $V_{TD}$  y la final es cero.
  - Si hay thrust-reversal, se aproxima con el 40-50% del empuje negativo.
  - No se puede utilizar el thrust-reversal en velocidades bajas

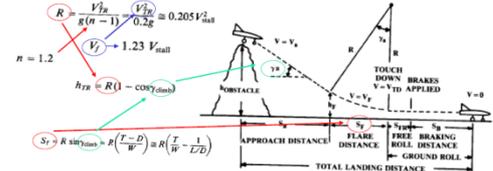
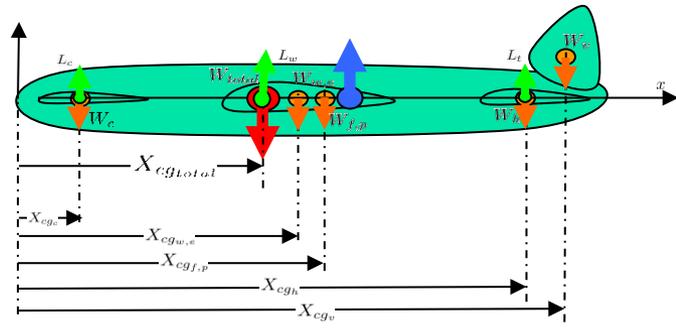


Fig. 17.18 Landing analysis.

30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32



# Revisión de Tareas para la 3ª Entrega

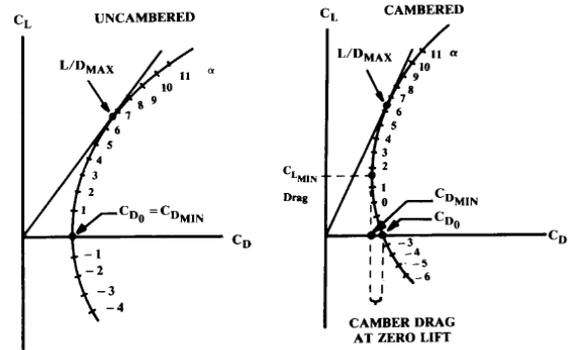


Fig. 12.3 Drag polar.

Sergio Esteban Roncero  
Departamento de Ingeniería Aeroespacial  
Y Mecánica de Fluidos

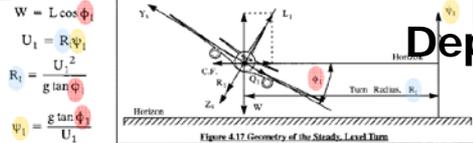
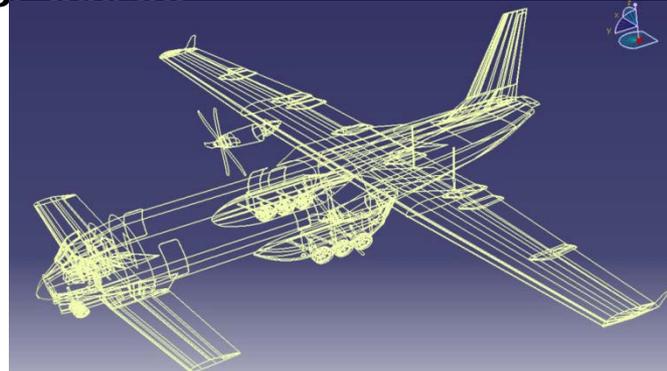


Figure 4.17 Geometry of the Steady Level Turn

At this point, the concept of load factor,  $n$  is introduced:  
 $L = nW$

$$n = 1/\cos \phi_1$$

$$O_1 = \frac{g \sin^2 \phi_1}{U_1 \cos \phi_1} = \frac{g}{U_1} (n - \frac{1}{n})$$

and

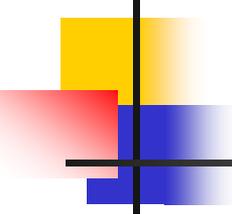
$$R_1 = \frac{g \sin \phi_1}{U_1} = \frac{g}{n U_1} \sqrt{n^2 - 1}$$

14/12/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

8





# Revisión de las diferentes áreas

---

- Aerodinámica
- Estructuras y Pesos
- Estabilidad y control
- Actuaciones y Propulsión
- Diseño



# Aerodinámica – I

- Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
  - Requisitos estabilidad.
  - Requisitos actuaciones.
- Estudio de la polar del avión para las diferentes configuraciones:
  - Polar parabólica de “coeficientes constantes”
    - Despegue y aterrizaje.
    - Subida.
    - Crucero.
      - High (max crucero).
      - Low (max autonomía).
    - Espera.
  - Polar parabólica de “coeficientes constantes” Mejorada
    - Crucero – Ecuaciones de Breguet.
      - High (max crucero).
      - Low (max autonomía).
  - Incluir  $C_{Dtrimado}$

$$\begin{aligned}
 C_D &= C_{Dmin} + K (C_L - C_{Lmin\ drag})^2 \\
 &= C_{Dmin} + KC_{Lmin\ drag}^2 + KC_L^2 - 2KC_{Lmin\ drag}C_L \\
 &= C_{D0} + k_1C_L^2 - k_2C_L
 \end{aligned}$$

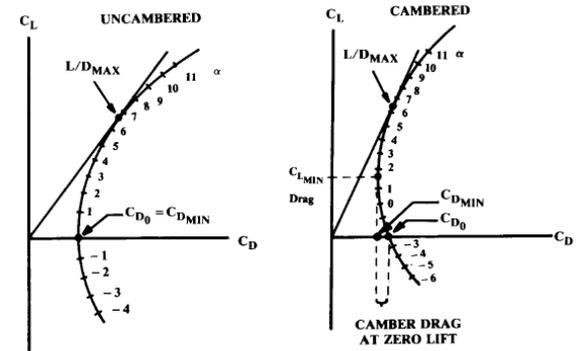


Fig. 12.3 Drag polar.

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2$$

$$C_{D0} = C_{Dmin} + KC_{Lmin\ drag}^2$$

$$k_1 = K$$

$$k_2 = 2KC_{Lmin\ drag}$$

# Aerodinámica – II

## Componente de Ala

$$(C_{D0})_{\text{subsonic}} = \frac{\Sigma(C_{fc} F F_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D\text{misc}} + C_{D\text{L\&P}}$$

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D\text{min}} + K (C_L - C_{L\text{min drag}})^2 \\ &= C_{D\text{min}} + K C_{L\text{min drag}}^2 + K C_L^2 - 2K C_{L\text{min drag}} C_L \\ &= C_{D0} + k_1 C_L^2 - k_2 C_L \end{aligned}$$

$$k_1 = K$$

$$k_2 = 2K C_{L\text{min drag}}$$

$$C_{D0} = C_{D\text{min}} + K C_{L\text{min drag}}^2$$

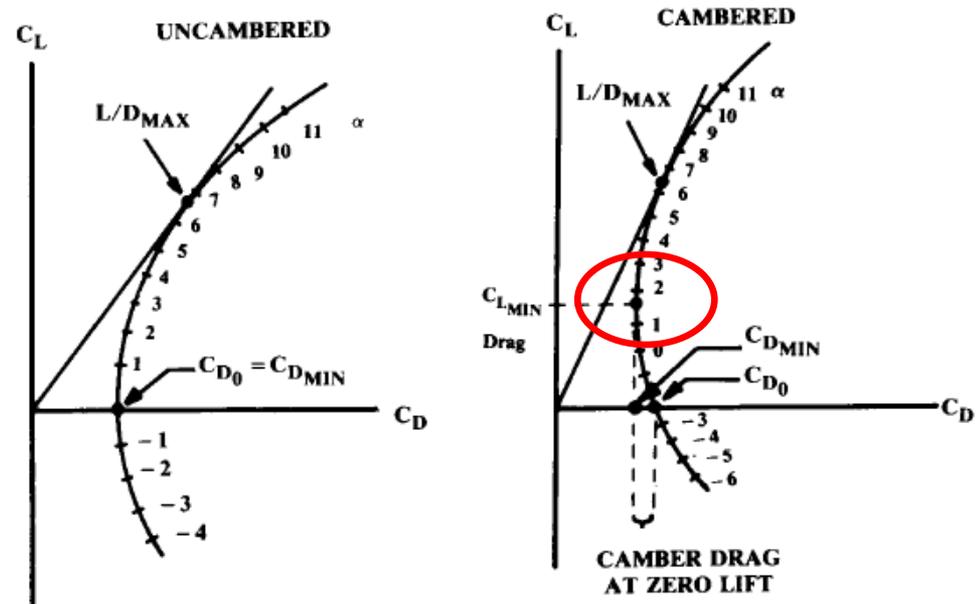
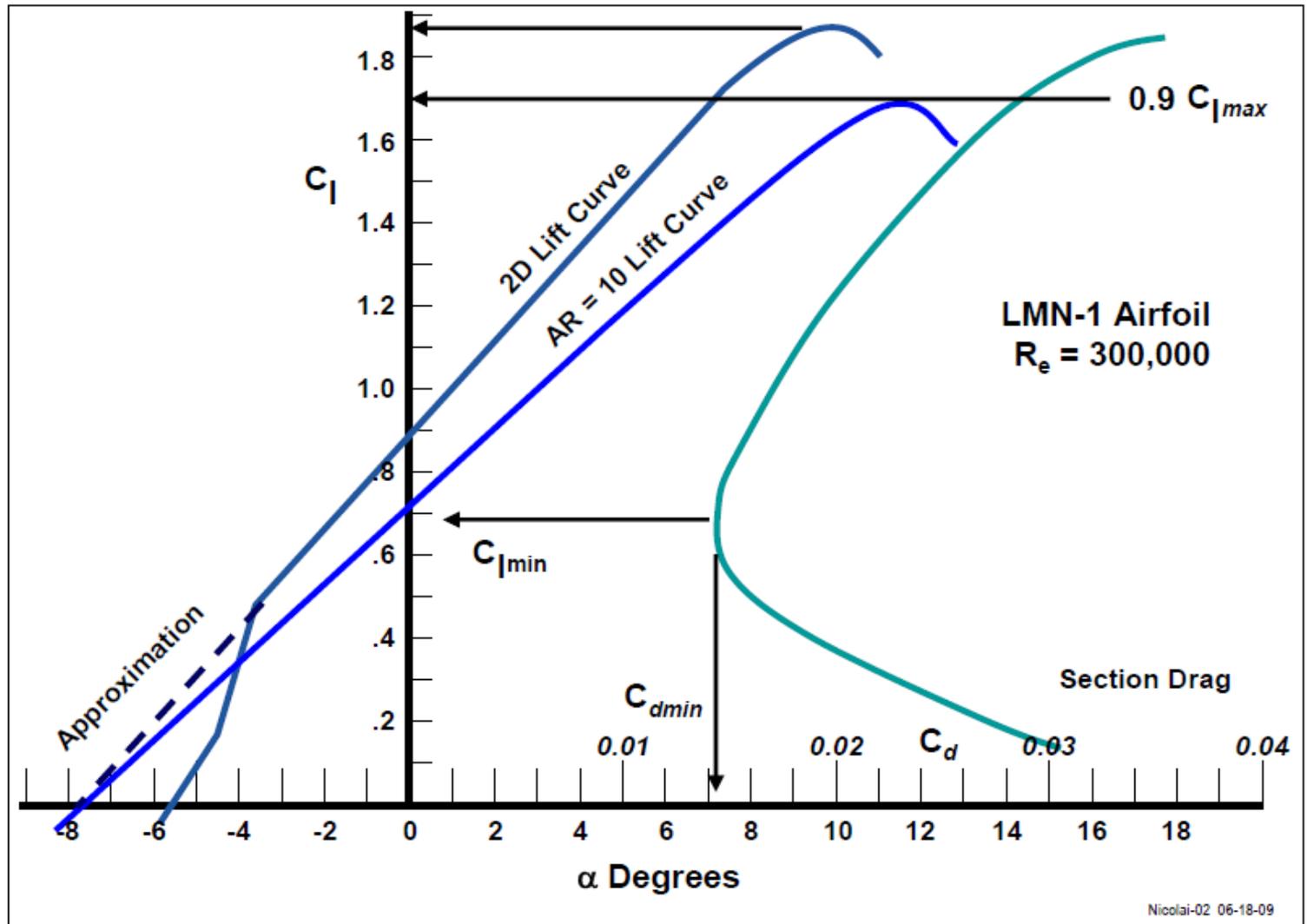


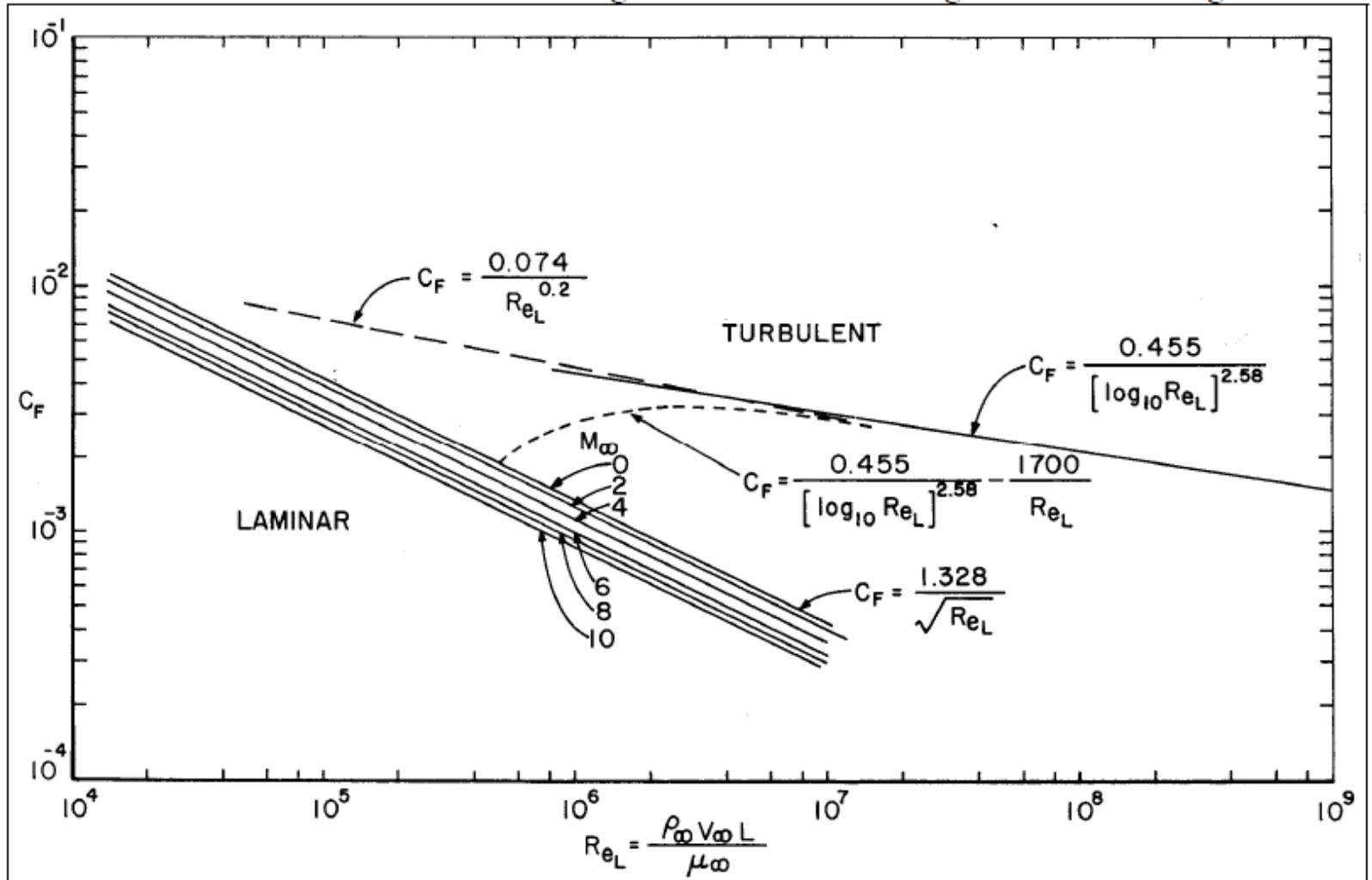
Fig. 12.3 Drag polar.

$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$

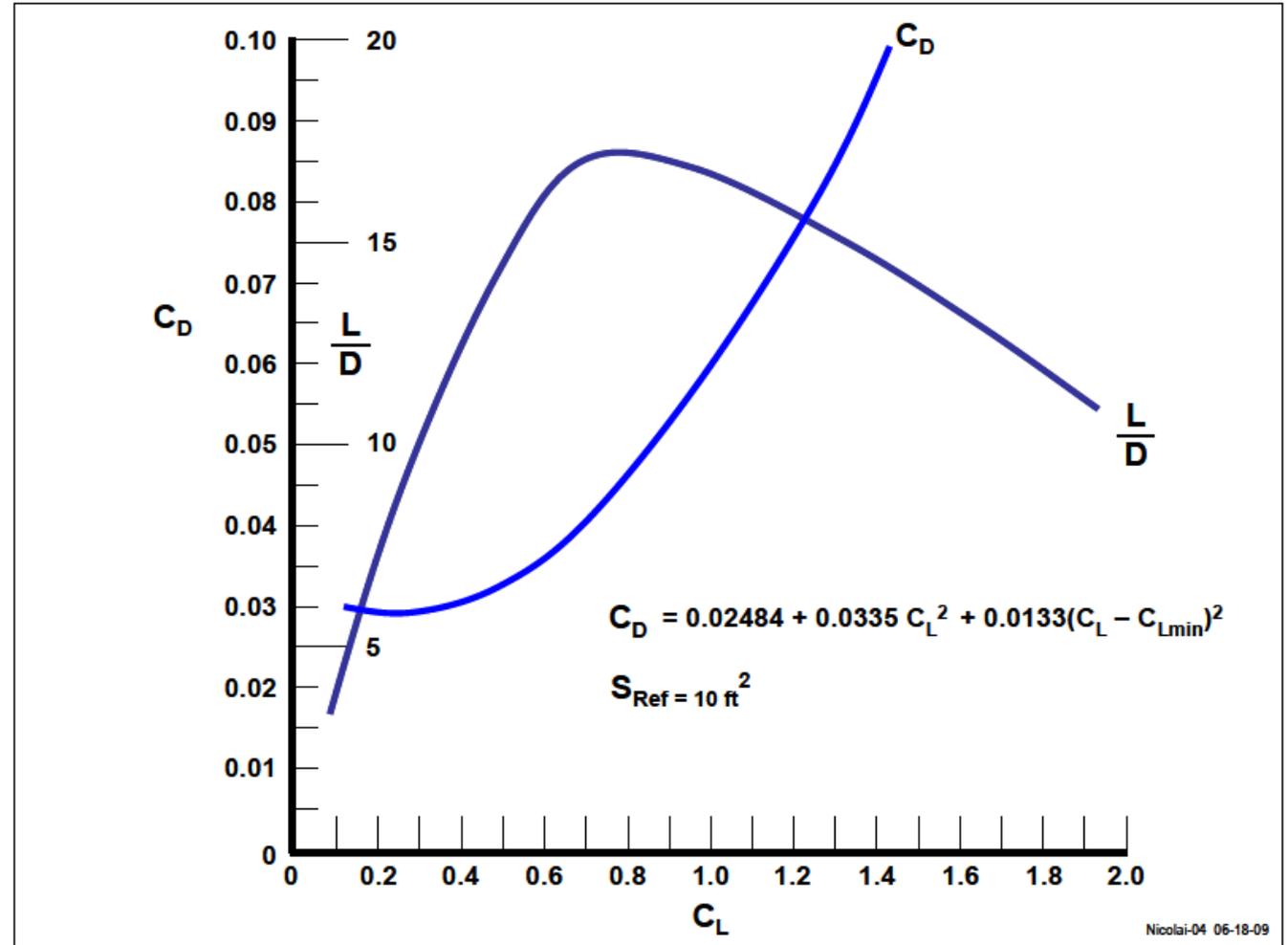


Nicolai-02 06-18-09

$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$



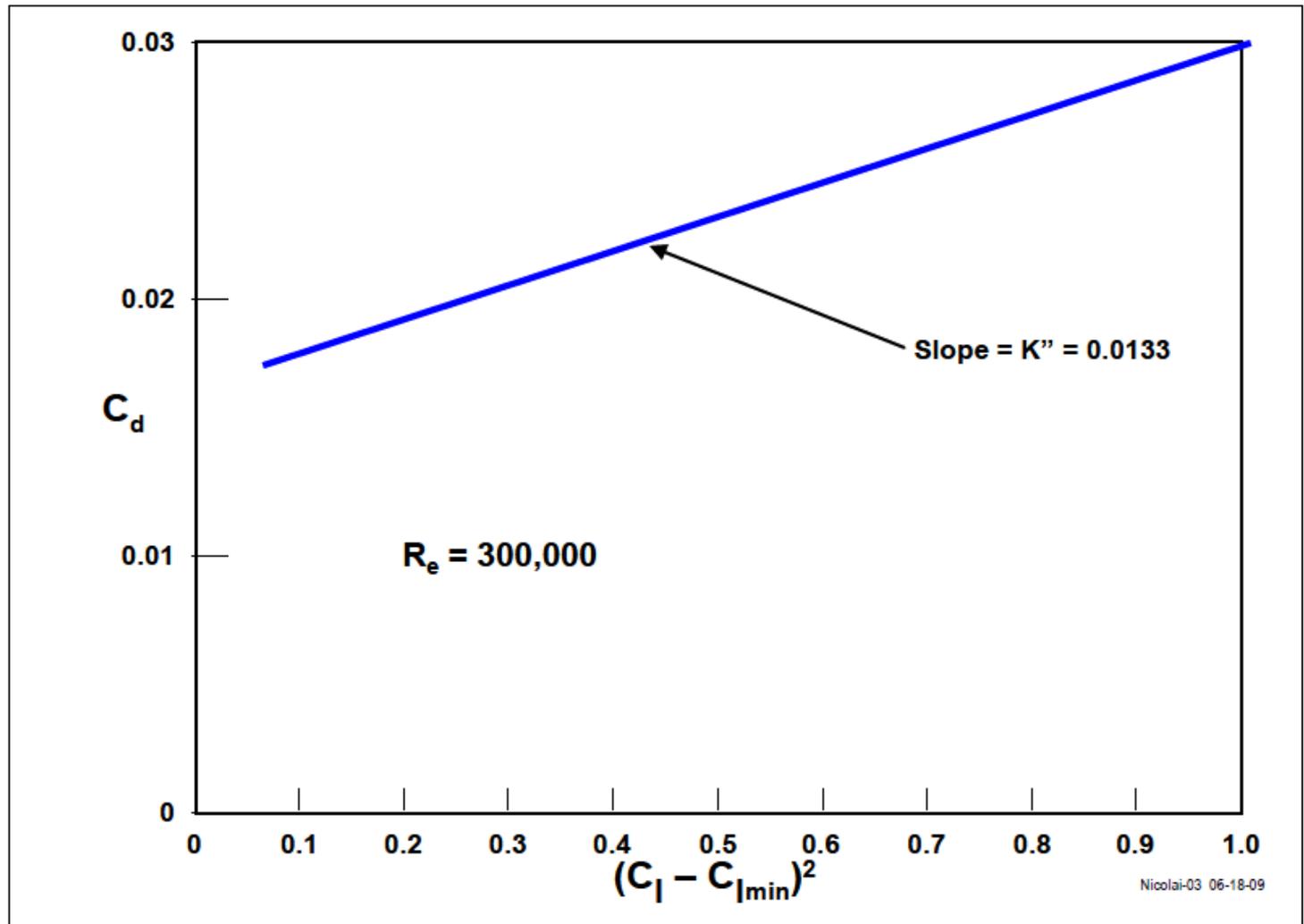
$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$



Nicolai-04 06-18-09

$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$

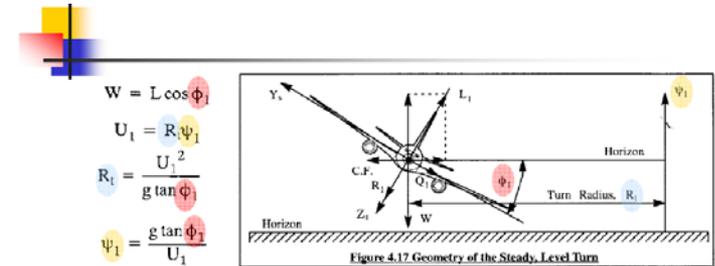
$$K' = 1/(\pi AR e)$$



Nicolai-03 06-18-09

# Estabilidad

- Revisión del estudio de equilibrio para nuevas configuraciones.
  - Realimentación con aerodinámica
- Determinación de la posiciones del CG en función de variación peso (Crucero)
  - Realimentación estructuras y diseño
- Estudio de la estabilidad Estática:
  - Longitudinal y Lateral-direccional
    - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
    - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas para cumplir situaciones críticas (viento, fallo motor).
- Definición del modelo de estabilidad dinámica:
  - Modelado definido (derivadas de estabilidad).
  - Preparando estudio estabilidad dinámica.



At this point, the concept of load factor,  $n$  is introduced:

$$L = nW$$

$$n = 1/\cos\phi_1$$

$$Q_1 = \frac{g \sin^2\phi_1}{U_1 \cos\phi_1} = \frac{g}{U_1} \left( n - \frac{1}{n} \right)$$

and

$$R_1 = \frac{g \sin\phi_1}{U_1} = \frac{g}{nU_1} \sqrt{n^2 - 1}$$



14/12/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero



8

# Estructuras

- Definición del centro de gravedad más preciso mediante estimaciones más exactas de los pesos de los componentes.
  - Realimentación estabilidad.
- Definición de todos los elementos que constituyen el avión:
  - Sistemas
  - Estructuras
  - Propulsión...
  - Tren de aterrizaje
- Empleo de ecuaciones método Roskam (moderno)
- Definir necesidades estructurales debido a las cargas:
  - Aerodinámicas
  - Estructurales.
- Estudio de posibles materiales para definir pesos de forma más precisa.

# Propulsión y Actuaciones

- Estudio en precisión de las actuaciones según segmentos:
  - Despegue
  - Subida
  - Crucero (High & Low)
  - Giro mantenido
  - Planeo
  - Aterrizaje
- Cálculo de los ángulos, velocidades, T/W, W/S.
- Estimación de consumos de combustibles por segmentos:
  - actualización de fracciones de pesos
- Cálculos de:
  - Empuje (T) requerido vs. necesario.
    - Potencia requerida y necesaria.
  - Análisis de velocidades:
    - RFP
    - Óptimas
  - Definir posición palanca para cumplir velocidades RFP.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left( 1 - \frac{W_x}{W_0} \right)$$

## Aterrizaje - 3

- Flare: Velocidad de aterrizaje  $V_{TD} = 1.15V_{STALL}$ 
  - El avión decelera desde  $V_a$  hasta  $1.15V_{STALL}$  por lo que la velocidad media es  $1.23V_{STALL}$
- Rodadura en pista: después de la toma de contacto el avión rueda durante varios segundos antes que el piloto aplique frenos:
  - Velocidad inicial es  $V_{TD}$  y la final es cero.
  - Si hay thrust-reversal, se aproxima con el 40-50% del empuje negativo.
  - No se puede utilizar el thrust-reversal en velocidades bajas

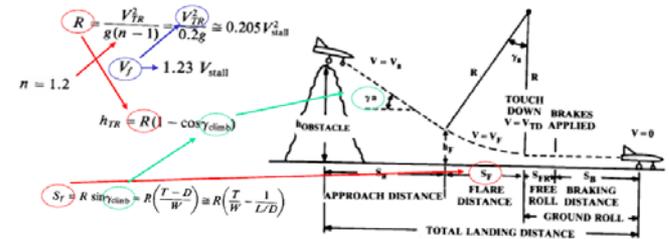


Fig. 17.18 Landing analysis.



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32

$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

$$W_0 = W_c + W_p + \left( \frac{W_f}{W_0} \right) W_0 + \left( \frac{W_e}{W_0} \right) W_0$$

$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \left( \frac{W_f}{W_0} \right) - \left( \frac{W_e}{W_0} \right)}$$

$$W_x/W_0 = W_1/W_0 \times W_2/W_1 \times W_3/W_2 \dots \times W_i/W_{i-1}$$

# Entrega Final - I

- Diseño:
  - Diseño CAD completo.
  - Mostrar evolución del diseño.
  - Justificación del diseño y por que debería de comprarlo.
  - Que avances tecnológicos o que ideas hacen que vuestro diseño sea único.
- Aerodinámica:
  - Estudio polar extenso en diferentes configuraciones de vuelo:
    - Configuración limpia y sucia.
  - Métodos empleados para la mejora de la eficiencia aerodinámica.
- Estabilidad:
  - Revisión del estudio de trimado para nuevas configuraciones.
  - Revisión estudio de la estabilidad Estática.
  - Estudio estabilidad dinámica:
    - Requisitos FAR en amortiguamiento, respuestas.



## Corrección $C_{Lmax}$ con Leading Edge Slat

- El  $C_{Lmax}$  se puede extender con el uso de Leading Edge Slats.
- El procedimiento es similar al visto para el aumento de  $C_L$ .

$$\Delta C_{Lmax-LES} = \frac{1.875}{1} = 1.875$$

$$C_{Lmax-LES} = C_{Lmax-LES} + C_{Lmax}$$

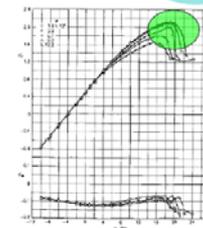


Figure 3.26 Effect of leading edge slats on NACA 64A010 airfoil with and without slats. © Zapp.

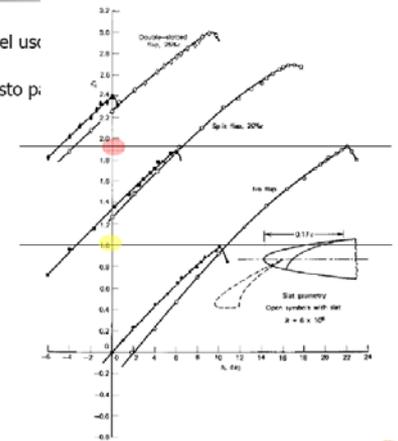


Figure 3.26 Effect of leading edge slats on NACA 64A010 airfoil with and without slats. © Zapp.

18/11/2008

Cálculo de Aviones © Zapp.

# Entrega Final - II

## Estructuras:

- Revisión centro de gravedad.
- Distribución de pesos revisado.
- Variación del centro de gravedad en segmentos aplicables.
- Cargas y ubicación del tren de aterrizaje.
- Justificar empleo materiales en diferentes áreas.
- Perfiles internos si es posible.

## Propulsión y Actuaciones:

- Cálculos de potencia requerida y necesaria.
- Diagrama carga de pago-alcance.
- Diagrama de la envolvente.

## Estimación de Pesos - VI

Cargo Transport Airplanes: Raymer Method

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{sp}} N_{\text{t}})^{0.557} S_{\text{w}}^{0.649} A_{\text{c}}^{0.3} (l/c)^{0.1} (1 + \lambda)^2 (\cos A_{\text{c}})^{-1.0} S_{\text{D0w}}^{0.1}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{ht}} (1 + F_{\text{w}}/B_{\text{w}})^{-0.25} W_{\text{de}}^{0.433} N_{\text{t}}^{0.10} S_{\text{D0t}}^{-1.0} L_{\text{t}}^{-1.0} \times K_{\text{p}}^{0.204} (\cos A_{\text{ht}})^{-1.0} A_{\text{ht}}^{0.144} (1 + S_{\text{r}}/S_{\text{w}})^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_{\text{t}}/H_{\text{w}})^{0.125} W_{\text{de}}^{0.556} L_{\text{t}}^{-0.5} S_{\text{D0t}}^{0.875} (\cos A_{\text{vt}})^{-1.0} A_{\text{vt}}^{0.35} (l/c)_{\text{vt}}^{0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{L1}} (W_{\text{de}})^{0.7} L_{\text{f}}^{0.25} S_{\text{D0f}}^{0.302} (1 + K_{\text{v}})^{0.984} (L/D)^{0.140}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.1016 K_{\text{mg}} W_{\text{de}}^{0.881} N_{\text{t}}^{0.25} L_{\text{g}}^{0.4} N_{\text{g}}^{0.221} N_{\text{w}}^{0.5} r_{\text{D0}}^{1.0}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{ng}} W_{\text{de}}^{0.646} N_{\text{t}}^{0.2} L_{\text{g}}^{0.5} N_{\text{w}}^{0.45}$$

$$W_{\text{engine controls}} = 0.6724 K_{\text{ec}} N_{\text{e}}^{0.10} N_{\text{m}}^{0.294} N_{\text{t}}^{0.119} H_{\text{ec}}^{0.61} K_{\text{ec}}^{0.984} S_{\text{e}}^{0.224}$$

$$W_{\text{starter}} = 49.19 \left( \frac{N_{\text{e}} W_{\text{e}}}{1000} \right)^{0.541}$$

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 N_{\text{en}} + 0.80 L_{\text{ec}} \quad W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_{\text{f}}^{0.666} (1 + V_{\text{f}}/V_{\text{c}})^{-1.0} (1 + V_{\text{f}}/V_{\text{c}}) N_{\text{e}}^{0.5}$$

$$W_{\text{Duct controls}} = 145.9 N_{\text{c}}^{0.554} (1 + N_{\text{m}}/N_{\text{t}})^{-1.0} C_{\text{a}}^{0.20} (J_{\text{c}} \times 10^{-6})^{0.07} \quad W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{de}}^{0.993}$$

$$W_{\text{APU installed}} = 2.2 W_{\text{APU uninstalled}} \quad W_{\text{furnishings}} = 0.0577 N_{\text{c}}^{0.61} H_{\text{c}}^{0.303} S_{\text{c}}^{0.75}$$

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_{\text{ic}} N_{\text{c}}^{0.541} N_{\text{oc}} (L_{\text{f}} + B_{\text{w}})^{0.5} \quad W_{\text{air conditioning}} = 62.36 N_{\text{oc}}^{0.22} (V_{\text{oc}}/1000)^{0.604} W_{\text{de}}^{0.10}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.2673 N_{\text{t}} (L_{\text{f}} + B_{\text{w}})^{0.597} \quad W_{\text{antenna}} = 0.002 W_{\text{de}} \quad W_{\text{handing gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{de}}$$

$$W_{\text{electrical}} = 7.291 K_{\text{el}} R_{\text{el}}^{0.787} L_{\text{e}}^{0.346} N_{\text{e}}^{0.10} \quad W_{\text{military cargo handling system}} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

30/10/2008 Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero 57

## Actuaciones Integrales – Autonomía I

$$\frac{dR}{dW} = \frac{V}{-CT} = \frac{V}{-CD} = \frac{V(L/D)}{-CW} \quad \rightarrow \quad R = \int_{W_1}^{W_2} \frac{V(L/D)}{-CW} dW = \left( \frac{V L}{C D} \right) \ln \left( \frac{W_2}{W_1} \right)$$

Optimizando para Jet – mínimo empuje

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} = \frac{q C_{D0}}{(W/S)} + \left( \frac{W'}{S} \right) \frac{K}{q} \quad \frac{\partial(T/W)}{\partial V} = \frac{\rho V C_{D0}}{W/S} - \frac{W}{S} \frac{2K}{\rho V^3} = 0 \quad E = \frac{1}{c_i} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

$$V_{\text{min thrust or drag}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \quad C_{L \text{ min thrust or drag}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad D_{\text{min thrust or drag}} = qS \left[ C_{D0} + K \left( \frac{C_{D0}}{K} \right)^2 \right] = qS(C_{D0} + 3C_{D0})$$

Optimizando para Pistón – mínima potencia

$$E = \frac{\eta_{\text{pr}}}{c} \sqrt{2\rho_{\infty}} S \frac{C_L^{3/2}}{C_D} (W_i^{-1/2} - W_0^{-1/2}) \quad V_{\text{min power}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}} \quad C_{L \text{ min power}} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

$$E = \int_{W_1}^{W_0} \frac{\eta_{\text{pr}}}{c} \sqrt{\frac{2\rho_{\infty} S C_L}{2W}} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad D_{\text{min power}} = qS(C_{D0} + 3C_{D0})$$