

Estimación de Pesos - VI

Cargo Transport Airplanes:
Raymer Method

$$W_{wing} = 0.0051 (W_{0pt} N_T)^{0.557} S^{0.649} A^{0.5} (l/c)^{0.4} (1 + \lambda)^{0.1} (\cos \Lambda)^{-1.0} \eta_{0.1}$$

$$W_{fuel} = 0.0026 (1 + H_c/H_o)^{0.225} W_{0pt}^{0.536} N_T^{0.536} L_{cr}^{0.5} S^{0.4} K_4^{0.875} (\cos \Lambda_c)^{-1.4} \eta_{0.1}^{0.5}$$

$$W_{main landing} = 0.0106 K_{mp} W_T^{0.888} N_T^{0.25} (0.4 + 0.221 N_T)^{0.5} V_{TD}^{0.1}$$

$$W_{nose landing} = 0.032 K_{np} W_T^{0.646} N_T^{0.2} L_{cr}^{0.5} N_{TA}^{0.45}$$

$$W_{engine} = 0.6724 K_{eng} N_T^{0.10} N_{TA}^{0.284} N_T^{0.119} H_c^{0.61} A_{0.981}^{0.224}$$

$$W_{start} = 49.19 \left(\frac{N_T W_{0pt}}{1000} \right)^{0.541}$$

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

$$W_{tail system} = 2.405 V_{TD}^{0.666} (1 + V_D/V_T) N_T^{0.5}$$

$$W_{main cabin} = 145.9 N_T^{0.554} (1 + N_{cr}/N_T)^{-1.0} S_{cr}^{0.20} (L_T \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{cabin} = 1.73 W_{0pt}^{0.963}$$

$$W_{APU} = 2.2 W_{APU installed}$$

$$W_{turning} = 0.0577 N_T^{0.1} H_c^{0.303} S^{0.71}$$

$$W_{conditioning} = 62.36 N_T^{0.25} (V_{TD}/1000)^{0.004} W_{0pt}^{0.10}$$

$$W_{hydraulic} = 0.2673 N_T (L_T + H_c)^{0.507}$$

$$W_{aircraft} = 0.002 W_{dg}$$

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

$$W_{electrical} = 7.291 R_{dg}^{0.382} L_{dg}^{0.346} N_T^{0.10}$$

$$W_{utility cargo handling system} = 2.4 \times (\text{cargo floor area} \cdot \text{ft}^2)$$

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.

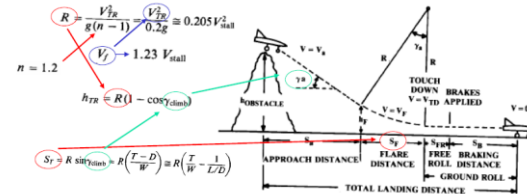
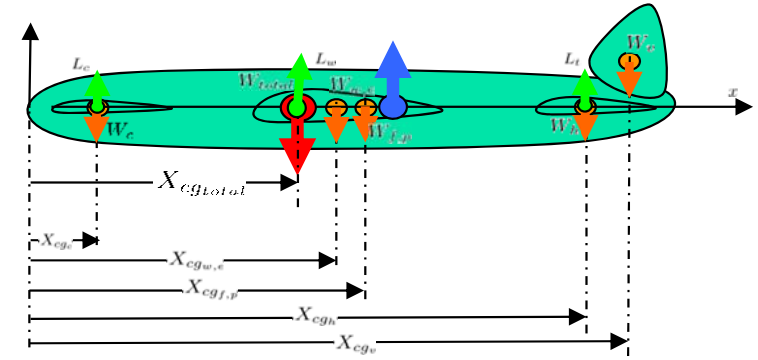


Fig. 17.18 Landing analysis.

30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32



Ingeniería Concurrente Revision II

Tema 10

Sergio Esteban Roncero
Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

$$W = L \cos \phi_1$$

$$U_1 = R \psi_1$$

$$R_1 = \frac{U_1^2}{g \tan \phi_1}$$

$$\psi_1 = \frac{g \tan \phi_1}{U_1}$$

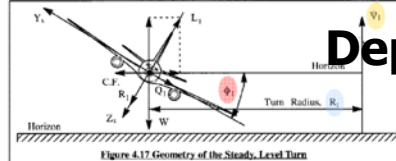


Figure 4.17 Geometry of the Steady Level Turn

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



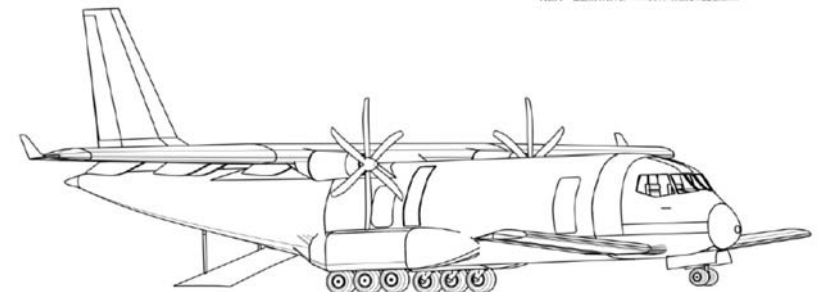
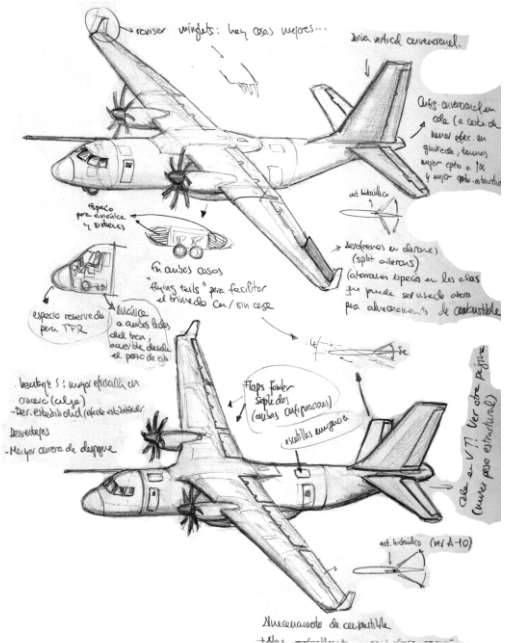
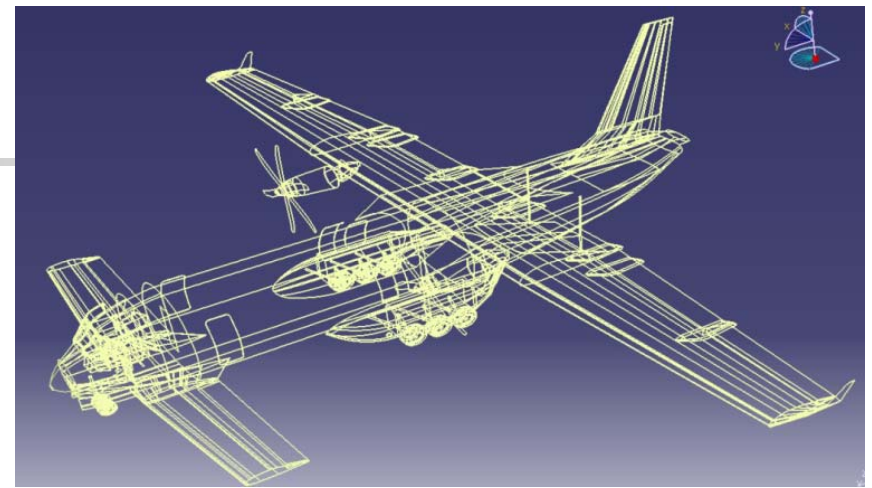


Revisión de las diferentes áreas

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

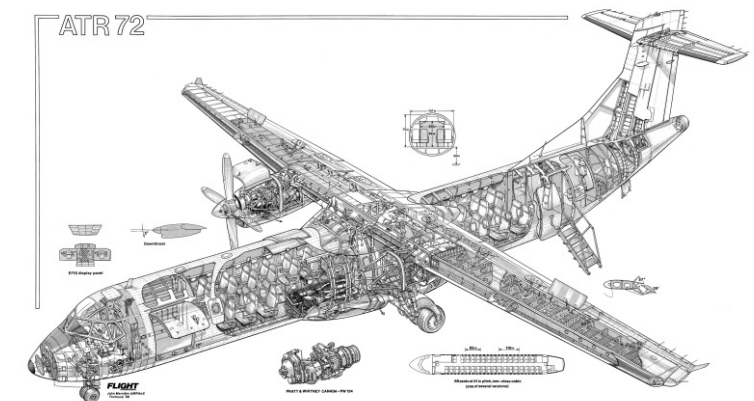
Diseño - I

- Diseño CAD más detallado:
 - Mostrar evolución del diseño.
 - Dimensiones más precisas de todos los componentes para realimentar:
 - Aerodinámica.
 - Estabilidad y Control
 - Estructuras
 - Distribución/descripción interna de los elementos.
 - Adecuación fuselaje a carga de pago
 - Cabina de vuelo
 - Zona de almacenaje
 - Distribución de carga de pago
 - Sistemas

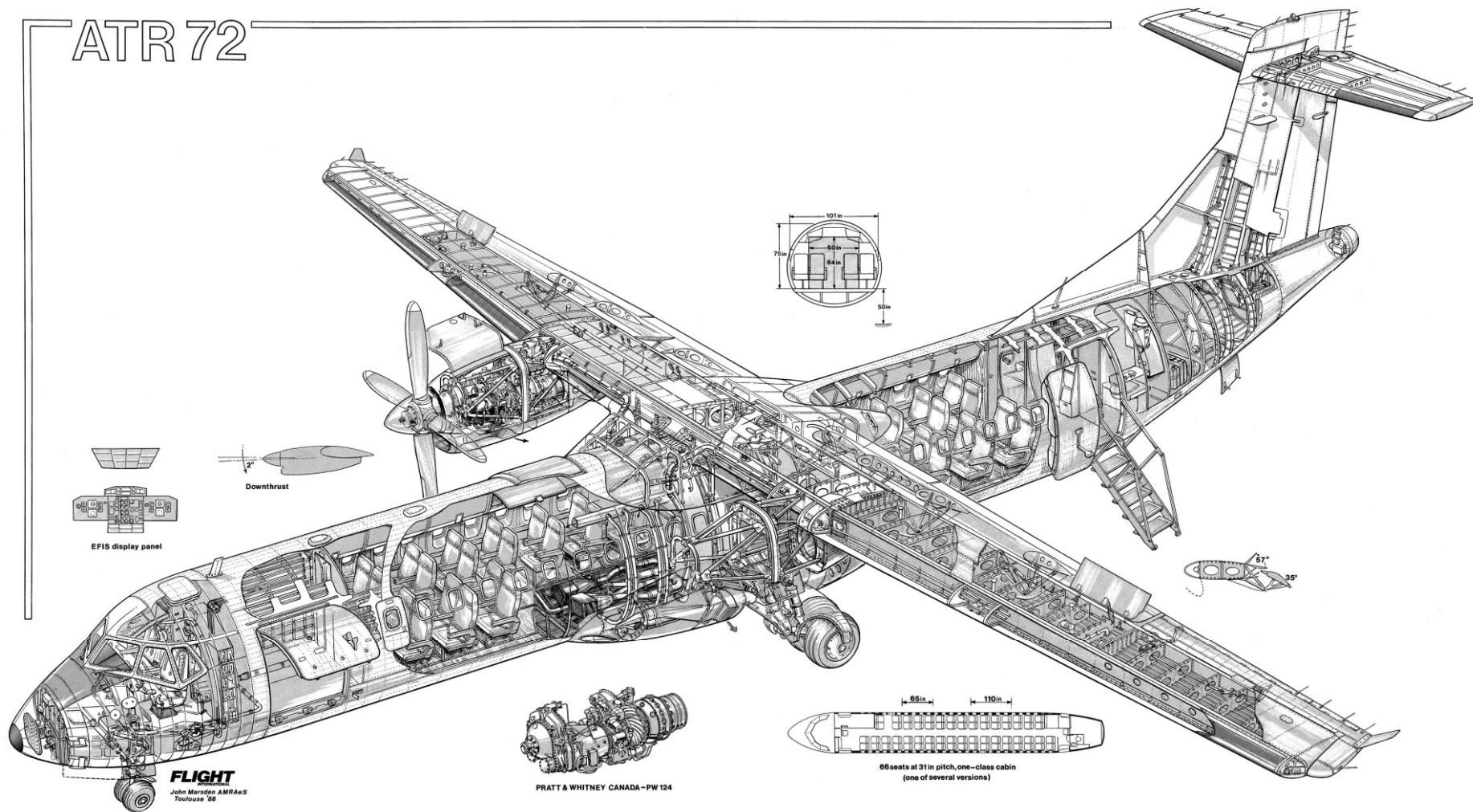


Diseño - II

- Diseño CAD más detallado:
 - Determinar la posición del centro de gravedad:
 - Departamento de Estructuras
 - Departamento de Estabilidad y control
 - Diseño del tren de aterrizaje
 - Diseño de sistemas principales a modo de esquemático
 - Eléctrico
 - Combustible
 - Hidráulico/neumático
 - Descripción de arquitectura interna
 - Empleo de Cutaways como pautas
 - Flight Global - <http://www.flightglobal.com/>
 - Descripción sencillas de componentes principales
 - Descripción interna



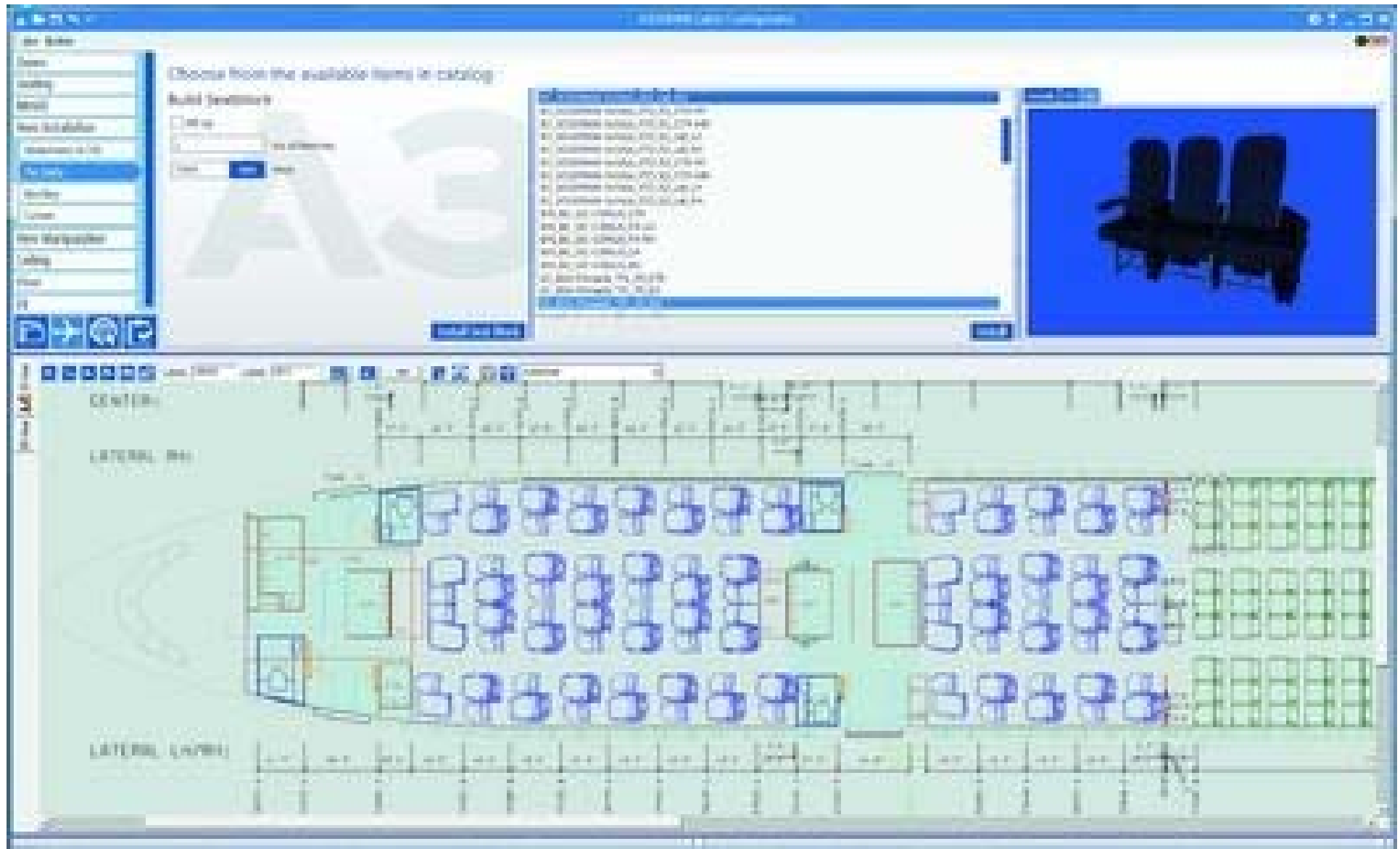
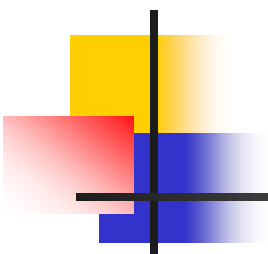
ATR 72



© Reed Business Publishing 1988



FLIGHT
INTERNATIONAL
© 2006 Reed Business Information
www.flightglobal.com








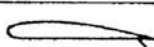
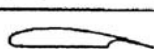

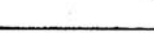
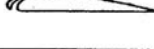
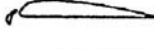
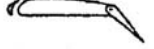

Aerodinámica – I

- 1º - Conversión de 2D a 3D
 - 1 - Calcular las características del ala en 2D
 - 2 - Calcular la corrección de 2D a 3D: del ala
 - 3 - Calcular como se ven afectados por HLD (High Lift Devices)
- 2º - Calculo de la polar
 - 1 – Calcular la polar simplificada
 - Configuración limpia
 - Configuración sucia
 - 2 – Calcular la polar corregida:
- 3º - Evaluar requisitos asociados a las áreas de trabajo
 - Actuaciones
 - Estructuras
 - Estabilidad

Aerodinámica – II

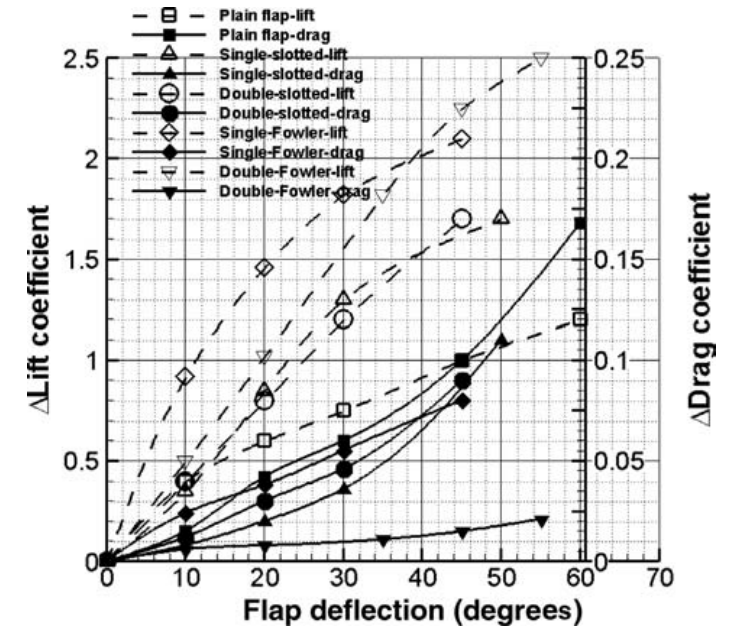
- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
 - Requisitos estabilidad.
 - Requisitos actuaciones.
 - Estudio comparativo de XFLR5 (usar todo el potencial)
 - Comparación 3 perfiles (2D)
 - Comparación 3 planta alares (3D)
 - Posible comparación de diferentes plantas con diferentes perfiles
 - Elección de la configuración elegida en función de parámetros
 - Eficiencia (E)
 - Coeficiente de Oswald (e)
 - Resistencia ...
 - Comparativa configuración de cola y perfiles (dpto. estabilidad)
 - Cálculo de sustentación máxima
 - Métodos mixtos, XFLR5 + métodos clásicos
 - Estudio del avión por partes
 - Superficies aerodinámicas
 - Estudio del avión al completo
 - Superficies aerodinámicas + fuselaje+...

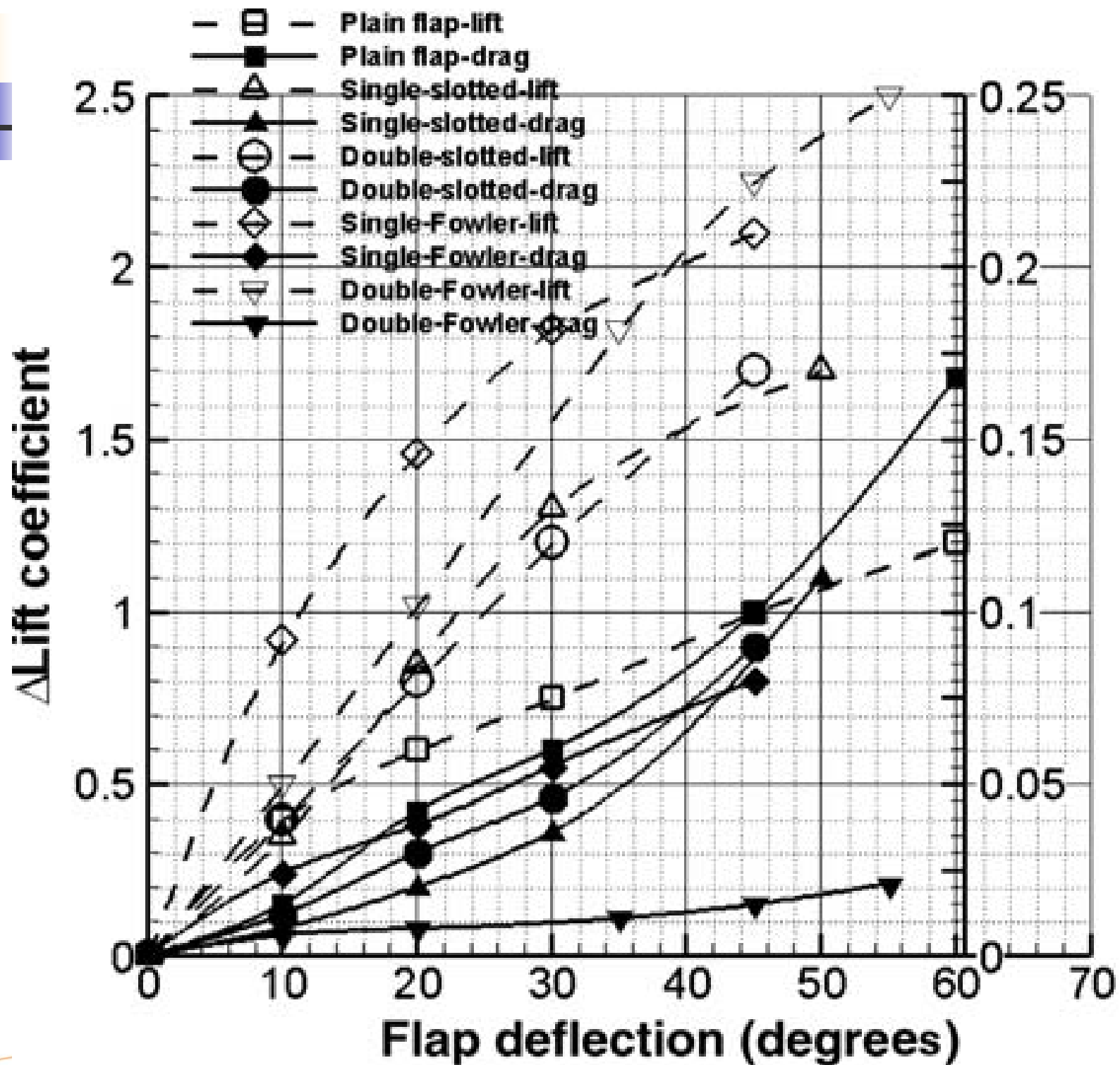
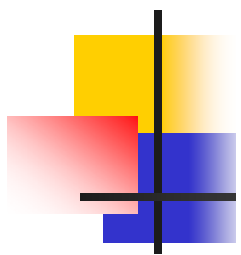
Métodos mixtos, XFLR5 + métodos clásicos

| Designation | Diagram | $C_{L_{max}}$ | α at $C_{L_{max}}$ (degrees) | L/D at $C_{L_{max}}$ | $C_{m_{ac}}$ | Reference NACA |
|--|---|---------------|-------------------------------------|------------------------|--------------|----------------|
| Basic aerofoil Clark Y |  | 1.29 | 15 | 7.5 | -.085 | TN 459 |
| .30c Plain flap deflected 45° |  | 1.95 | 12 | 4.0 | - | TR 427 |
| .30c Slotted flap deflected 45° |  | 1.98 | 12 | 4.0 | - | TR 427 |
| .30c Split flap deflected 45° |  | 2.16 | 14 | 4.3 | -0.250 | TN 422 |
| .30c hinged at .80c Split flap (Zap) deflected 45° |  | 2.26 | 13 | 4.43 | -0.300 | TN 422 |
| .30c hinged at .90c Split flap (Zap) deflected 45° |  | 2.32 | 12.5 | 4.45 | -0.385 | TN 422 |
| .30c Fowler flap deflected 40° |  | 2.82 | 13 | 4.55 | -0.660 | TR 534 |
| .40c Fowler flap deflected 40° |  | 3.09 | 14 | 4.1 | -0.860 | TR 534 |
| Fixed slot |  | 1.77 | 24 | 5.35 | - | TR 427 |
| Handley Page automatic slot |  | 1.84 | 28 | 4.1 | - | TN 459 |
| Fixed slot and .30c plain flap deflected 45° |  | 2.18 | 19 | 3.7 | - | TR 427 |
| Fixed slot and .30c slotted flap deflected 45° |  | 2.26 | 18 | 3.77 | - | TR 427 |
| Handley Page slot and .40c Fowler flap deflected 40° |  | 3.36 | 16 | 3.7 | -0.740 | TN 459 |

Métodos Alternativos

Definidos en el Foro de Aerodinámica





Aerodinámica – IV

- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Polar parabólica **No compensada**
 - Análisis de las actuaciones
 - Despegue y aterrizaje, subida, crucero, espera, descenso
 - Definir núm Reynolds de análisis (simplificado)
 - No es factible definir polar para todo el rango de velocidades
 - Polar parabólica **Compensada**
 - Mejora actuaciones Crucero.
 - Análisis de Empuje (Potencia) necesaria vs. disponible
 - Evaluar requisitos asociados a las áreas de trabajo
 - Actuaciones:
 - Despegue, crucero: $C_{L,max}$
 - Estructuras:
 - Estimado un nuevo $W_0 \rightarrow W_0/S \rightarrow$ cálculo de nueva S_w
 - Estabilidad:
 - Trimado (aumento o disminución de S_w)
 - Modificación geometría alar o perfil

Aerodinámica – V

- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Estudio de resistencia de trimado
 - Incluir $C_{D_{trim}}$
 - Coordinar con departamento de Estabilidad y Actuaciones
 - Métodos Clásicos
 - Composite Build-Up Methods
 - Métodos modernos
 - XFLR5:
 - XFLR5 No proporciona resistencia parasitaria de cuerpos sin perfil
 - Calcular las propiedades por separado de las distintas superficies aerodinámicas
 - Casos especiales
 - Winglets: empleando superficies verticales o tramos del ala
 - Análisis Mixto
 - Análisis Mixto Composite Build-UP + XFLR5
 - Estimación de resistencia parasitaria
 - Estudio comparativo de diferentes resistencias para diferentes configuraciones de fuselaje
 - Comparación con métodos clásicos

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

Estabilidad - I

- 1º - Trimado longitudinal
 - Selección de ubicación S_w .
 - Selección de S_H .
 - Timón de profundidad
 - Centrado de X_{cg}
- 2º - Trimado lateral-direccional
 - Selección S_V .
 - Selección superficies de control:
 - Alerones & timón de dirección
- 3º - Análisis de Estabilidad Lateral direccional
 - Estudio de respuestas dinámicas

Estabilidad - II

- 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
 - Determinación de la posición más avanzada y más atrasada del CG
- Estudio de la estabilidad Estática:
 - Longitudinal
 - Trimado del avión longitudinal
 - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
 - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas horizontales.
 - Estudio comparativo de trimado con diferentes configuraciones geométricas
 - Comparativa de 3 casos: Por ejemplo:
 - Geometría: W/S , l_h , l_h , St , i_w , i_t , i_c , x_{cg} ...
 - Características aerodinámicas de los perfiles C_{LOPT}
 - Condiciones de vuelo

Análisis de Vuelo Equilibrado - IV

- La resolución de los valores de trimado (α y δ_e) para diferentes configuración de crucero (velocidad, altura, peso)

$$\Sigma F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha} \alpha - C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$

$$\Sigma M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e$$

- Es necesario el tener en cuenta que el avión tiene que ser capaz de satisfacer restricciones que no están consideradas en las ecuaciones de trimado:
 - Resistencia añadida por el ángulo de ataque del avión

$$C_{D_{i_{trimmed}}} = K [C_{L_\alpha} \alpha]^2 + \frac{q_c S_c}{q S} K_c [C_{L_c}]^2 + \frac{q_t S_t}{q S} K_t [C_{L_t}]^2 + \dots$$

siendo

$$C_{L_t} = C_{L_{\delta_t}} \delta_t \quad \& \quad K [C_{L_\alpha} \alpha]^2 \Rightarrow \Delta C_{D_{i_{trim}}} \quad \text{incremento de resistencia inducida asociada al trimado del avión}$$

$$C_{L_c} = C_{L_{\delta_c}} \delta_c$$

Avión al completo

$$K = \frac{1}{\pi A e}$$

Superficies de control

$$K_t = \frac{1}{\pi A_t e_t},$$

$$K_c = \frac{1}{\pi A_c e_c}, \dots$$

¿Cálculo para todas los segmentos de las misiones?

Sólo se ha optimizado para una misión – CASM

¿Estudio $C_{D_{i_{trimmed}}}$ para todas las misiones (Alcance y Autonomía)?

Depende del tiempo disponible de cada grupo

Análisis de Vuelo Equilibrado - V

- ¿Como abordar el análisis de equilibrado?
 - Hay que resolver

Deseadas

- Carga alar elegida
- Altitud de vuelo (RFP)
- Velocidad de vuelo (RFP)

$$\Rightarrow \frac{W}{qS} = C_L \Leftarrow$$

Actuales

- Características aerodinámicas:
- Superficies aerodinámicas
 - Incidencias
 - Geometría



$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$



- Dependencia compleja

$$C_{L_0} = C_{L_{0WB}} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}} + C_{L_{\alpha WB}} i_w + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} (i_c + \varepsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} (i_t - \varepsilon_{0t})$$

$$C_{L_\alpha} = C_{L_{\alpha WB}} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} \left(1 + \frac{\partial \varepsilon_c}{\partial \alpha} \right) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha} \right)$$

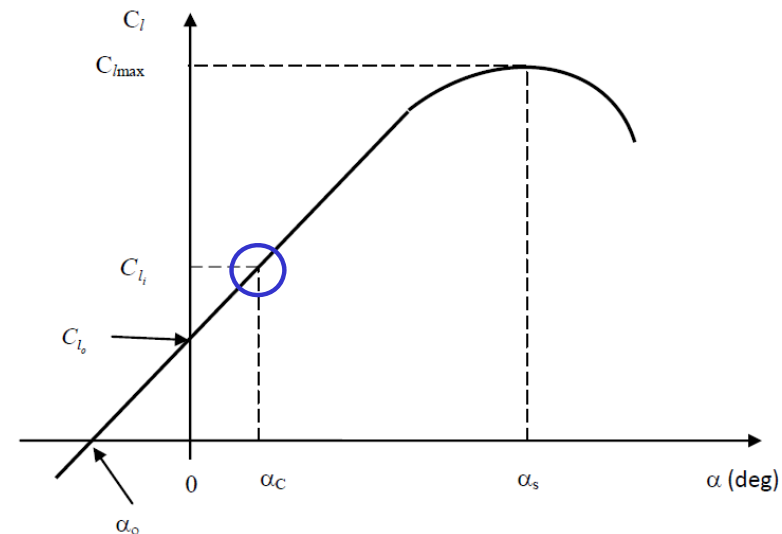
$$C_{L_{\delta_e}} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\delta_c \delta_e}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\delta_t \delta_e}}$$

- ¿Qué hacer entonces?

Análisis de Vuelo Equilibrado - VI

- Dejar que las ecuaciones hablen... para ello hay que hacer simplificaciones
 - Para el caso de un avión trimado, se desea que el C_L de vuelo sea el óptimo $C_{L_{OPT}}$
 - El $C_{L_{OPT}}$ define la configuración del avión
 - Aerodinámica determina cual debe de ser la incidencia del ala i_w tal que para el crucero se óptimo

$$\frac{W}{qS} = C_L \Rightarrow C_L = C_{L_{OPT}}$$



- Esto implica que se puede hacer la aproximación que α y δ_e se haga 0
 - Esto sólo puede ocurrir en un punto del crucero ya que la carga alar disminuye a medida que se consume combustible

Análisis de Vuelo Equilibrado - VII

- Hacer la hipótesis de que en un punto del crucero, el vuelo puede ser óptimo y por lo tanto con $\alpha = \delta_e = 0$ tenemos que

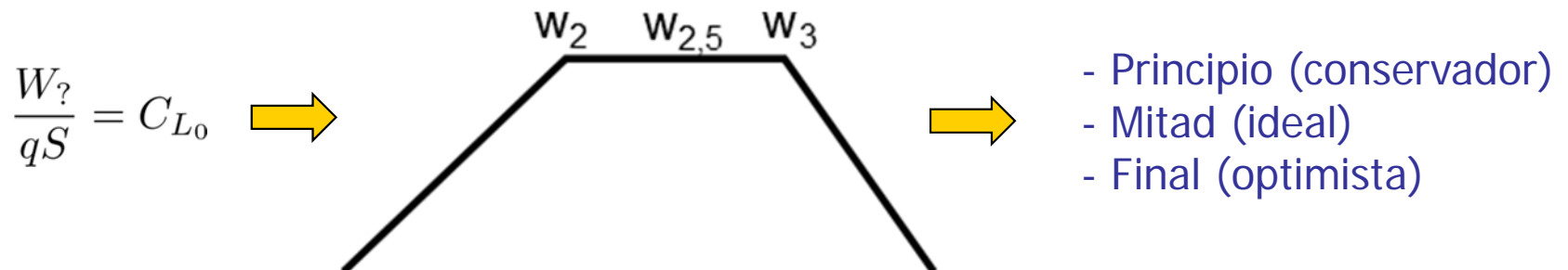
$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} = C_{L_{OPT}}$$



$$C_{L_0} = C_{L_{0WB}} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}} + C_{L_{\alpha WB}} i_w + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} (i_c + \varepsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} (i_t - \varepsilon_{0t})$$

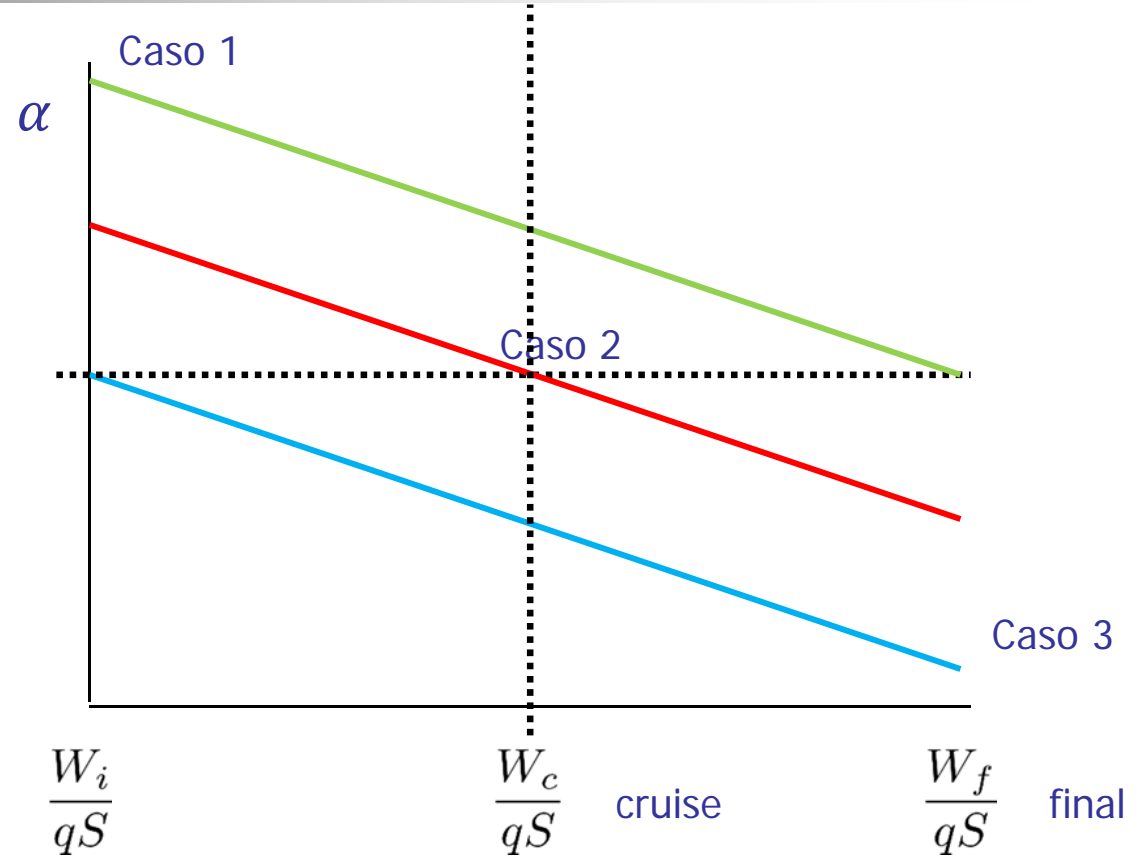
- Que incidencia de ala (i_w), del horizontal (i_t) y canard (i_c)?
 - i_w asociada a $C_{L_{OPT}}$
 - $i_t \approx -1^\circ$
 - $i_c \rightarrow i_w$ ya que tiene que entrar en pérdida antes que el ala

- ¿Que punto del segmento de crucero tomo como punto de partida?



Análisis de Vuelo Equilibrado - VIII

Caso 1: avión volando con $C_{L_{OPT}} \rightarrow \frac{W_f}{S}$
 Caso 2: avión volando con $C_{L_{OPT}} \rightarrow \frac{W_f}{S}$
 Caso 3: avión volando con $C_{L_{OPT}} \rightarrow \frac{W_i}{S}$



20

$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$



Caso 1: $\frac{W}{qS} > C_{L_0}$

Caso 2: $\frac{W_c}{qS} \approx C_{L_0}$

Caso 3: $\frac{W}{qS} < C_{L_0}$



- Corregir $\frac{W}{S} \rightarrow$ superficie alar y/o peso
- Corregir $q \rightarrow$ velocidad y/o altura
- Corregir $C_{L_0} \rightarrow$ perfil/es y/o superficies

Estabilidad - III

- Estudio de la estabilidad Estática:
 - Lateral-direccional
 - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
 - Trimado lateral direccional
 - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas para cumplir situaciones críticas (viento, fallo motor).
 - Fallo motor y viento cruzado

ϕ , β , δ_a and δ_r

select: ϕ and solve for β , δ_a and δ_r
 select: β and solve for ϕ , δ_a and δ_r
 select: δ_a and solve for ϕ , β and δ_r
 select: δ_r and solve for ϕ , β and δ_a

$$\begin{bmatrix} C_{y_\beta} & C_{y_{\delta_a}} & C_{y_{\delta_r}} \\ C_{l_\beta} & C_{l_{\delta_a}} & C_{l_{\delta_r}} \\ C_{n_\beta} & C_{n_{\delta_a}} & C_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix}$$

$$= \begin{Bmatrix} \frac{-(mg \sin \phi \cos \gamma + F_{y_{T_1}})}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{-L_{T_1}}{\bar{q}_1 S b} \\ \frac{-N_{T_1} - \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b} \end{Bmatrix}$$

Equilibrado Lateral-Direccional - VII

Para un empuje (T) y ángulo de planeo γ

ϕ , β , δ_a and δ_r

select: ϕ and solve for β , δ_a and δ_r

select: β and solve for ϕ , δ_a and δ_r

select: δ_a and solve for ϕ , β and δ_r

select: δ_r and solve for ϕ , β and δ_a

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix}$$

$$= \begin{Bmatrix} \frac{-(mg \sin \phi \cos \gamma + F_{yT_1})}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{-L_{T_1}}{\bar{q}_1 S b} \\ \frac{-N_{T_1} - \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b} \end{Bmatrix}$$

- Fallo de motor (One Engine Inoperative OEI)
 - Avión tiene que ser controlable en línea recta.
 - Ángulo de balance $\phi < 5^\circ$ para $V > 1.2 V_{stall}$
 - Se tiene que mantener el flujo de la corriente pegado δ_a o $\delta_r < 25^\circ$ (20° como max)

F_y Thrust induced side force $F_y \sim 0$

L_y Thrust induced rolling moment $L_y \sim 0$

N_y Thrust induced yawing moment $N_y \sim N_{T_1} + \Delta N_{D_1}$

Equilibrado Lateral-Direccional - I

Vuelo rectilíneo y constante

$$\begin{aligned}
 -mg \sin \phi_1 \cos \gamma_1 &= (C_{y\beta} \beta_1 + C_{y\delta_a} \delta_{a_1} + C_{y\delta_r} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S + F_{y_{T_1}} \\
 0 &= (C_{l\beta} \beta_1 + C_{l\delta_a} \delta_{a_1} + C_{l\delta_r} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b + L_{T_1} \\
 0 &= (C_{n\beta} \beta_1 + C_{n\delta_a} \delta_{a_1} + C_{n\delta_r} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b + N_{T_1}
 \end{aligned}$$

Componente de empuje asimétrico

Sin asimetrías propulsivas, y con la línea de empuje neto pasa por el Xcg

$$L_{T_1} = N_{T_1} = F_{T_{y_1}} = 0.$$

Fallo de motor crea aumento de resistencia  Momento de guiñada adicional

$$N_{T_1} + \Delta N_{D_1} \approx (F_{OEI}) N_{T_1}$$

| Table 4.2 Effect of the Propulsive Installation on F_{OEI} Eqn (4.72) | | | | |
|---|-------------|----------------|---------|----------|
| Type of Powerplant | Fixed Pitch | Variable Pitch | Low BPR | High BPR |
| F_{OEI} | 1.25 | 1.10 | 1.15 | 1.25 |

Deflexiones Timón de Cola – OEI - I

Análisis Simplificado

$$0 = (C_{n_\beta} \beta_1 + C_{n_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{n_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b + N_{T_1} \rightarrow C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + \frac{N_{T_1} + \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b} = 0$$

Cálculo de la cantidad de timón de dirección requerido para condición OEI

$$\delta_r = \frac{-C_{n_\beta} \beta - \frac{N_{T_1} + \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b}}{C_{n_{\delta_r}}}$$

Estudio de sensibilidad: variación β , U_1 , δ_r

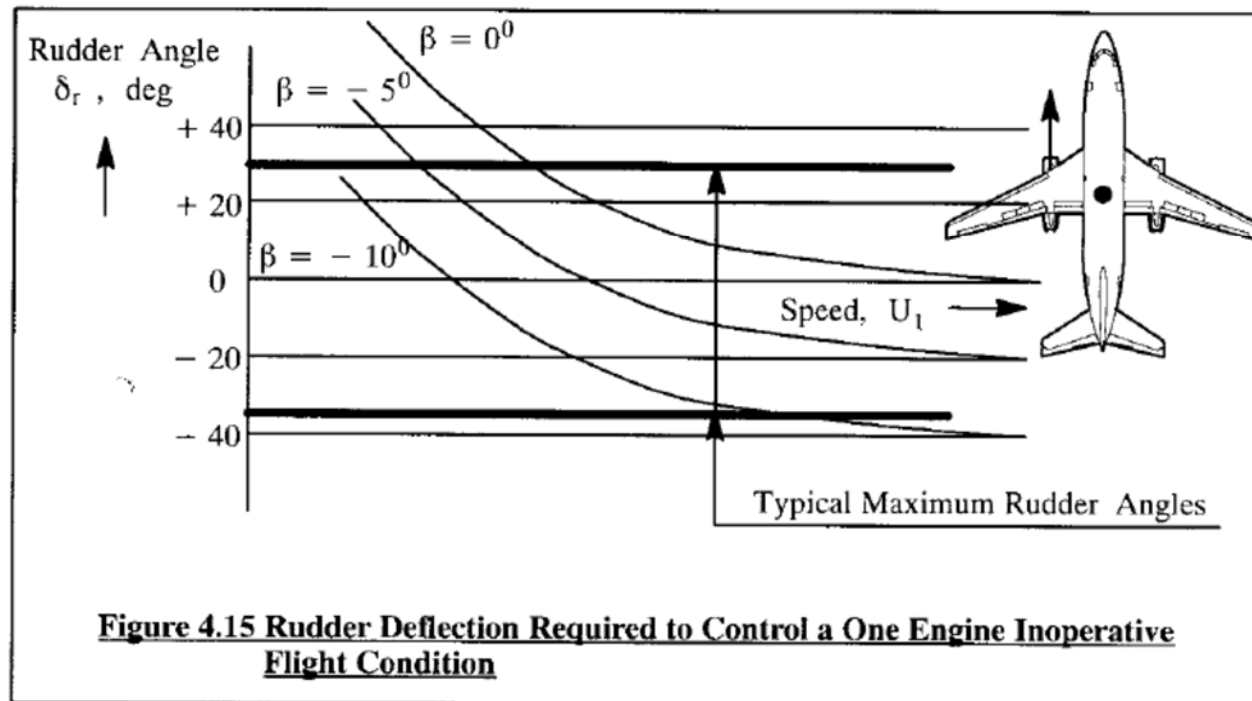


Figure 4.15 Rudder Deflection Required to Control a One Engine Inoperative Flight Condition

Deflexiones Timón de Cola – OEI - II

Es deseable volar con $\beta \approx 0^\circ$ para reducir resistencia

$$\delta_r = \frac{-C_{n_\beta} \beta - \frac{N_{T_1} + \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b}}{C_{n_{\delta_r}}} \quad \longrightarrow \quad \delta_r = - \left[\frac{N_{T_1} + \Delta N_{D_1}}{C_{n_{\delta_r}} \bar{q}_1 S b} \right]$$

Para deflexiones superiores a 25° el timón de dirección puede entrar en pérdida

Fijando $\delta_{r_{\max}}$

$$\delta_{r_{\max}} \quad \longrightarrow \quad V_{mc} = \sqrt{\frac{2(N_{T_1} + \Delta N_{D_1})}{\rho C_{n_{\delta_r}} \delta_{r_{\max}} S b}}$$

V_{mc} es la mínima velocidad a la que puede ser controlado el avión en condición OEI

$$V_{mc} \leq 1.2V_{s_{OEI}} \text{ (FAR 23 and FAR 25)}$$

$$V_{mc} \leq \text{highest of } 1.1V_s \text{ or } V_s + 10 \text{ keas (Mil - F - 8785C)}$$

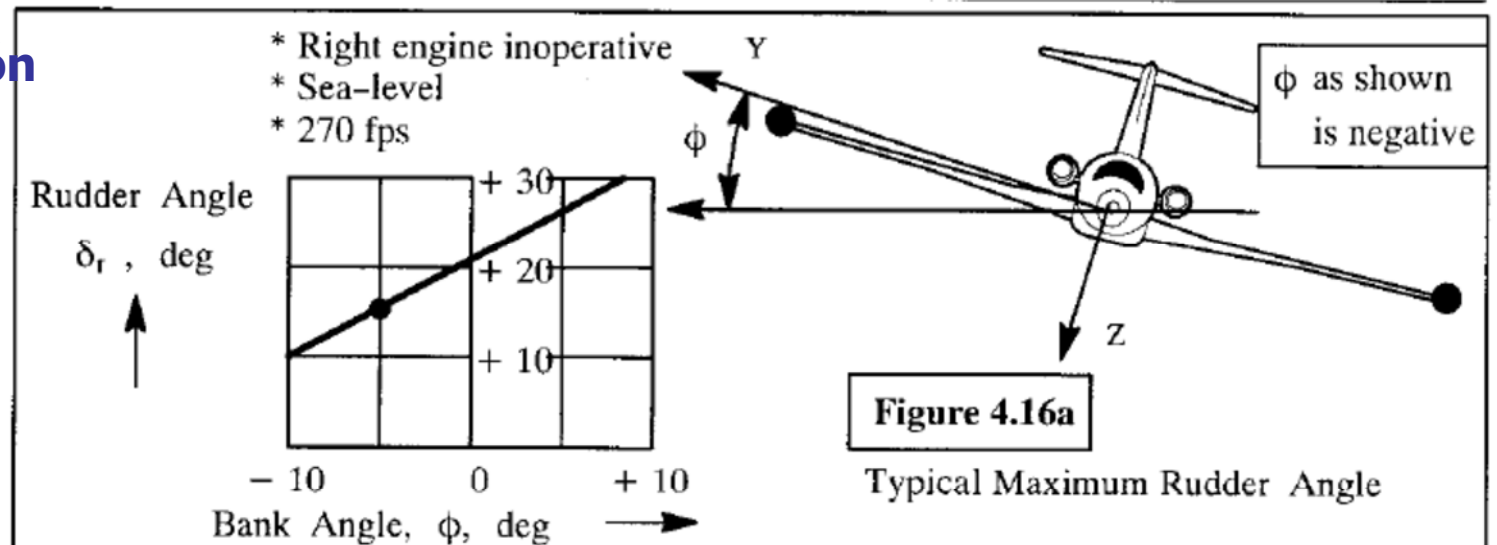
Potencia de control del timón de dirección

$$C_{n_{\delta_r}}$$

Deflexiones Timón de Cola – OEI - III

Cantidad de Timón de dirección se puede reducir si se permite $\phi > 0$

Variación timón dirección Vs Ángulo de balance



Variación timón dirección Vs. Tamaño Deriva Vertical

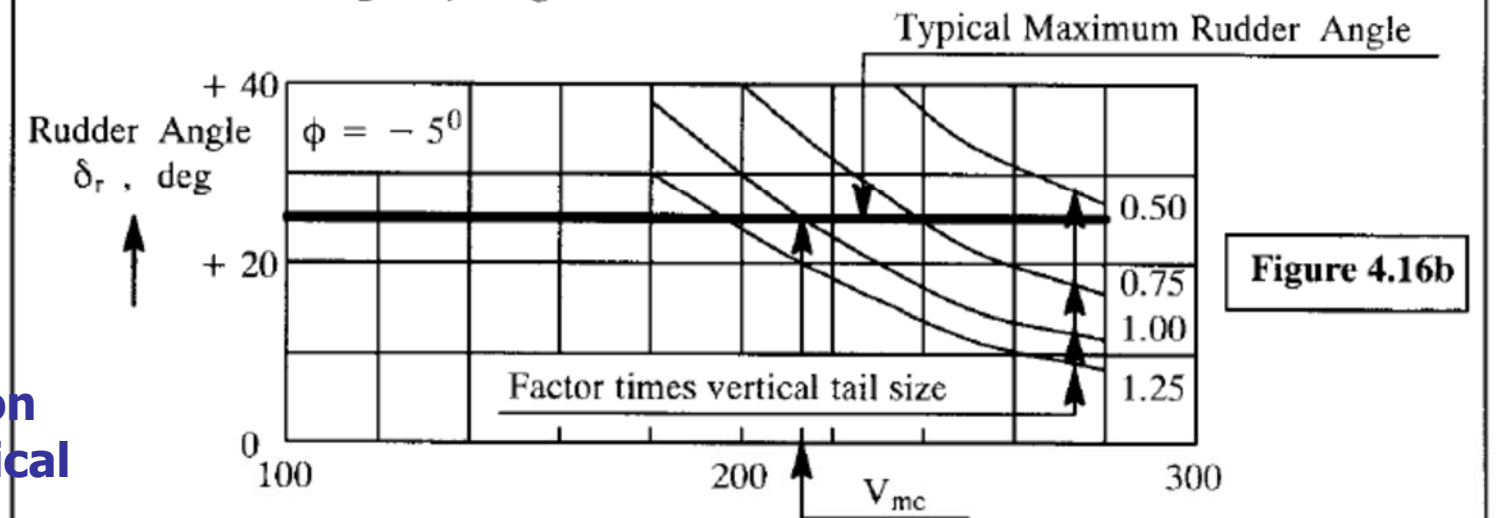


Figure 4.16 Effect of Bank Angle, Vertical Tail Size and Airspeed on the Rudder Angle Required to Hold a One Engine Inoperative Flight Condition

Deflexiones Alerón – OEI - I

- Después de un fallo de motor, previo a la acción del piloto se produce un deslizamiento

$$\beta_{\max} = - \left(\frac{N_{T_1} + \Delta N_{D_1}}{C_{n\beta} \bar{q}_1 S b} \right)$$

Análisis Simplificado

Para mantener las alas niveladas la cantidad de deflexión de alerón

$$\delta_a = \frac{- C_{l\beta} \beta_{\max} - \frac{L_{T_1}}{\bar{q}_1 S b}}{C_{l\delta_a}} = \frac{\left\{ \frac{C_{l\beta}}{C_{n\beta}} (N_{T_1} + \Delta N_{D_1}) - L_{T_1} \right\}}{C_{l\delta_a} \bar{q}_1 S b}$$

Para deflexiones superiores a 25° el alerón puede entrar en pérdida

Viraje Estacionario - I

$$0 = -(C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha_1 + C_{D_{i_h}} i_{h_1} + C_{D_{\delta_e}} \delta_{e_1}) \bar{q}_1 S + T_1 \cos(\phi_T + \alpha_1)$$

$$mU_1 R_1 - mg \sin \phi_1 = (C_{y_\beta} \beta_1 + C_{Y_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{y_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{y_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S$$

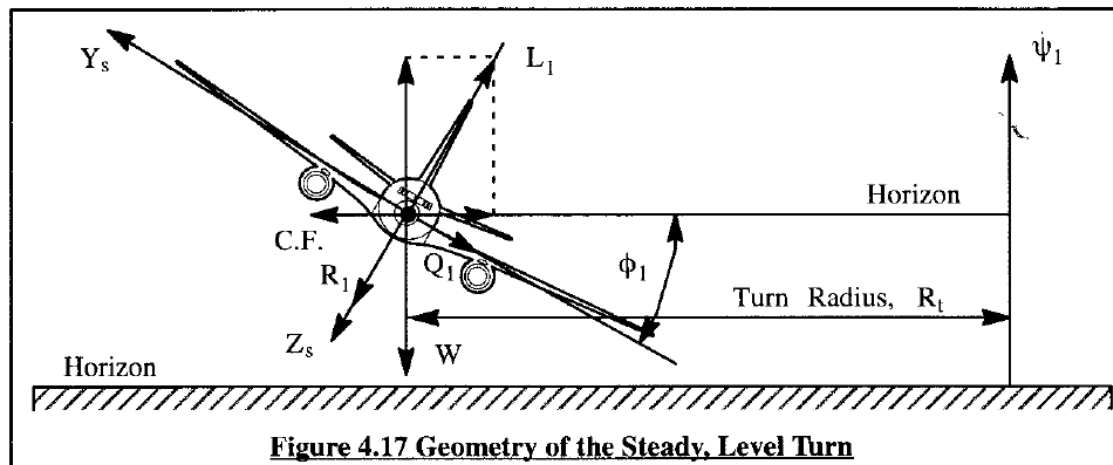
$$-mU_1 Q_1 - mg \cos \phi_1 = -(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha_1 + C_{L_q} \frac{Q_1 \bar{c}}{2U_1} + C_{L_{i_h}} i_{h_1} + C_{L_{\delta_e}} \delta_{e_1}) \bar{q}_1 S - T_1 \sin(\phi_T + \alpha_1)$$

$$(I_{zz} - I_{yy}) R_1 Q_1 = (C_{l_\beta} \beta_1 + C_{l_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{l_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{l_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b$$

$$-I_{xz} R_1^2 = (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha_1 + C_{m_q} \frac{Q_1 \bar{c}}{2U_1} + C_{m_{i_h}} i_{h_1} + C_{m_{\delta_e}} \delta_{e_1}) \bar{q}_1 S \bar{c}$$

$$I_{xz} Q_1 R_1 = (C_{n_\beta} \beta_1 + C_{n_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{n_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{n_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b$$

Sin asimetrías propulsivas, y con la línea de empuje neto pasa por el Xcg



$$P_1 = 0$$

$$Q_1 = \psi_1 \sin \phi_1$$

$$R_1 = \psi_1 \cos \phi_1$$

$$M_{T_1} = L_{T_1} = N_{T_1} = F_{T_{y_1}} = 0 ..$$

Viraje Estacionario - II

Condiciones de equilibrio en Viraje Estacionario

Turn radius

$$W = L \cos \phi_1 \quad \Rightarrow \quad U_1 = R_t \psi_1 \quad \Rightarrow \quad R_t = \frac{U_1^2}{g \tan \phi_1}$$

$$Q_1 = \frac{g \sin^2 \phi_1}{U_1 \cos \phi_1} = \frac{g}{U_1} \left(n - \frac{1}{n} \right) \quad \psi_1 = \frac{g \tan \phi_1}{U_1} \quad \leftarrow \quad n = 1/\cos \phi_1$$

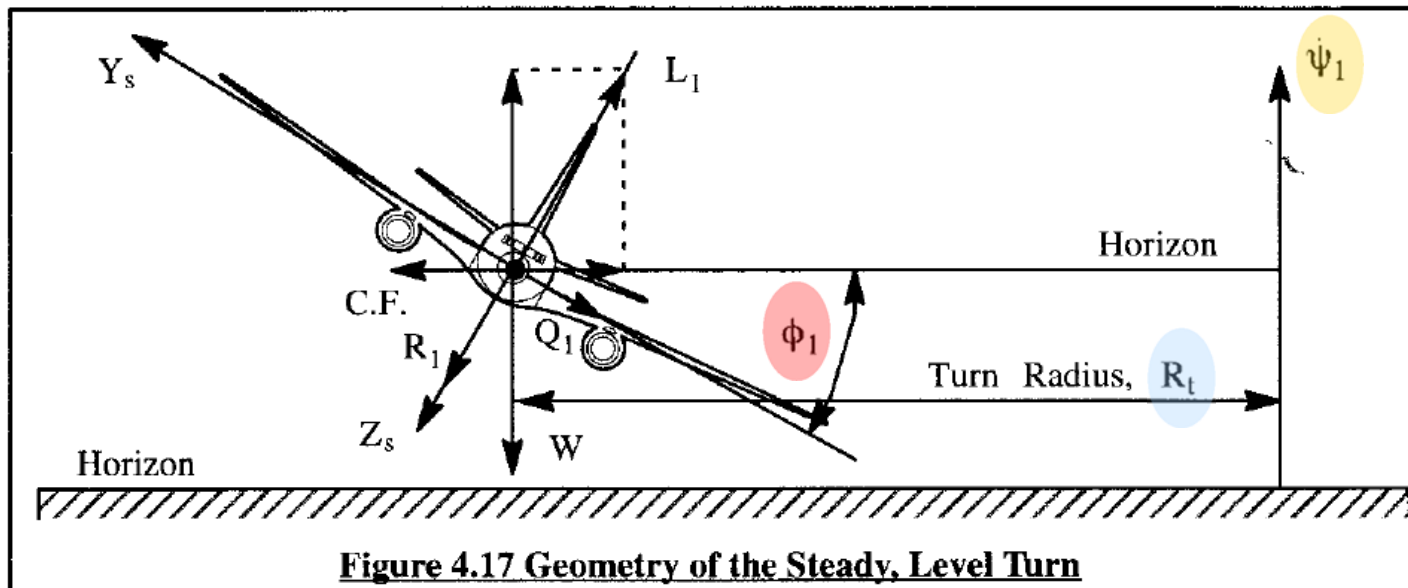
and

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

Turn rate

$$L = nW$$

Factor de carga



Viraje Estacionario - III

$$mU_1 R_1 - mg \sin \phi_1 = (C_{y_\beta} \beta_1 + C_{Y_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{y_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{y_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S$$

$$(I_{zz} - I_{yy}) R_1 Q_1 = (C_{l_\beta} \beta_1 + C_{l_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{l_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{l_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b$$

$$I_{xz} Q_1 R_1 = (C_{n_\beta} \beta_1 + C_{n_r} \frac{R_1 b}{2U_1} + C_{n_{\delta_a}} \delta_{a_1} + C_{n_{\delta_r}} \delta_{r_1}) \bar{q}_1 S b$$

Lateral directional-equations

$$\begin{bmatrix} C_{y_\beta} & C_{y_{\delta_a}} & C_{y_{\delta_r}} \\ C_{l_\beta} & C_{l_{\delta_a}} & C_{l_{\delta_r}} \\ C_{n_\beta} & C_{n_{\delta_a}} & C_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} - C_{y_r} \frac{b g \sin \phi}{2U_1^2} \\ \frac{(I_{zz} - I_{yy}) g^2 \sin^3 \phi}{\bar{q}_1 S b U_1^2 \cos \phi} - C_{l_r} \frac{b g \sin \phi}{2U_1^2} \\ \frac{I_{xz} g^2 \sin^3 \phi}{\bar{q}_1 S b U_1^2 \cos \phi} - C_{n_r} \frac{b g \sin \phi}{2U_1^2} \end{Bmatrix}$$

Estabilidad - IV

- Definición del modelo de estabilidad dinámica:
 - Modelado definido (derivadas de estabilidad).
 - Preparando estudio estabilidad dinámica.
 - Simplificación aproximaciones
 - Modelos más precisos
 - Estudio de los modos:
 - Longitudinal
 - Lateral direccional

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (X_u + X_{T_u}) & X_\alpha & X_q & -g \cos \theta_1 \\ \frac{Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{(Z_q + U_1)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + (M_u + M_{T_u}) & \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + (M_\alpha + M_{T_\alpha}) & \frac{M_{\dot{\alpha}}(Z_q + U_1)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{U_1} & Y_p & Y_r - U_1 & g \cos \theta_o & 0 \\ \frac{L_\beta + A_1 [N_\beta + N_{T\beta}]}{(1 - A_1 B_1) U_1} & \frac{L_p + A_1 N_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{L_r + A_1 N_r}{1 - A_1 B_1} & 0 & 0 \\ \frac{B_1 L_\beta + N_{T\beta} + N_{TB}}{(1 - A_1 B_1) U_1} & \frac{B_1 L_p + N_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{B_1 L_r + N_r}{1 - A_1 B_1} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_o & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\cos \theta_o} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} \\ \frac{L_{\delta_A} + A_1 N_{\delta_A}}{1 - A_1 B_1} \\ \frac{B_1 L_{\delta_A} + N_{\delta_A}}{1 - A_1 B_1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_A]$$

Criterios de Estabilidad

Si hay autovalores positivos (inestables) emplear Criterios de Estabilidad (Definidos en detalle en Tema de Estabilidad - Fase Detallada)

Table 4.1 Criteria for Static Stability of Airplanes

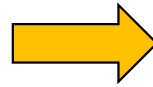
| Forces and moments | Perturbed Variables | | | | | | | |
|---------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | u | v | w | $\beta = \frac{v}{U_1}$ | $\alpha = \frac{w}{U_1}$ | p | q | r |
| $F_{A_x} + F_{T_x}$ | $\frac{\partial(F_{A_x} + F_{T_x})}{\partial u} < 0$ $\approx C_{D_u} > 0$ | | | | | | | |
| $F_{A_y} + F_{T_y}$ | | $\frac{\partial(F_{A_y} + F_{T_y})}{\partial v} < 0$ $\approx C_{y_\beta} < 0$ | | | | | | |
| $F_{A_z} + F_{T_z}$ | | | $\frac{\partial(F_{A_z} + F_{T_z})}{\partial w} < 0$ $\approx C_{L_w} > 0$ | | | | | |
| $L_A + L_T$ | | | | $\frac{\partial(L_A + L_T)}{\partial \beta} < 0$ $\approx C_{l_\beta} < 0$ | | $\frac{\partial(L_A + L_T)}{\partial p} < 0$ $\approx C_{l_p} < 0$ | | |
| $M_A + M_T$ | $\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial u} > 0$ $\approx C_{m_u} > 0$ | | | | $\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial \alpha} > 0$ $\approx C_{m_\alpha} < 0$ | | $\frac{\partial(M_A + M_T)}{\partial q} < 0$ $\approx C_{m_q} < 0$ | |
| $N_A + N_T$ | | | | $\frac{\partial(N_A + N_T)}{\partial \beta} > 0$ $\approx C_{n_\beta} > 0$ | | | | $\frac{\partial(N_A + N_T)}{\partial r} < 0$ $\approx C_{n_r} < 0$ |

Notes:
 1. All perturbations are taken relative to a steady state: $U_1, V_1, W_1, P_1, Q_1, R_1$
 2. Blanks in the table indicate that there is no stability consequence

Autovalores

Autovalores

$$\lambda = n \mp \omega$$

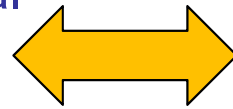


$n \rightarrow$ parte real del autovalor

$\omega \rightarrow$ parte imaginaria del autovalor

$\omega_n = \sqrt{n^2 + \omega^2} \rightarrow$ frecuencia natural

$\zeta = -\frac{n}{\omega_n} \rightarrow$ amortiguamiento



$$\omega = \omega_n \sqrt{1 - \zeta^2}$$

$$n = -\zeta \omega_n$$

Time to double or half

$$t_{double} \text{ or } t_{half} = \frac{0.693}{|n|} = \frac{0.693}{|\zeta| \omega_n}$$

Cycles to double or half

$$N_{double} \text{ or } N_{half} = 0.110 \frac{\omega}{|n|} = 0.110 \frac{\sqrt{1 - \zeta^2}}{|\zeta|}$$

Logarithmic decrement

$$\delta = \log_e \frac{e^{nt}}{e^{n(t+T)}} = -nT = 2\pi \frac{\zeta}{\sqrt{1 - \zeta^2}} = -\frac{0.693}{N_{double}} = \frac{0.693}{N_{half}}$$

Aproximaciones - Longitudinal

short period undamped natural frequency and damping ratio:

$$\omega_{n_{sp}} \approx \sqrt{\frac{Z_{\alpha} M_q}{U_1} - M_{\dot{\alpha}}} \quad \zeta_{sp} \approx \frac{-(M_q + \frac{Z_{\alpha}}{U_1} + M_{\dot{\alpha}})}{2\omega_{n_{sp}}}$$

autovalores

$$s_{sp} = -\zeta_{sp}\omega_{n_{sp}} \pm j\omega_{n_{sp}} \sqrt{1 - \zeta_{sp}^2}$$

phugoid undamped natural frequency and damping ratio:

$$\omega_{n_{ph}} \approx \sqrt{\frac{-gZ_u}{U_1}} \quad \zeta_{ph} \approx \frac{-X_u}{2\omega_{n_{ph}}}$$

autovalores

$$s_{ph} = -\zeta_{ph}\omega_{n_{ph}} \pm j\omega_{n_{ph}} \sqrt{1 - \zeta_{ph}^2}$$

Análisis de Estabilidad Longitudinal - V

Derivadas de estabilidad dimensionales

$$X_u = \frac{-\bar{q}_1 S (C_{D_u} + 2C_{D_1})}{mU_1}$$

$$Z_{\dot{\alpha}} = \frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} C_{L_{\dot{\alpha}}}}{2mU_1}$$

$$X_{T_u} = \frac{\bar{q}_1 S (C_{T_{x_u}} + 2C_{T_{x_1}})}{mU_1}$$

$$Z_q = \frac{-\bar{q}_1 S \bar{c} C_{L_q}}{2mU_1}$$

$$M_{T_{\alpha}} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{T_{\alpha}}}}{I_{yy}}$$

$$X_{\alpha} = \frac{-\bar{q}_1 S (C_{D_{\alpha}} - C_{L_1})}{m}$$

$$Z_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 S C_{L_{\delta_e}}}{m}$$

$$M_{\dot{\alpha}} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_{\dot{\alpha}}}}{2I_{yy}U_1}$$

$$X_{\delta_e} = \frac{-\bar{q}_1 S C_{D_{\delta_e}}}{m}$$

$$M_u = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (C_{m_u} + 2C_{m_1})}{I_{yy}U_1}$$

$$M_q = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c}^2 C_{m_q}}{2I_{yy}U_1}$$

$$Z_u = \frac{-\bar{q}_1 S (C_{L_u} + 2C_{L_1})}{mU_1}$$

$$M_{T_u} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} (C_{m_{T_u}} + 2C_{m_{T_1}})}{I_{yy}U_1}$$

$$M_{\delta_e} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{\delta_e}}}{I_{yy}}$$

$$Z_{\alpha} = \frac{-\bar{q}_1 S (C_{L_{\alpha}} + C_{D_1})}{m}$$

$$M_{\alpha} = \frac{\bar{q}_1 S \bar{c} C_{m_{\alpha}}}{I_{yy}}$$

Aproximaciones – Lateral-Direccional

dutch roll undamped natural frequency and damping ratio:

$$\omega_{n_d} \approx \sqrt{\left\{ N_\beta + \frac{1}{U_1} (Y_\beta N_r - N_\beta Y_r) \right\}} \quad \zeta_d \approx \frac{-(N_r + \frac{Y_\beta}{U_1})}{2\omega_{n_d}}$$

approximate spiral root

$$s_3 = s_{\text{spiral}} = \frac{(L_\beta N_r - N_\beta L_r)}{(L_\beta + N_\beta \bar{A}_1)} \quad T_s \approx -s_{\text{spiral}}$$

the criterion for spiral root stability

$$(L_\beta N_r - N_\beta L_r) > 0$$

$$\bar{A}_1 = \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \quad \bar{B}_1 = \frac{I_{xz}}{I_{zz}}$$

rolling approximation

$$s_4 = s_{\text{roll}} \approx L_p \quad T_r \approx -1/L_p$$

Análisis de Estabilidad Lateral-Direccional - V

Derivadas de estabilidad dimensionales

$$Y_{\beta} = \frac{\bar{q}_1 S C_{y_{\beta}}}{m} \quad L_{\beta} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{l_{\beta}}}{I_{xx}}$$

$$Y_p = \frac{\bar{q}_1 S b C_{y_p}}{2mU_1} \quad L_p = \frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{l_p}}{2I_{xx}U_1}$$

$$Y_r = \frac{\bar{q}_1 S b C_{y_r}}{2mU_1} \quad L_r = \frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{l_r}}{2I_{xx}U_1}$$

$$Y_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_1 S C_{y_{\delta_a}}}{m} \quad L_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{l_{\delta_a}}}{I_{xx}}$$

$$Y_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 S C_{y_{\delta_r}}}{m} \quad L_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{l_{\delta_r}}}{I_{xx}}$$

$$N_{\beta} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{\beta}}}{I_{zz}} \quad N_r = \frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{n_r}}{2I_{zz}U_1}$$

$$N_{T_{\beta}} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{T_{\beta}}}}{I_{zz}} \quad N_{\delta_a} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{\delta_a}}}{I_{zz}}$$

$$N_p = \frac{\bar{q}_1 S b^2 C_{n_p}}{2I_{zz}U_1} \quad N_{\delta_r} = \frac{\bar{q}_1 S b C_{n_{\delta_r}}}{I_{zz}}$$

$$C_{N_{T_{\beta}}} \approx 0$$

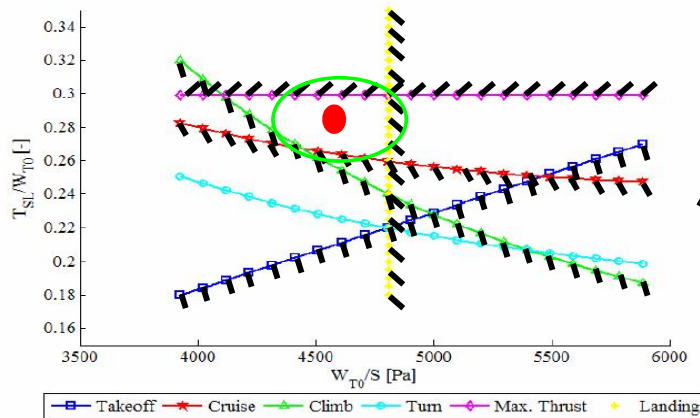
Estructuras

- 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.

Estimación de Pesos - I

- Determinación de forma estadística.
- Previo a tener valores más representativos obtenidos mediante modelado en CAD.
 - 1ª Fase: determinar el peso de las estructuras simplificadas
 - Uso de multiplicadores lineales
 - fuselaje, ala, estabilizadores horizontal, motor, tren de aterrizaje, % de misceláneos
 - 2ª Fase: ajustar los pesos de dichas estructuras simplificadas
 - Método literatura
 - 3ª Fase: incluir pesos de sistemas aplicables:
 - Flight Control System, Hydraulic and Pneumatic System, Instrumentation, Avionics and Electronics, Electrical System, Air-conditioning, Pressurization, Anti- and De-icing System, Oxygen System, Auxiliary Power Unit, Furnishings, Baggage and Cargo Handling Equipment, Operational Items
 - 4ª fase: determinar incremento de pesos asociados a refuerzos estructurales
 - Identificación de zonas de carga
 - 5ª Fase: reducción de peso estructural ateniendo a selección de materiales

Estimación de Pesos - III



W/S & T/W

$\times \underline{W}_0$

S & T

W_w & W_e

$$W_{w_{Torenb}} = 0.00125 W_{TO} n_{ult}^{0.55} \left(\frac{b_w}{\cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.75} \left\{ 1 + \left(\frac{6.3 \cos \Lambda_{c/2_w}}{b_w} \right)^{0.5} \right\} \left(\frac{b_w S_w}{t_{r_w} W_{TO} \cos \Lambda_{c/2_w}} \right)^{0.30}$$

Estimación de Pesos - II

- Pautas 1ª Fase
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Empleo de multiplicadores lineales para determinar el peso en vacío (W_e) de las estructuras principales: ala (W_{wing}), horizontal (W_{hor}), vertical (W_{vert}), canard (W_{can}), fuselaje (W_{fus}), tren de aterrizaje (W_{lg}), motores (W_{eng}), y miscelaneos (W_{misc})

$$W_{empty} = W_{wing} + W_{hor} + W_{vert} + W_{can} + W_{fus} + W_{fuel} + W_{eng} + W_{misc} + W_{lg}$$

- B) Tener en cuenta que W_{lg} y W_{misc} dependen de W_0 si se emplean multiplicadores lineales
- C) Estimación del peso total del avión atendiendo a la siguiente ecuación

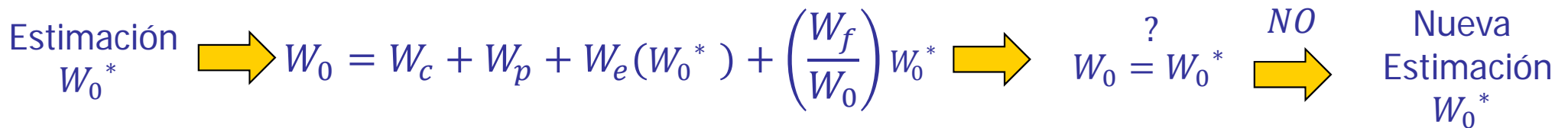
Reescribiendo la ecuación \Rightarrow
$$W_0 = W_c + W_p + W_e(W_0) + \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0$$

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un W_0 que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:

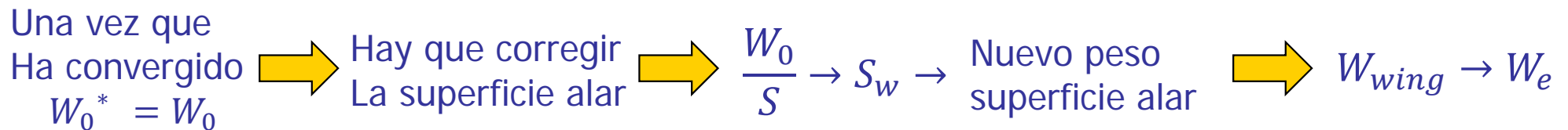
Estimación de Pesos - III

■ Pautas 1ª Fase

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un W_0 que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:
 - 1 - Estimar un W_0^*
 - 2 - Resolver la ecuación de la estimación de W_0 empleando W_0^*
 - 3 - Comparar el valore resultante de $W_0 = W_0^*$
 - 4 - Si no son iguales, hay que hacer una nueva estimación del W_0^* hasta que $W_0 = W_0^*$

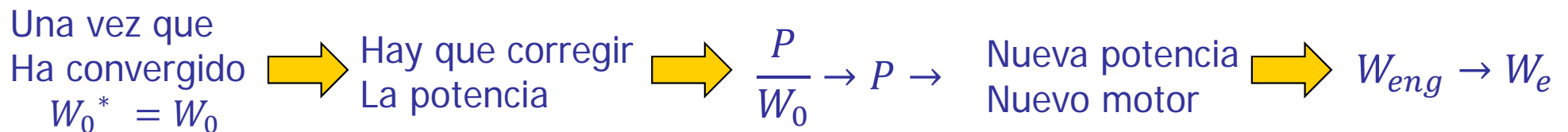


- 5 - Una vez que se ha determinado el W_0 , hay que recalcular la nueva superficie alar asociada a la carga lar fija (W_0/S)
- 6 - Esto determina una nueva S_w lo que genera un nuevo W_{wing}
- 7 - Volver al paso A) y repetir el proceso hasta que S_w no varíe



Estimación de Pesos - IV

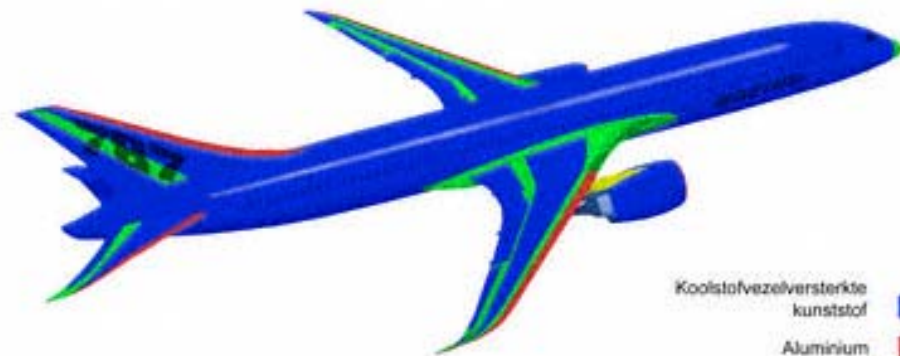
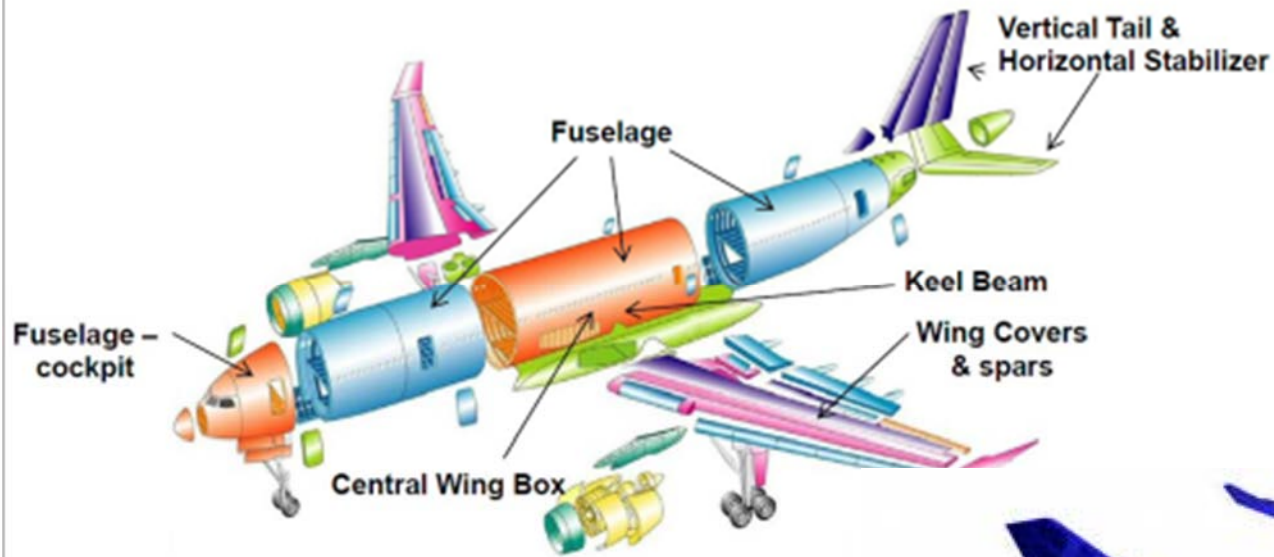
- Pautas de la 2ª Fase,
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 1ª Fase, pero utilizando las ecuaciones más avanzadas para determinar el peso en vacío de la estructura en vacío (fuselaje, ala, estabilizadores horizontal, motor, tren de aterrizaje, % de misceláneos)
 - B) Cabe la posibilidad de agregar los siguientes pasos
 - 8 - Con el nuevo cálculo de W_0 determinar nuevo requisito de P, lo que a su vez determina nuevo peso del motor/es



- C) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
- D) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial (W_0) se recalculará la superficie alar y la potencia

Estimación de Pesos - V

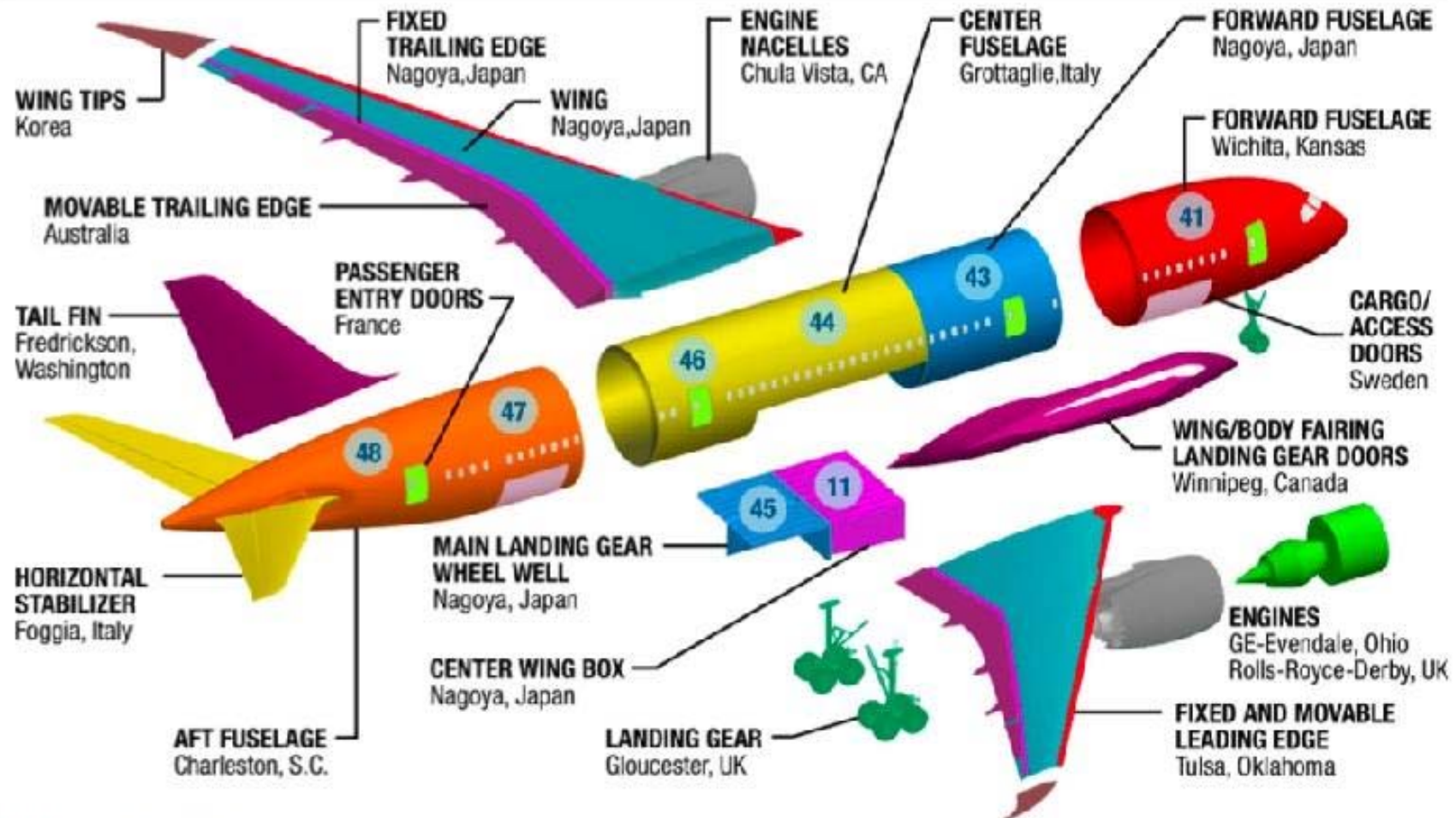
- Pautas de la 3ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 2ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo los sistemas aplicables.
 - B) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
 - C) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial (W_0) se recalculará la superficie alar y la potencia
- Pautas de la 4ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 3ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la estimación de incremento de peso asociado a los refuerzos estructurales.
- Pautas de la 5ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 4ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la reducción de pesos por empleo de materiales compuestos.
- Estas pautas pueden ser modificada con vista a optimizar el proceso de diseño de tal manera que se agilicen los cálculos



- Koolstofvezelversterkte kunststof ■
- Aluminium ■
- Glasvezel ■
- Titanium ■
- Aluminium/ Al-lithium ■
- Aluminium/ Al-lithium of Koolstofvezelversterkte kunststof ■

THE COMPANIES

| U.S. | CANADA | AUSTRALIA | JAPAN | KOREA | EUROPE |
|----------|---------------|-----------|------------|---------|---------------|
| Boeing | Boeing | Boeing | Kawasaki | KAL-ASD | Messier-Dowty |
| Spirit | Messier-Dowty | | Mitsubishi | | Rolls-Royce |
| Vought | | | Fuji | | Latecoere |
| GE | | | | | Alenia |
| Goodrich | | | | | Saab |



COPYRIGHT © 2007 THE BOEING COMPANY

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

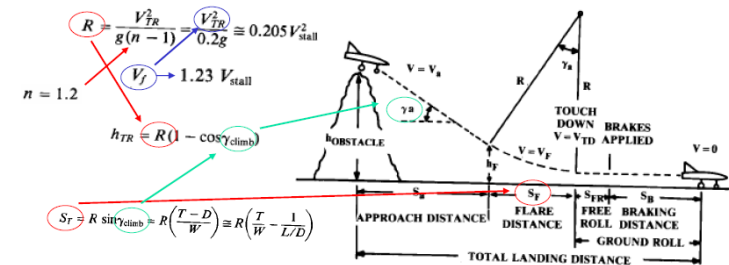


Fig. 17.18 Landing analysis.

30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32

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

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

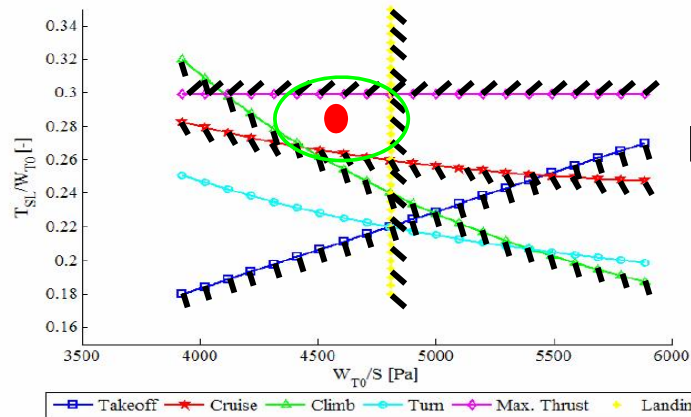
$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0} \right) - \left(\frac{W_e}{W_0} \right)}$$

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

¿Dónde Estamos?

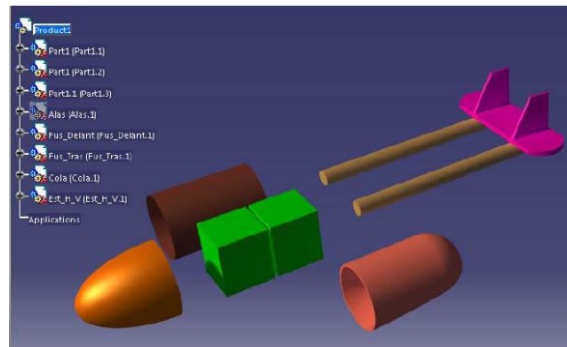
RFP → W/S & T/W

$$\frac{T_{t0}}{W_0} \geq \frac{T_{t0}}{T_{tloiter}} \frac{W_{loiter}}{W_{t0}} \left(\frac{K W_{t0} W_{loiter}}{q S W_{t0}} n^2 + \frac{C_{D0} q}{S W_{t0}} \right)$$

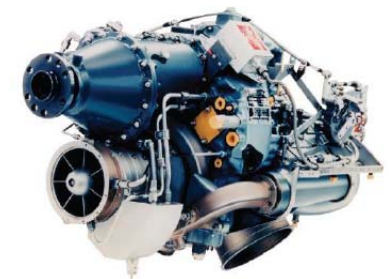


W/S & T/W
Elige

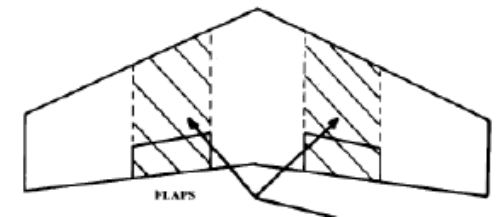
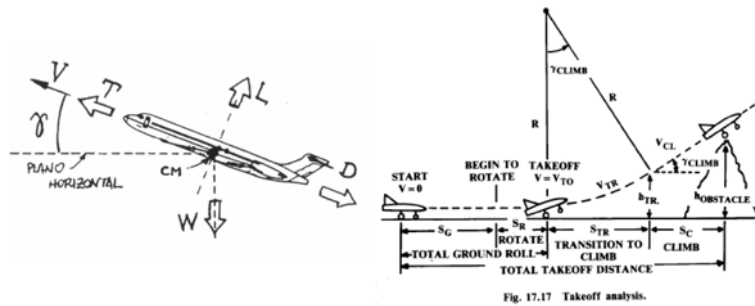
Elegidos
W/S & T/W



Estimación
W

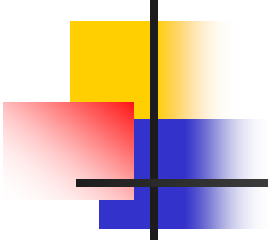


Elegidos
W,S,T



¿Cumple?
Requisitos
RFP

Análisis de Actuaciones



Estimación Fracciones

Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

| | (W_i/W_{i-1}) |
|--------------------|-----------------|
| Warmup and takeoff | 0.970 |
| Climb | 0.985 |
| Landing | 0.995 |

Análisis de Actuaciones

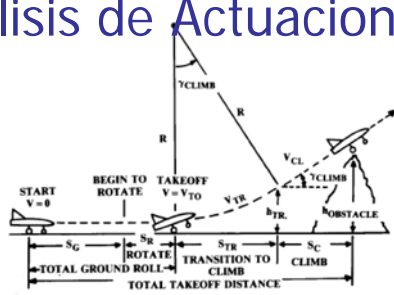
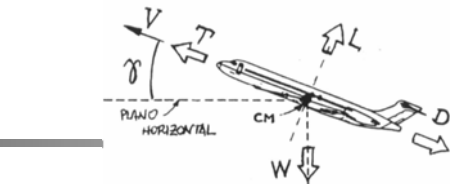
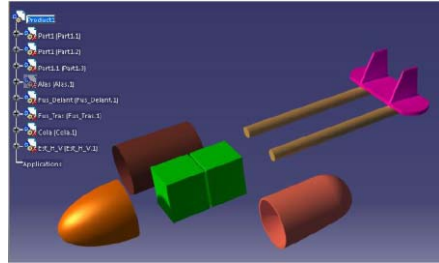
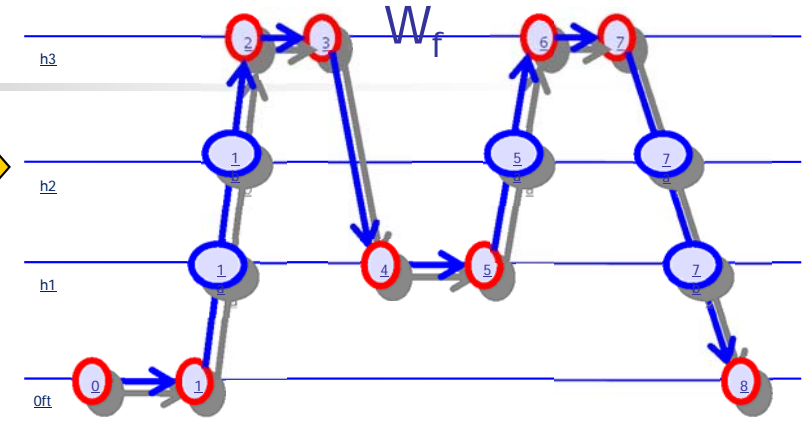


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

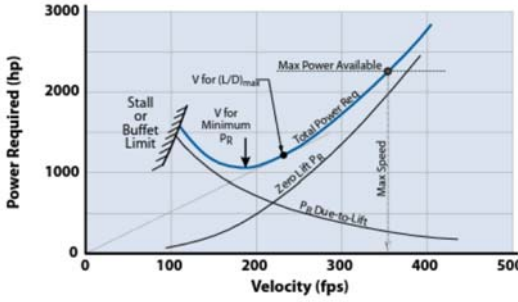


$$W_0 = W_{crew} + W_{payload} + W_{fuel} + W_{empty}$$

Estimación Fracciones

W_e

Elegidos
 W, S, T



$$V_{min\ power} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}$$

$$V_{min\ thrust\ or\ drag} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$

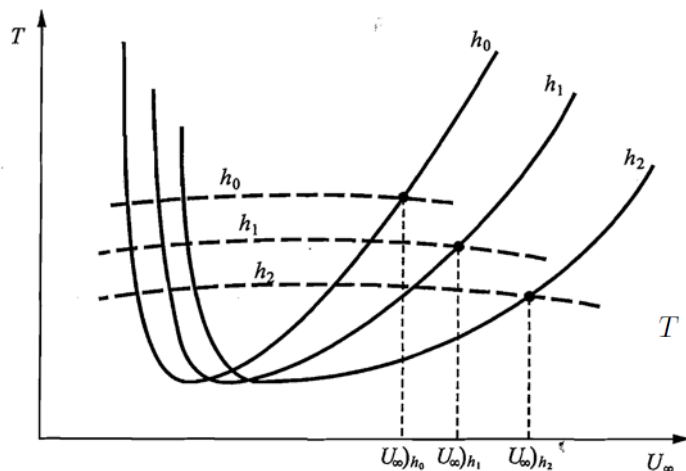
¿Cumple?
Requisitos
RFP

Pautas Actuaciones

- Diagrama de envolvente de vuelo
- Diagrama de carga de pago - alcance
- Análisis de misión completa
 - Misión base:
 - Velocidades de operación
 - Tiempos de vuelo
 - Consumos de combustible
 - Alcances
 - Carga de pago
 - Misión mejorada:
 - Variaciones en misión: carga de pago, alcance
 - Variaciones en velocidades óptimas
 - Velocidades de operación
 - Tiempos de vuelo
 - Consumos de combustible
 - Alcances

Pautas para mejorar actuaciones

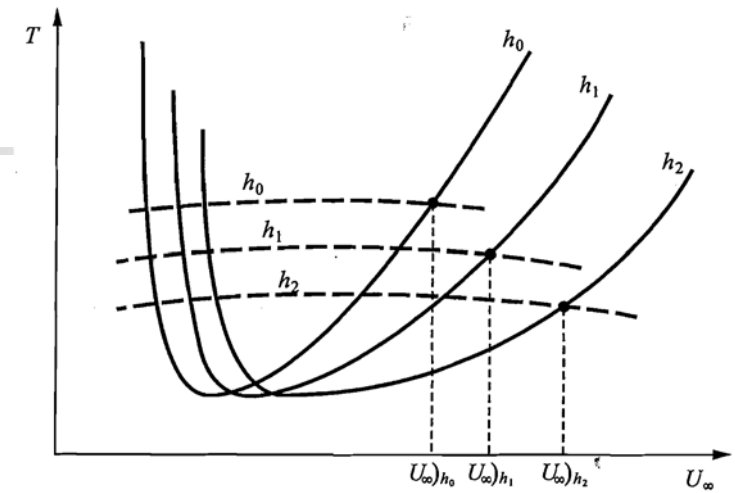
- Pautas para mejorar actuaciones:
 - 1º Cálculos con mínimos del RFP.
 - Asumir que el perfil de vuelo en los segmentos de subida y descenso no recorre distancias horizontales
 - 2º Calculo de distancias reales
 - considerar las distancias horizontales recorridas en segmentos de subida y descenso, por lo que el tramo de crucero será menor
 - 3º Calcular la posición de palanca asociada para la velocidad impuesta:
 - El RFP recomienda una posición de palanca para cada segmento (como punto de partida)
 - Por lo general la recomendación de posición de palanca implica que se tiene más empuje que resistencia -> más consumo de combustible
 - Ejemplo: si en crucero se tiene más empuje que resistencia asociada a la posición de palanca lo que se hace es calcular la posición de palanca correcta
 - 4º Calcular la posición de palanca asociada para la velocidad óptimas (que serán diferentes de las impuestas en el RFP)
 - Velocidad de crucero óptimo, velocidad de subida óptima...
 - 5º Modificar la geometría del avión (Cdo,k, S, etc...) para que la posición de palanca asociada para velocidades optimas sea también óptima
 - Optimización de las actuaciones del motor elegido



$$T = \frac{P}{V} \eta_p \quad \Rightarrow \quad P = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{P}{P_{SL}}$$

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

Modelo - Turbofan



- Empuje: Variación (V,h)

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

$$\delta_T = \frac{1}{T_{SL}} \frac{\rho_{SL}}{\rho} \frac{D}{(1,00 - 0,49\sqrt{M})} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\left(\frac{\gamma - 1}{\gamma}\right)} \Rightarrow T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_i} \Rightarrow C_{D_i} = C_{D_{0,i}} + k C_{L_i}^2$$

$$C_{L_i} = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

- Consumo:

- JET-A-1 (motor turbo-prop): densidad 0.8159 kg/l

High bypass

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 1,2M) \sqrt{\theta}$$

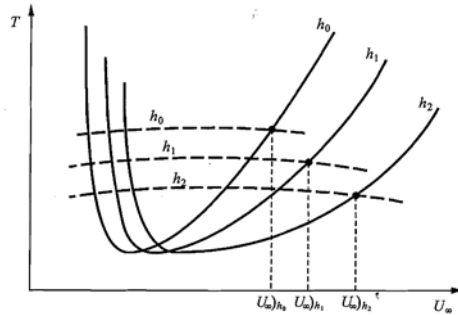
Low bypass

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 0,33M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar}) \Rightarrow [\text{lb/lbf} \cdot \text{hr}]$$

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 0,16875M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia maxima})$$

Modelo - Turboprop

- Potencia: Variación (V,h)



$$T = \frac{P}{V} \eta_p \quad \Rightarrow \quad P = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{P}{P_{SL}}$$

$$\delta_T = \frac{1}{P_{SL}} \frac{P_{SL}}{P} \frac{DV}{\eta_p} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{-\left(\frac{\gamma - 1}{\gamma}\right)} \quad \Rightarrow \quad T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_i} \quad \Rightarrow$$

$$C_{D_i} = C_{D_{0,i}} + k C_{L_i}^2$$

$$C_{L_i} = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

- Consumo:

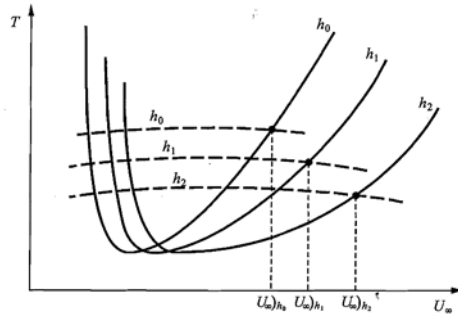
- JET-A-1 (motor turbo-prop): densidad 0.8159 kg/l

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P} \right)_{SL} (1 + 1,44M) \sqrt{\theta} \quad \Rightarrow \quad [lb/shp \cdot hr]$$

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 \eta_p} = \left(\frac{lb}{hp \cdot h} \right) \times \left(\frac{1hp}{550 ft \cdot lb/s} \right) \times \left(\frac{1h}{3600s} \right) = \frac{1}{s}$$

Modelo – Combustión Interna

■ Potencia: Variación (V,h)



$$T = \frac{P}{V} \eta_p \quad \Rightarrow \quad Bhp = \delta_P \cdot Bhp_{SL} \left(\frac{8,55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7,55} \right)$$

$$\delta_P = \frac{DV}{\eta_p} \frac{1}{Bhp_{SL}} \left(\frac{8,55 \frac{\rho}{\rho_{SL}} - 1}{7,55} \right)^{-1} \quad \Rightarrow \quad T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_i} \quad \Rightarrow$$

$$C_{D_i} = C_{D_{0,i}} + k C_{L_i}^2$$

$$C_{L_i} = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

■ Consumo: constante para V y h

- Gasolina (motor turbo-prop): densidad 0.775 kg/l
- Posición de palanca
 - 115% 19.83 gal/hr
 - 100% 16.34 gal/hr
 - 85% 12.26 gal/hr
 - 75% 11.00 gal/hr
 - 65% 8.50 gal/hr
 - 25% 0.30 gal/hr

$$C_{bhp} = \frac{c_P}{P} = \left(\frac{c_P}{P} \right)_{SL} \quad \Rightarrow \quad [lb/shp \cdot hr]$$

$$C = C_{bhp} \frac{V}{550 \eta_p} = \left(\frac{lb}{hp \cdot h} \right) \times \left(\frac{1hp}{550 ft \cdot lb/s} \right) \times \left(\frac{1h}{3600s} \right) = \frac{1}{s}$$

Pautas Actuaciones

- Diagrama de envolvente de vuelo
- Diagrama de carga de pago - alcance
- Análisis de misión completa
 - Misión base:
 - Velocidades de operación
 - Tiempos de vuelo
 - Consumos de combustible
 - Alcances
 - Carga de pago
 - Misión mejorada:
 - Variaciones en misión: carga de pago, alcance
 - Variaciones en velocidades óptimas
 - Velocidades de operación
 - Tiempos de vuelo
 - Consumos de combustible
 - Alcances

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.

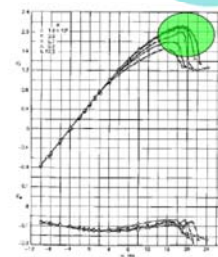


Corrección C_{Lmax} con Leading Edge Slat

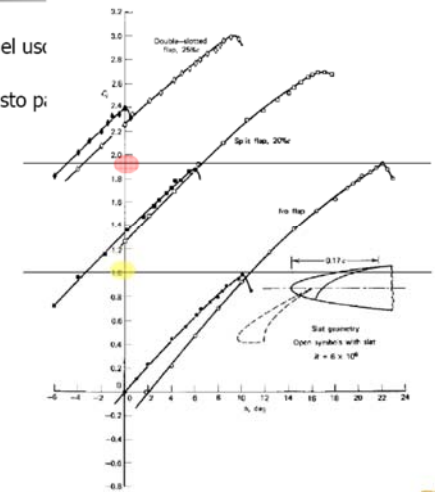
- El C_{Lmax} se puede extender con el uso de Leading Edge Slats.
- El procedimiento es similar al visto por el aumento

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

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



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

$$W_{wing} = 0.0051 (W_{dg} N_c)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.3} (l/c)_{root}^{0.4} (1 + \lambda)^2 (\cos A)^{-1.0} S_{civ}^{0.1}$$

$$W_{horizontal\ tail} = 0.0379 K_{cht} (1 + F_w/B_w)^{-0.25} W_{dg}^{0.639} N_c^{0.10} S_{ht}^{0.75} L_T^{-1.0} \times K_v^{0.704} (\cos A_h)^{-1.6} A_h^{0.166} (1 + S_w/S_h)^{0.1}$$

$$W_{vertical\ tail} = 0.0026 (1 + H_l/H_w)^{0.125} W_{dg}^{0.556} N_c^{0.536} L_T^{-0.5} S_{vt}^{0.5} K_c^{0.875} (\cos A_v)^{-1} A_v^{0.35} (l/c)^{0.5}$$

$$W_{fuselage} = 0.3280 K_{door} K_{lg} (W_{cg} N_c)^{0.5} L^{0.25} S^{0.302} (1 + K_v)^{0.04} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{main\ landing\ gear} = 0.0106 K_{mp} W_{dg}^{0.881} N_c^{0.25} L^{0.4} N_{ms}^{0.321} V_{stall}^{-0.5} V_{stall}^{0.1}$$

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

$$W_{nose\ group} = 0.6724 K_{ng} N_c^{0.119} N_w^{0.294} N_c^{0.119} W_{cg}^{0.61} A^{0.984} S^{0.224}$$

$$W_{starter\ (pneumatic)} = 49.19 \left(\frac{N_c W_{dg}}{1000} \right)^{0.141}$$

$$W_{engine\ (conventional)} = 5.0 N_{en} + 0.80 L_{ec}$$

$$W_{fuel\ system} = 2.405 V_T^{0.666} (1 + V_T/V_1)^{-1.6} (1 + V_T/V_1) N_T^{0.5}$$

$$W_{fuel\ (jet)} = 145.9 N_T^{0.554} (1 + N_m/N_T)^{-1.0} S_{ts}^{0.20} (l_r \times 10^{-6})^{0.07}$$

$$W_{avionics} = 1.73 W_{nav}^{0.983}$$

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

$$W_{turning\ bags} = 0.0577 N_c^{0.1} W_{dg}^{0.393} S^{0.75}$$

$$W_{instruments} = 4.509 K_{ip} N_c^{0.541} N_{cn} (L_T + B_w)^{0.5}$$

$$W_{air\ conditioning} = 62.36 N_D^{0.25} (V_{pr}/1000)^{0.004} W_{nav}^{0.10}$$

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_T (L_T + B_w)^{0.937}$$

$$W_{antenna} = 0.002 W_{dg}$$

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

$$W_{electrical} = 7.291 R^{0.782} L^{0.346} N_{gm}^{0.10}$$

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

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

Actuaciones Integrales – Autonomía I

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

Optimizando para Jet – mínimo empuje

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

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

Optimizando para Pistón – mínima potencia

$$E = \frac{\eta_{pr}}{c} \sqrt{2\rho_\infty S} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} (W_1^{-1/2} - W_0^{-1/2}) \quad V_{min\ power} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}} \quad C_{L\ min\ power} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

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