

Estimación de Pesos - VI

Cargo Transport Airplanes:

- Raymer Method**

$$W_{wing} = 0.0051 (W_{0/N})^{0.57} S^{0.64} A^{0.1} (l/c)^{0.4} (1 + \lambda)^{-1} (\cos \Lambda)^{-1.05} l^{0.5}$$

$$W_{airframe} = 0.0379 K_{air} (1 + F_w/B_w)^{-0.25} W_{0/N}^{0.63} N^{0.05} l^{0.1} l^{0.1}$$

$$\times K_{p}^{0.304} (\cos \Lambda_w)^{-1.6} A^{0.144} (1 + S/S_0)^{0.1}$$

$$W_{engine} = 0.0026 (1 + H_0/H_0)^{0.22} W_{0/N}^{0.25} N^{0.25} L^{-0.5} S^{0.879} (\cos \Lambda_w)^{-1} A^{0.25} (l/c)^{0.5}$$

$$W_{main landing} = 0.3280 K_{main} K_{L} (W_{0/N})^{0.25} l^{0.25} S^{0.303} (1 + K_{L})^{-1} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{main landing} = 0.0106 K_{main} W_{0/N}^{0.25} l^{0.25} S^{0.303} N^{0.25} l^{0.1} l^{0.1}$$

$$W_{nose landing} = 0.032 K_{no} W_{0/N}^{0.25} l^{0.25} S^{0.303} N^{0.25} l^{0.1} l^{0.1}$$

$$W_{fuel} = 0.6724 K_{fuel} N^{0.15} W_{0/N}^{0.25} l^{0.15} H_0^{0.15} S^{0.224}$$

$$W_{engine} = 5.0 N_{eng} + 0.80 L_{eng}$$

$$W_{tail} = 2.405 l^{0.606} (1 + V_0/V_0)^{-1.0} (1 + V_0/V_0) N^{0.5}$$

$$W_{APU} = 145.9 N^{0.354} (1 + N_m/N_m)^{-1.5} S^{0.20} (l_f \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{APU} = 2.2 W_{APU}^{initial}$$

$$W_{instruments} = 4.509 K_{in} N^{0.541} N_{in} (L_f + B_f)^{0.1}$$

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_f (L_f + B_f)^{0.977}$$

$$W_{electrical} = 7.291 R_{elec}^{0.782} l^{0.146} N^{0.10}$$

$$W_{avionics} = 1.73 W_{0/N}^{0.303}$$

$$W_{instruments} = 0.0577 N^{0.1} W_{0/N}^{0.303} S^{0.75}$$

$$W_{air} = 62.36 N^{0.22} (V_{stall}/1000)^{0.804} W_{0/N}^{0.10}$$

$$W_{air} = 0.002 W_{dg}$$

$$W_{handing} = 3.0 \times 10^{-4} W_{dg}$$

$$W_{military cargo} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

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_{TD} 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

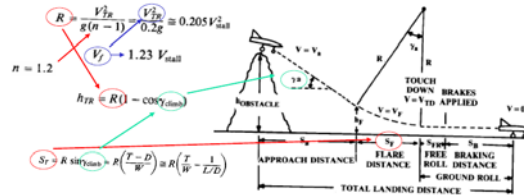
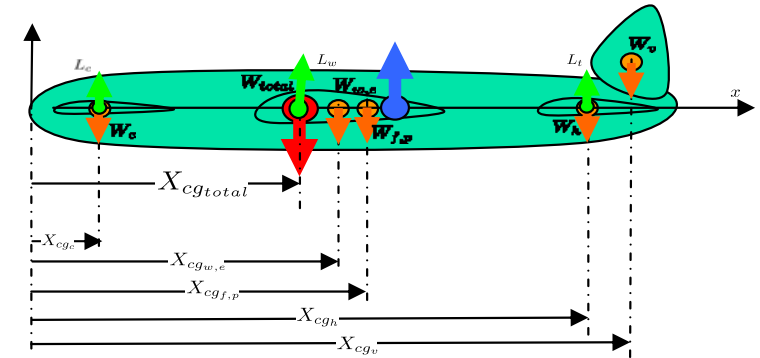


Fig. 17.18 Landing analysis.

30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32



Revisión de Tareas para la 3ª Entrega

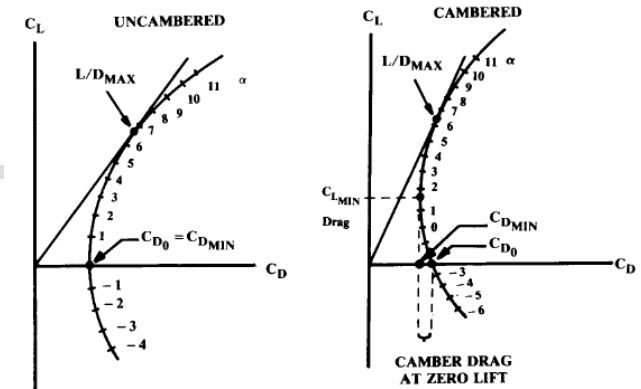


Fig. 12.3 Drag polar.

Sergio Esteban Roncero
Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

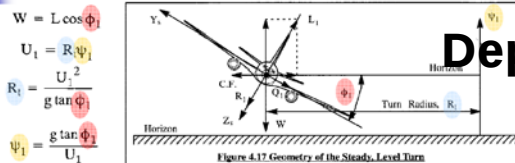


Figure 4.17 Geometry of the Steady, Level Turn

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

$$L = nW$$

$$n = 1/\cos \phi$$

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

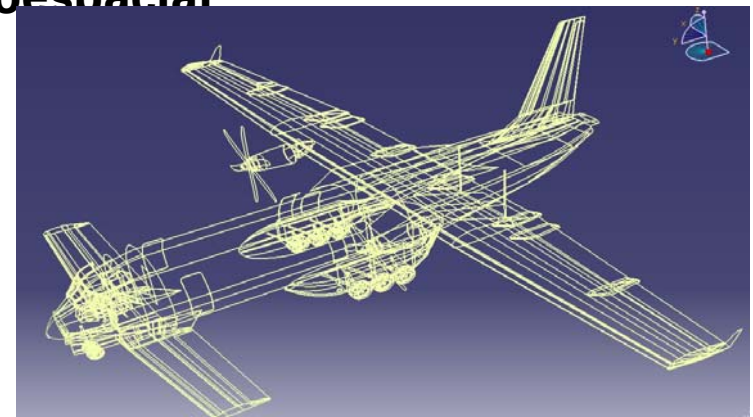
and

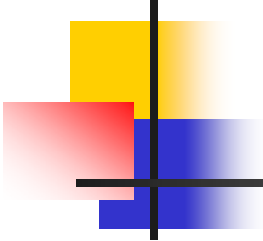
$$R_1 = \frac{g \sin \phi_1}{U_1} = \frac{g}{n U_1 \sqrt{n^2 - 1}}$$

14/12/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

8





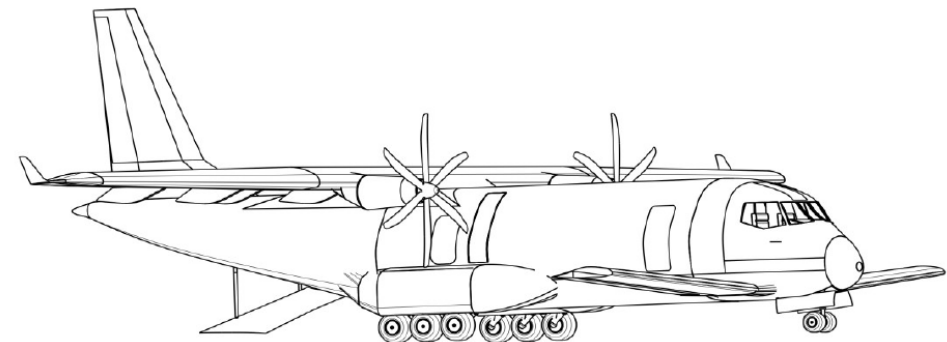
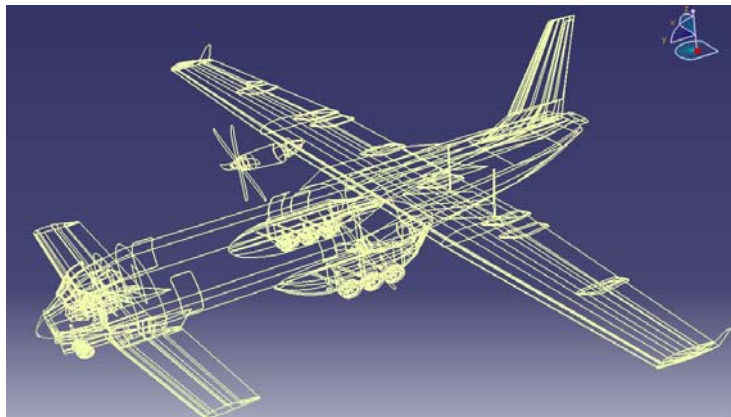
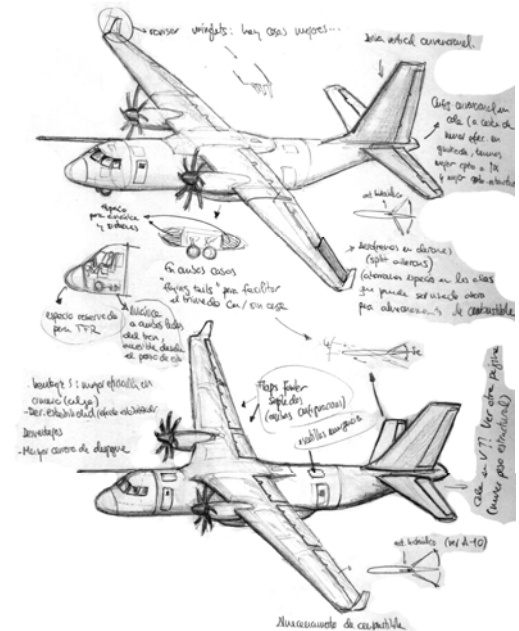
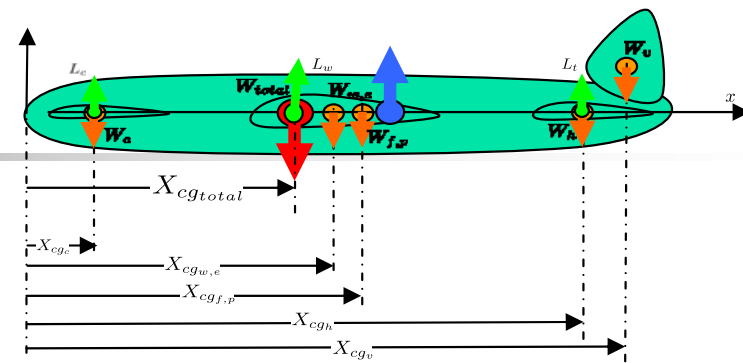
Revisión de las diferentes áreas

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

Diseño

■ Diseño CAD mas detallado:

- Dimensiones más precisas de todos los componentes para realimentar:
 - Aerodinámica.
 - Estabilidad y Control
- Distribución interna de los elementos.
 - Asegurarse que los elementos que constituyen la carga de pago, piloto, pasajeros, motores, etc, se pueden ubicar dentro de las superficies.
- Determinar la posición del centro de gravedad:
 - Departamento de Estructuras
 - Departamento de Estabilidad y control
- Mostrar evolución del 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 $C_{Dtrimado}$

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

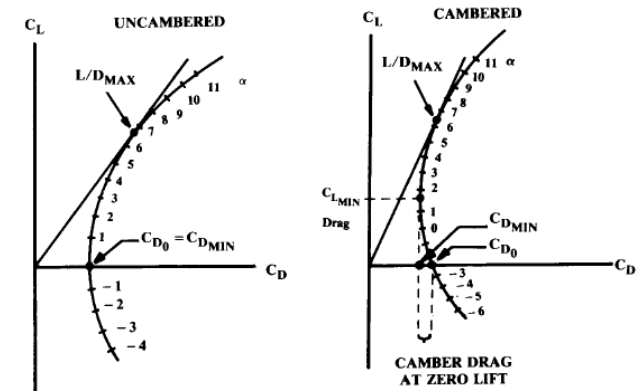


Fig. 12.3 Drag polar.

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

$$\begin{aligned}
 C_{Do} &= C_{Dmin} + KC_{Lmin\ drag}^2 \\
 k_1 &= K \\
 k_2 &= 2KC_{Lmin\ drag}
 \end{aligned}$$

Aerodinámica – II

Componente de Ala

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

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

$$k_1 = K$$

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

$$C_{D_o} = C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min \text{ drag}}}^2$$

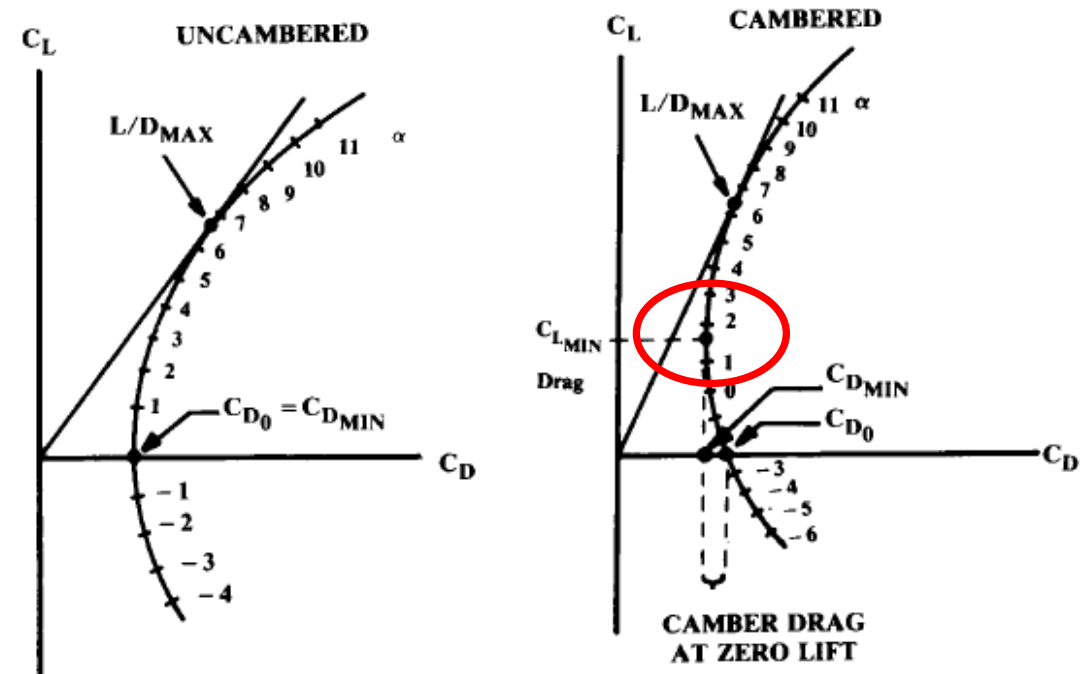
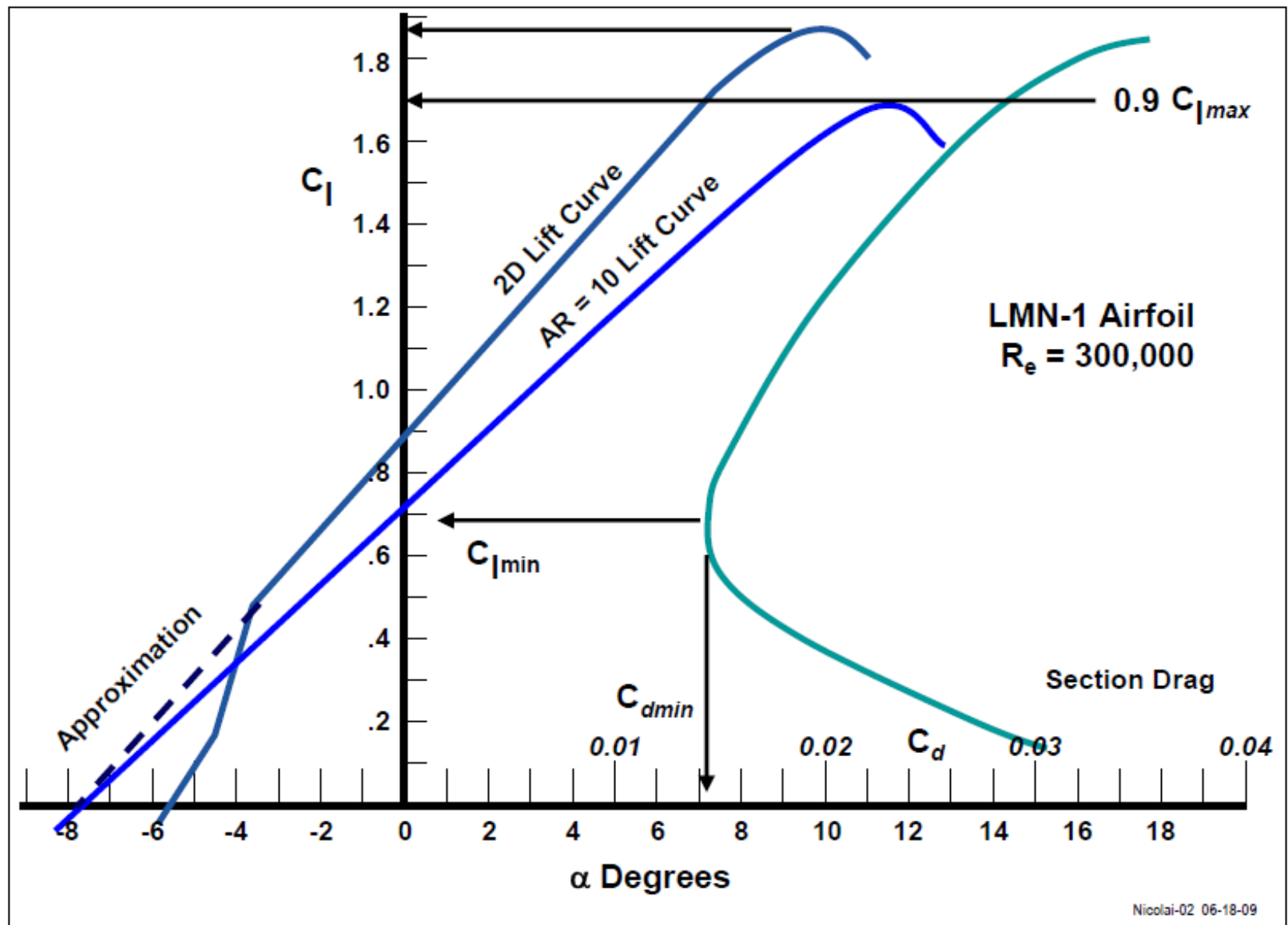
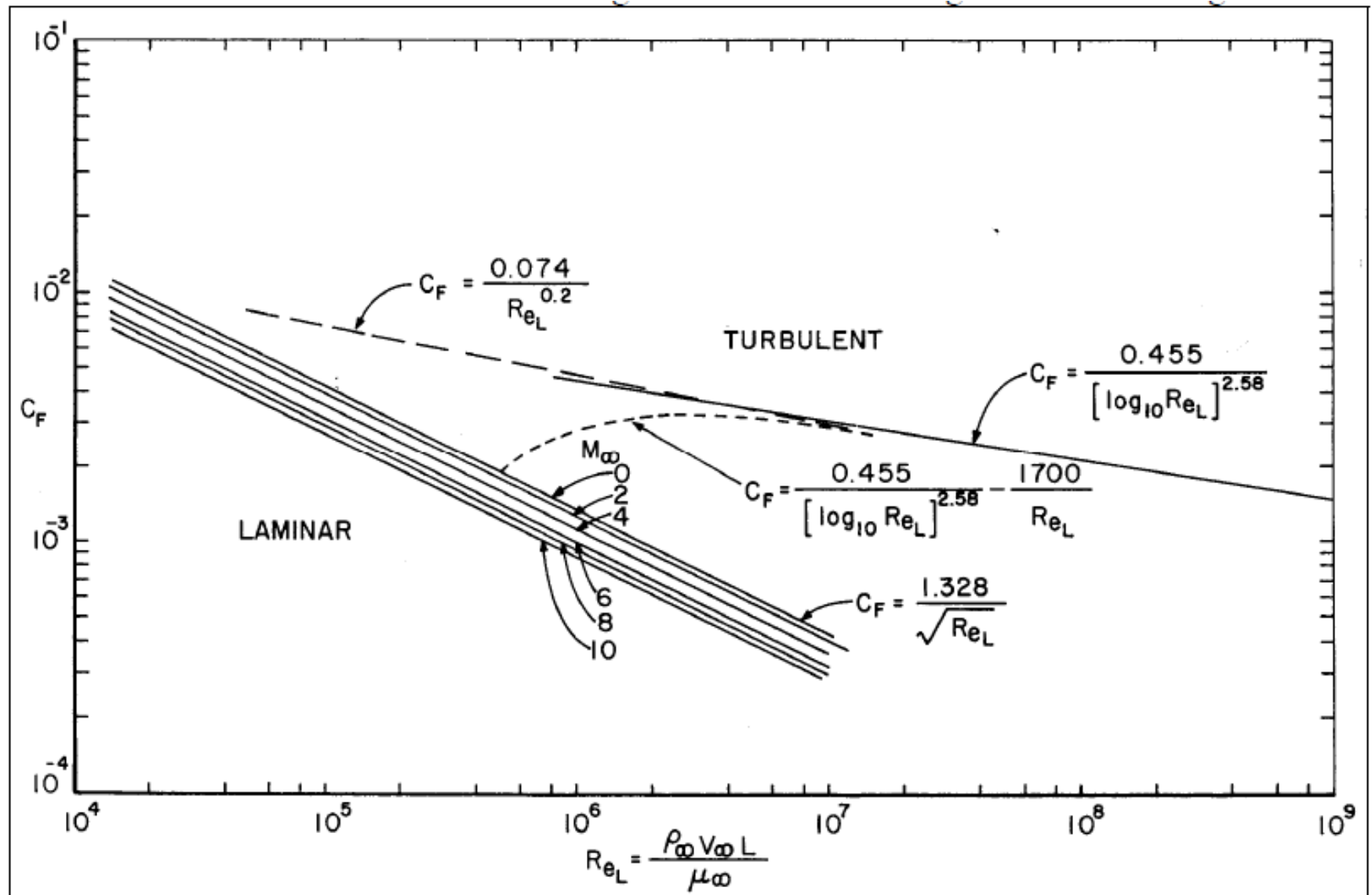


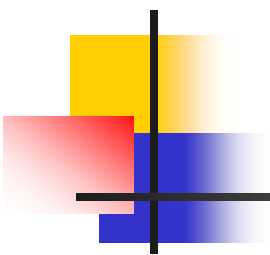
Fig. 12.3 Drag polar.

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

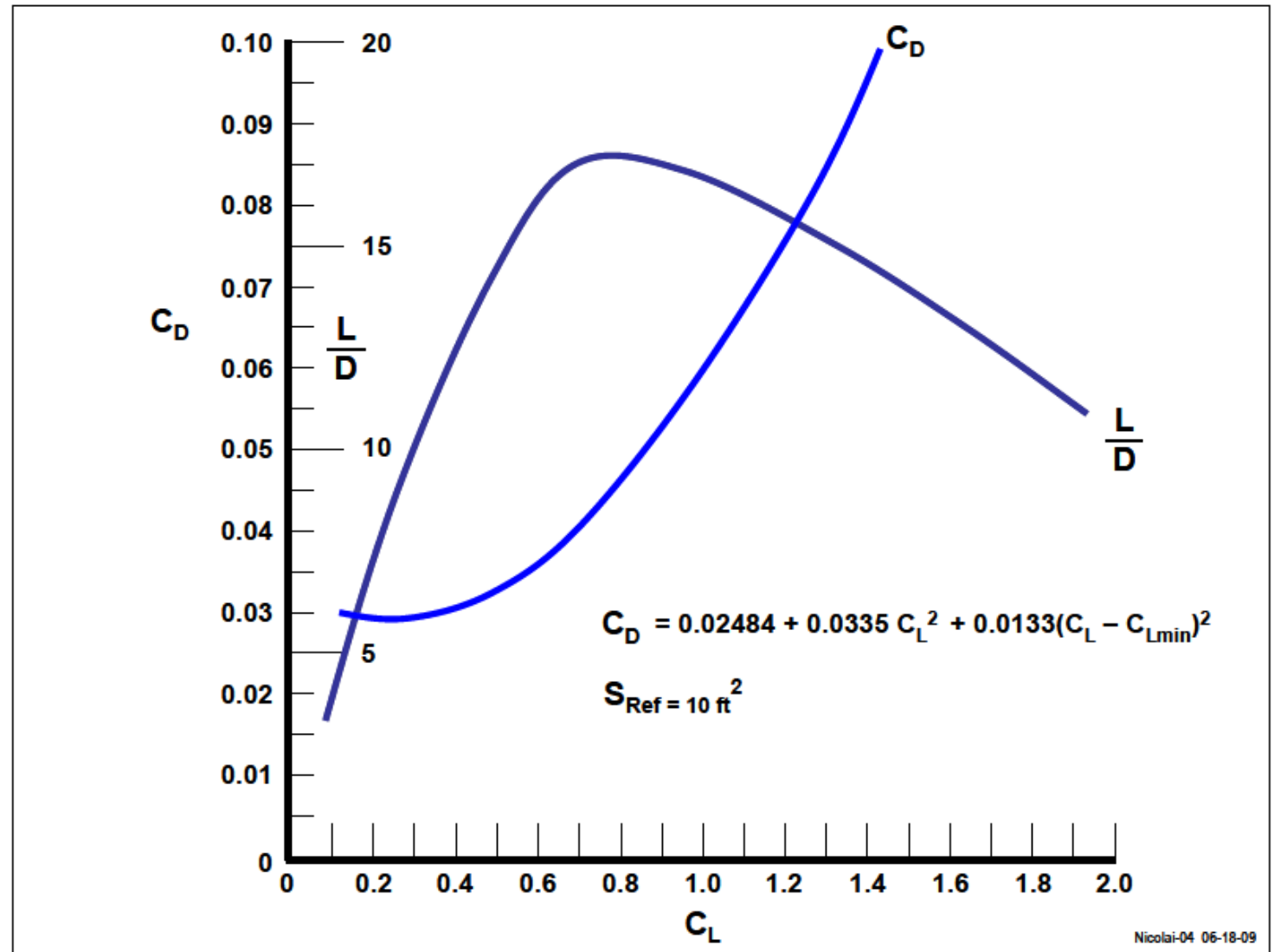


$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$

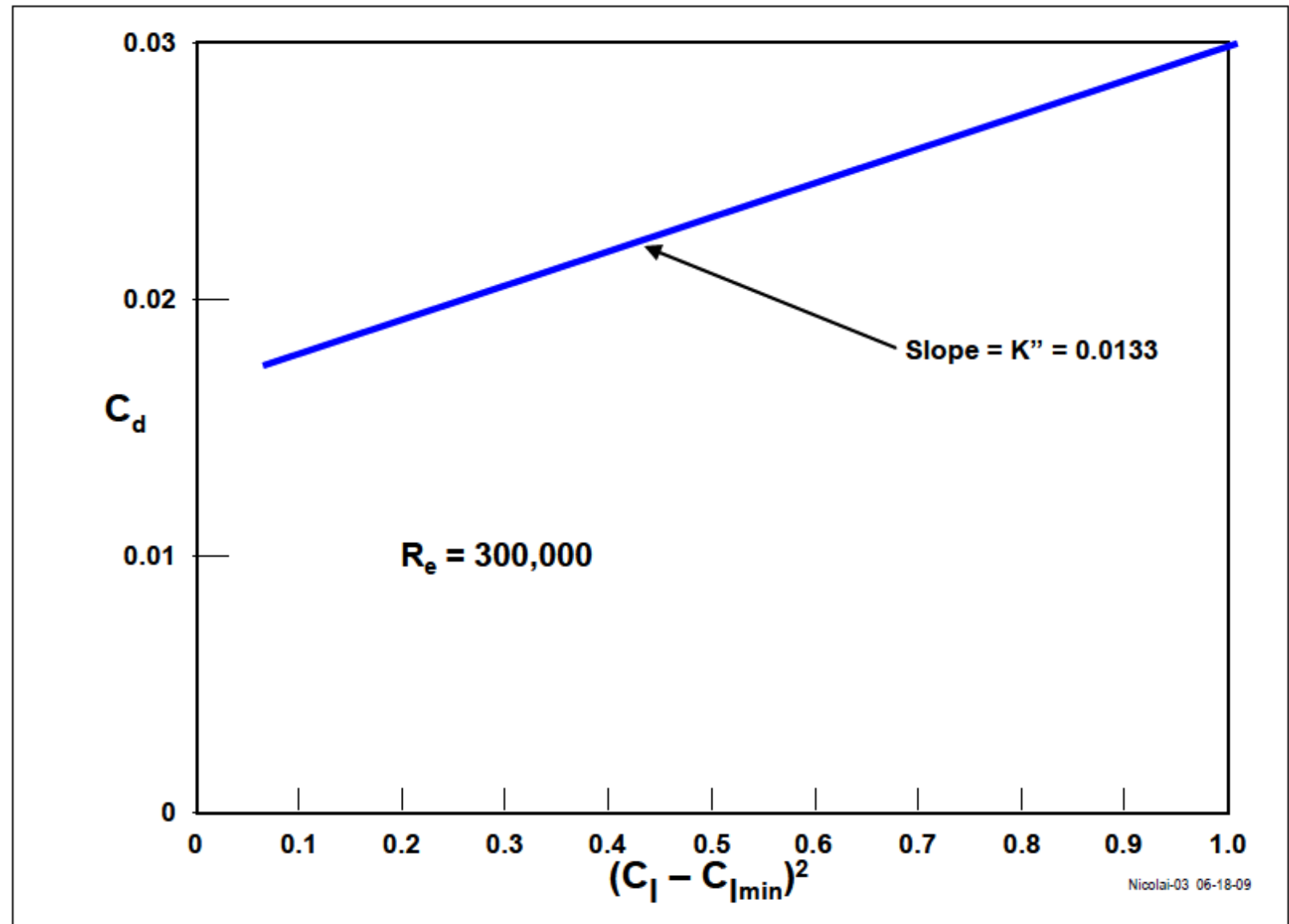


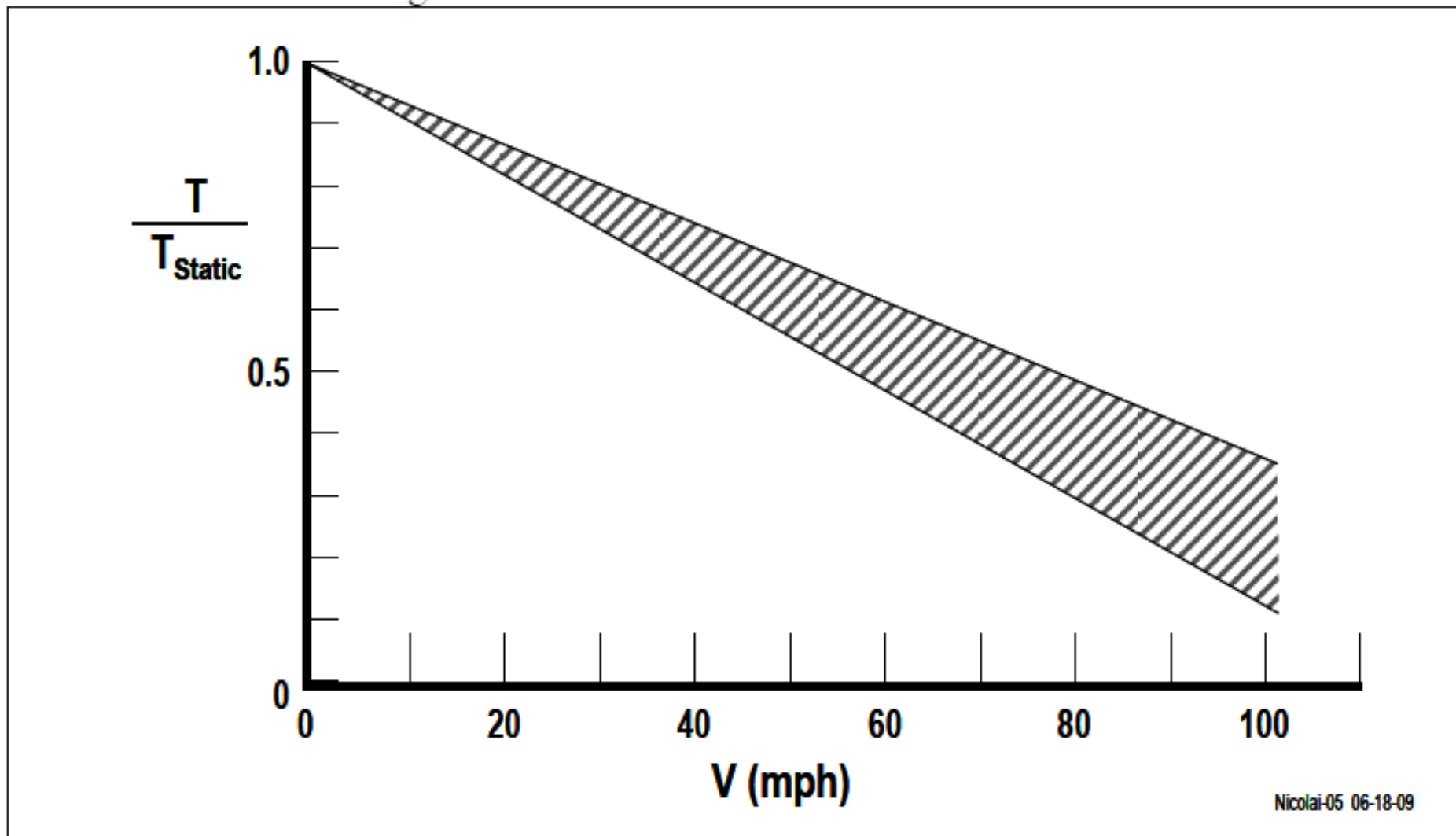
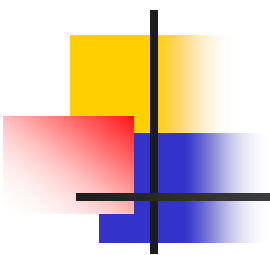


$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2$$



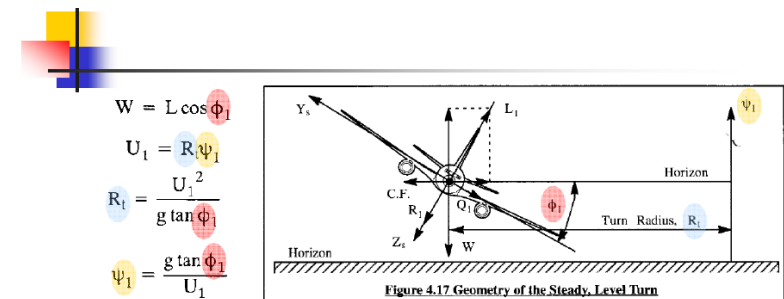
$$C_D = C_{Dmin} + K' C_L^2 + K'' (C_L - C_{Lmin})^2 \quad K' = 1/(\pi AR e)$$





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

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



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...
- 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

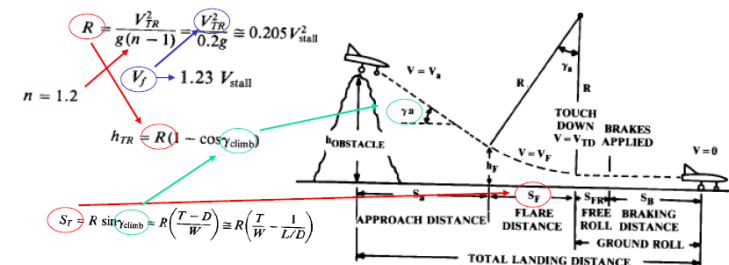


Fig. 17.18 Landing analysis.

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 – (27-01-10) - 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 Slat.
- El procedimiento es similar al visto previamente.

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

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

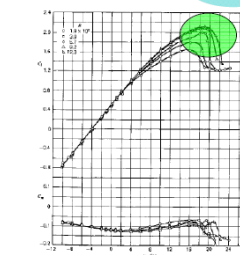


Figure 2.10a Effect of Reynolds number on section characteristics of the NACA 64A010 airfoil at $M_\infty = 0.15$

18/11/2008

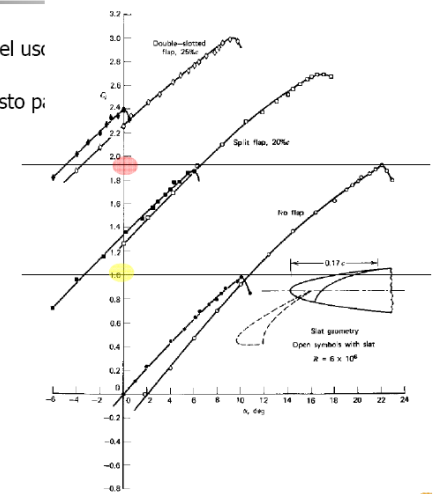


Figure 3.36 Effect of leading edge slat on NACA 64A010 airfoil with and without

Entrega Final – (27-01-10) - 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

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{dg}} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)^{0.4} (1 + \lambda)^{-1} (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{\text{cgw}}^{0.1}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{alt}} (1 + F_w/B_h)^{-0.25} W_{\text{dg}}^{0.639} N_z^{0.10} S_{\text{ht}}^{0.75} L_T^{-1.0} \times K_p^{0.704} (\cos \Lambda_h)^{-1.0} A_h^{0.166} (1 + S_e/S_h)^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_t/H_v)^{0.225} W_{\text{dg}}^{0.556} N_z^{0.536} L_T^{-0.5} S_{\text{vt}}^{0.875} (\cos \Lambda_v)^{-1.0} A_v^{0.35} (t/c)^{-0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{L}} (W_{\text{cg}} N_z)^{-0.5} L^{0.25} S^{0.302} (1 + K_w)^{-0.04} (L/D)^{0.40}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} W_{\text{dg}}^{0.881} N_z^{0.35} L^{0.4} N_{\text{msy}}^{0.321} N_{\text{stall}}^{0.1}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{np}} W_{\text{dg}}^{0.646} N_z^{0.2} L_n^{0.5} N_{\text{nw}}^{0.45}$$

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_z^{0.10} N_{\text{w}}^{0.394} N_z^{0.119} W_{\text{ec}}^{0.61} A^{0.984} S^{0.224}$$

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

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 N_{\text{en}} + 0.80 L_{\text{ec}} \quad W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_f^{0.666} (1 + V_f/V_i)^{-1.0} (1 + V_p/V_i) N_f^{0.5}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 145.9 N_f^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{\text{cs}}^{0.20} (L_f \times 10^{-6})^{0.07} \quad W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{nav}}^{0.983}$$

$$W_{\text{APU installed}} = 2.2 W_{\text{APU uninstalled}} \quad W_{\text{turnings}} = 0.0577 N_f^{0.1} W_{\text{nav}}^{0.393} S^{0.75}$$

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_{\text{ip}} K_{\text{ip}} N_c^{0.541} N_{\text{en}} (L_f + B_w)^{0.5} \quad W_{\text{air conditioning}} = 62.36 N_p^{0.25} (V_{\text{pr}}/1000)^{0.604} W_{\text{nav}}^{0.10}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937} \quad W_{\text{anti-ice}} = 0.002 W_{\text{dg}} \quad W_{\text{handling gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{electrical}} = 7.291 R^{0.782} L_u^{0.346} N_{\text{gen}}^{0.10} \quad W_{\text{military cargo handling system}} = 2.4 \times (\text{cargo floor area, ft}^2)$$

30/10/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

57



Actuaciones Integrales – Autonomía I

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

Optimizando para Jet – mínimo empuje

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{L/D} = \frac{q C_{D0}}{(W/S)} + \left(\frac{W}{S} \right) \frac{K}{q} \quad \frac{\partial(T/W)}{\partial V} = \frac{\rho V C_{D0}}{W/S} - \frac{W}{S} \frac{2K}{V^2 \rho V^3} = 0 \quad E = \frac{1}{c_t} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1}$$

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

Optimizando para Pistón – mínima potencia

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

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



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

7

