

Revisión Final

Sergio Esteban Roncero
Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

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 .

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

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

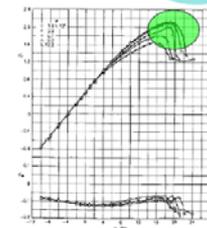


Figure 3.26 Effect of leading edge slats on NACA 64A010 airfoil with and without slats. © Zapp.

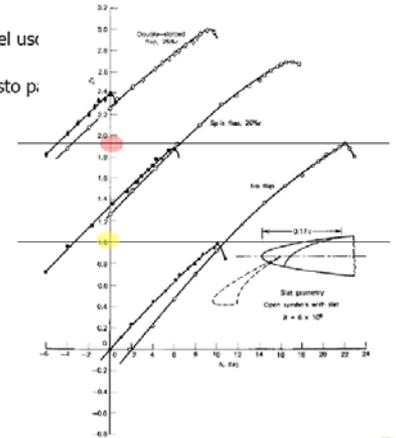


Figure 3.26 Effect of leading edge slats on NACA 64A010 airfoil with and without slats. © Zapp.

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

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{gt}} N_T)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.3} (l/c)^{0.1} (1 + \lambda)^2 (\cos A_w)^{-1.0} S_{\text{DHW}}^{0.1}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{tail}} (1 + F_w/B_w)^{-0.25} W_{\text{gt}}^{0.433} N_w^{0.10} S_{\text{DHW}}^{0.1} L_T^{-1.0} \times K_T^{0.204} (\cos A_{ht})^{-1.0} A_{\text{ht}}^{0.144} (1 + S_w/S_{\text{DHW}})^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_w/H_{\text{ref}})^{0.125} W_{\text{gt}}^{0.556} L_T^{0.536} l_T^{-0.5} S_w^{0.5} K_T^{0.875} (\cos A_{vt})^{-1.0} A_{\text{vt}}^{0.35} (l/c)_{\text{out}}^{0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{11} (W_{\text{gt}}^{0.7} L_T^{-1.0} S_w^{0.25} C_{\text{D0}}^{0.302} (1 + K_{\text{fus}})^{0.84} (L/D)^{0.140}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.1016 K_{\text{mp}} W_{\text{gt}}^{0.881} N_T^{0.25} L_{\text{Lg}}^{0.4} N_{\text{Lg}}^{0.221} N_{\text{Lg}}^{0.5} r_{\text{DHL}}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{ng}} W_{\text{gt}}^{0.646} N_T^{0.2} L_{\text{N}}^{0.5} N_{\text{N}}^{0.45}$$

$$W_{\text{engine controls}} = 0.6724 K_{\text{eng}} N_{\text{eng}}^{0.10} N_{\text{eng}}^{0.294} N_T^{0.119} H_{\text{OC}}^{0.61} K_{\text{eng}}^{0.984} C_{\text{D0}}^{0.224}$$

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

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

$$W_{\text{Duct controls}} = 145.9 N_{\text{eng}}^{0.554} (1 + N_{\text{eng}}/N_T)^{-1.0} C_{\text{D0}}^{0.20} (J_r \times 10^{-6})^{0.07} \quad W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{eng}}^{0.993}$$

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

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_{\text{iv}} N_{\text{eng}}^{0.541} N_{\text{eng}} (L_T + B_w)^{0.5} \quad W_{\text{air conditioning}} = 62.36 N_{\text{eng}}^{0.22} (V_{\text{ref}}/1000)^{0.604} W_{\text{ov}}^{0.10}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.2673 N_T (L_T + B_w)^{0.597} \quad W_{\text{antenna}} = 0.002 W_{\text{dg}} \quad W_{\text{handling gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

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

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

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

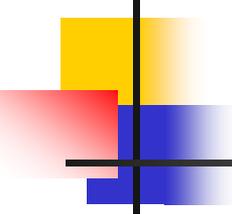
$$V_{\text{min thrust or drag}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}} \quad C_{L_{\text{min thrust or drag}}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad D_{\text{min thrust or drag}} = qS \left[C_{D0} + K \left(\frac{C_{D0}}{K} \right)^2 \right] = qS(C_{D0} + 3C_{D0})$$

Optimizando para Pistón – mínima potencia

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

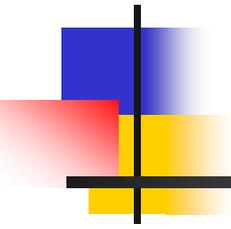
$$E = \int_{W_1}^{W_0} \frac{\eta_{\text{pr}}}{c} \sqrt{\frac{2\rho_{\infty} S C_L}{2W}} \frac{C_L}{C_D} \frac{dW}{W} \quad D_{\text{min power}} = qS(C_{D0} + 3C_{D0})$$





Revisión de las diferentes áreas

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



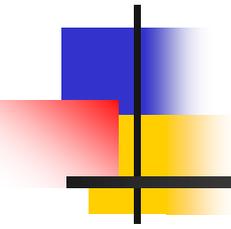
Aerodinámica

Pautas Aerodinámica

- Conversión de 2D a 3D
 - 1 - Calcular las características del ala en 2D Design Foil (o información técnica): del perfil
 - 2 - Calcular la corrección de 2D a 3D: del ala
 - 3 - Calcular como se ven afectados por HLD (High Lift Devices)
- Calcular la polar
 - 1 – Calcular la polar simplificada
 - Configuración limpia
 - Subida
 - Crucero: max alcance y max autonomía
 - Descenso
 - Configuración sucia
 - Despegue
 - Aterrizaje
 - 2 – Calcular la polar corregida:
 - Mejorar la estimación de curvas de actuaciones.
- Evaluar requisitos asociados a las áreas de trabajo
 - Actuaciones:
 - despegue, crucero: $C_{L,max}$
 - Estructuras:
 - $W_0 \rightarrow W_0/S \rightarrow S$
 - Estabilidad:
 - Trimado (aumento, descenso de S_w)

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

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

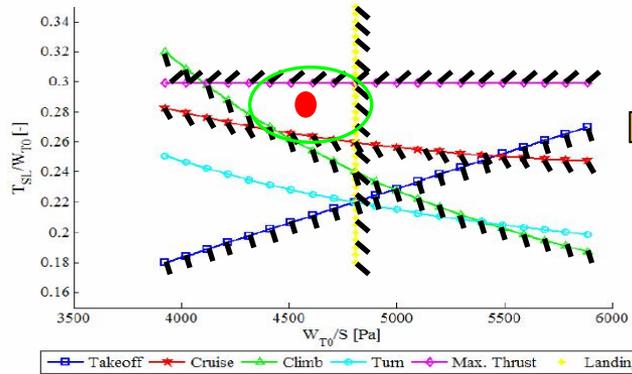


Actuaciones y Propulsión

¿Dónde Estamos?

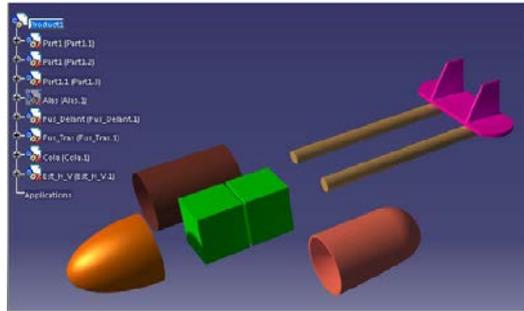
RFP → W/S & T/W

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



W/S & T/W
Elige

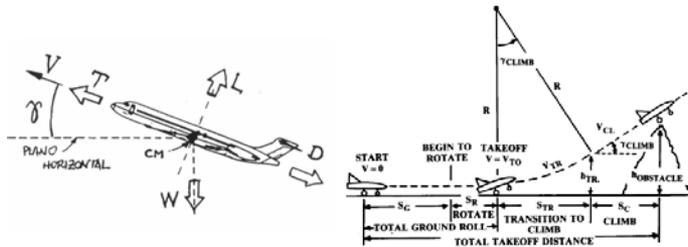
Elegidos
W/S & T/W



Estimación
W



Elegidos
W,S,T



¿Cumple?
Requisitos

RFP

Análisis de Actuaciones

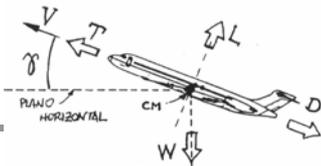
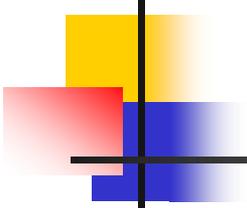


Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

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

Análisis de Actuaciones

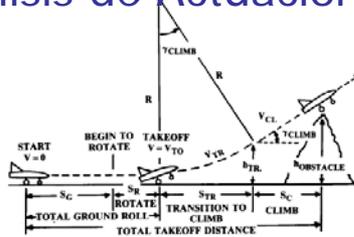
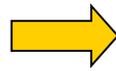
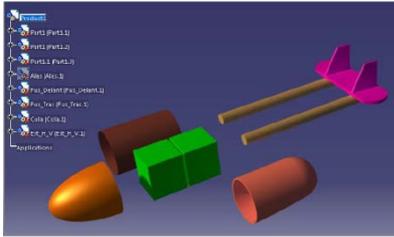
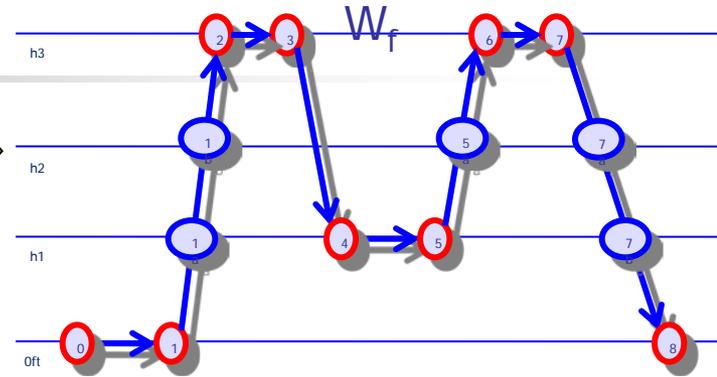


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Estimación Fracciones



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

Estimación Fracciones

W_e

Elegidos
 W, S, T

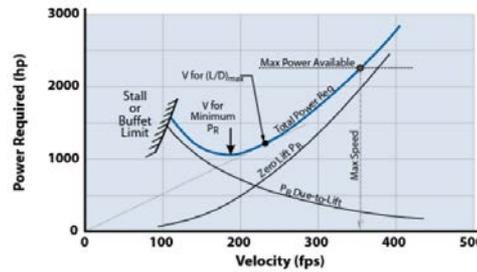
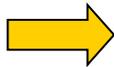


Figure 3.3 Power required for typical reciprocating-engine aircraft at constant altitude.

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

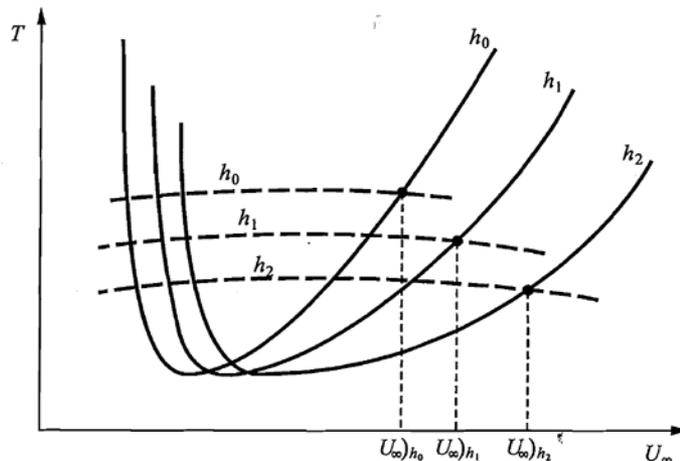
$$V_{\min \text{ thrust or drag}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}$$



¿Cumple?
Requisitos
RFP

Pautas para mejorar actuaciones

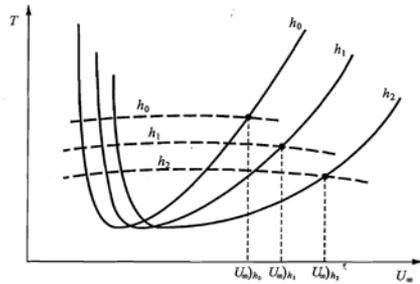
- Pautas para mejorar actuaciones:
 - 1º Cálculos con mínimos del RFP.
 - Asumir que el perfil de vuelo en los segmentos de subida y descenso no recorre distancias horizontales
 - 2º Cálculo de distancias reales
 - considerar las distancias horizontales recorridas en segmentos de subida y descenso, por 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 teniendo en cuenta que:
 - 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 óptimas sea también óptima
 - optimización de las actuaciones del motor elegido



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

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:**

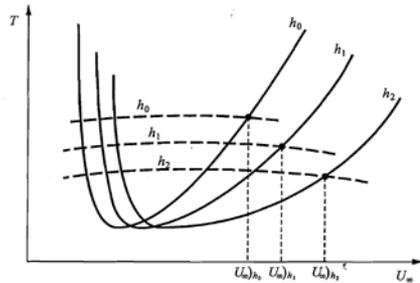
- JET-A-1 (motor turbo-prop): densidad 0.8159 kg/l

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

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

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

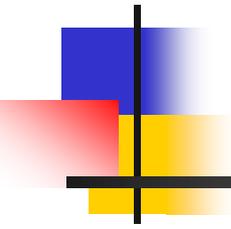
- Gasolina (motor turbo-prop): densidad 0.775 kg/l
- Posición de palanca
 - 115% 19.83 gal/hr
 - 100% 16.34 gal/hr
 - 85% 12.26 gal/hr
 - 75% 11.00 gal/hr
 - 65% 8.50 gal/hr
 - 25% 0.30 gal/hr

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

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

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

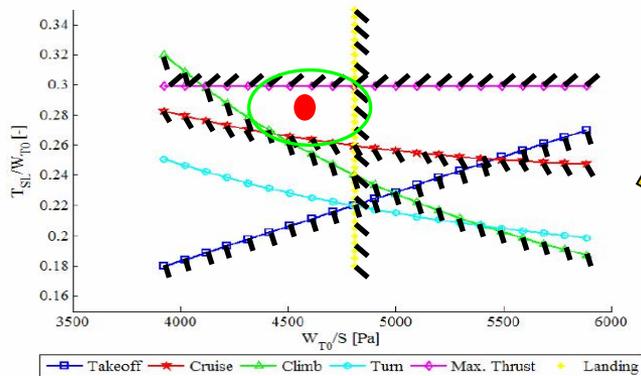


Estructuras

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



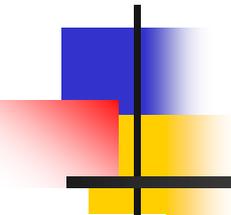
W/S & T/W

$\times W_0$

S & T

W_w & W_e

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



Estabilidad y Control

Estabilidad

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