

Calendario de la Asignatura

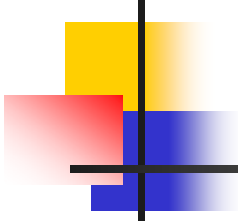
Curso 2013/2014

Introducción

Sergio Esteban

sesteban@us.es

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos



Planificación de la Asignatura

- Para organizar el trabajo se plantean 3 sesiones de control
 - Etapas del diseño planificadas con entregas de documentos y presentaciones:
 - Diseño Preliminar (20-10-13)
 - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
 - Revisión 2.0 – (20-11-13)
 - 7+2 Clases de teoría previas a la revisión.
 - Revisión 3.0 – (7/8-01-14)
 - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
 - +2 Clases comodín
 - Entrega Final – (04-02-14).
 - 26 días entre rev. 3.0 y entrega final.

Calendario (Entregas)

Diseño Preliminar

Revisión 2.0

septiembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30						

octubre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28	29	30	31			

noviembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
				1	2	3
4	5	6	7	8	9	10
11	12	13	14	15	16	17
18	19	20	21	22	23	24
25	26	27	28	29	30	

diciembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30	31					

enero 2014						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
		1	2	3	4	5
6	7	8	9	10	11	12
13	14	15	16	17	18	19
20	21	22	23	24	25	26
27	28	29	30	31		

febrero 2014						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
					1	2
3	4	5	6	7	8	9
10	11	12	13	14	15	16
17	18	19	20	21	22	23
24	25	26	27	28		

Revisión 3.0

Entrega Final



Calendario (Sesiones Tutorias)

Diseño Preliminar

Revisión 2.0

septiembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30						

octubre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
	1	2	3	4	5	6
7	8	9	10	11	12	13
14	15	16	17	18	19	20
21	22	23	24	25	26	27
28	29	30	31			

noviembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
				1	2	3
4	5	6	7	8	9	10
11	12	13	14	15	16	17
18	19	20	21	22	23	24
25	26	27	28	29	30	

diciembre 2013						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
						1
2	3	4	5	6	7	8
9	10	11	12	13	14	15
16	17	18	19	20	21	22
23	24	25	26	27	28	29
30	31					

enero 2014						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
		1	2	3	4	5
6	7	8	9	10	11	12
13	14	15	16	17	18	19
20	21	22	23	24	25	26
27	28	29	30	31		

febrero 2014						
lu	ma	mi	ju	vi	sa	do
					1	2
3	4	5	6	7	8	9
10	11	12	13	14	15	16
17	18	19	20	21	22	23
24	25	26	27	28		

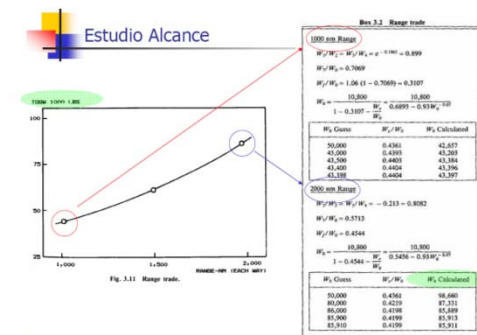
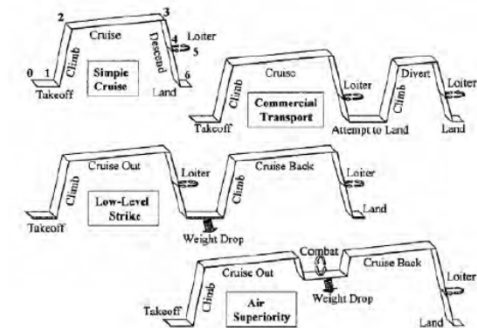
Revisión 3.0

Entrega Final



Diseño Preliminar (20-10-13)

- Diseño:
 - Definición de **intenciones**.
 - Concepto a grandes rasgos: “**diseño en servilleta**”.
- **Primeras estimaciones: métodos estadísticos**
 - Aerodinámica
 - Dimensionado de L/D
 - Estructuras
 - Dimensionado inicial mediante proceso iterativo
 - **Pesos iniciales:**
 - Vacío
 - Combustibles por segmentos
 - Carga de pago
 - Actuaciones
 - Definición y estudio de los **diferentes segmentos de la misión**
 - Estabilidad y Control
 - **Dimensionado Superficies**



Revisión 2.0 – (20-11-13) - I

- **Diseño:**
 - Definir **diseño final** a grandes rasgos, no necesariamente en CAD en esta primera versión, pero ayudaría.
 - No hay marcha atrás. Enseñar todas las cartas.
 - Interacción: Aero. Estab., Prop y Actuaciones, Estructuras
- **Aerodinámica:**
 - **Selección preliminar** de los **perfiles** para las superficies sustentadoras.
 - Definir la precisión en los **modelos** de **polares** más exactos.
 - Determinación inicial de las **características** iniciales **aerodinámicas**.
 - Interacción: Estruct. Estab. Actua.
- **Propulsión y Actuaciones:**
 - Primera **estimación** de **actuaciones** (grandes rasgos).
 - **Diagrama T/W vs W/S**
 - **Definir planta motora.**
 - Interacción: Aero, Estruct. Diseño

Estimación $c_{L\alpha}$ - subsónica

h es la altura del "endplate"

Endplate: $A_{\text{effective}} = A(1 + 1.9 h/b)$

Winglet: $A_{\text{effective}} \approx 1.24$

Flecha del ala en la zona del ala con máxima cuerda

S_{exposed} es el área que ve el flujo

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{4 + \frac{A^2 \beta^2}{\gamma^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{\text{max}}}{\beta^2}\right)}}$$

$\eta = \frac{C_{L\alpha}}{2\pi/\beta}$

Eficiencia aerodinámica del perfil

$\beta^2 = 1 - M^2$

$F = 1.07(1 + d/b)^2$

Factor de sustentación del fuselaje
d = diámetro del fuselaje

$F < 1 \sim 0.98$



23/10/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

12



Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas

$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c S_c C_{L\alpha c} (1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}) \bar{X}_{ac_c} + \frac{q_t S_t C_{L\alpha t} (1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}) \bar{X}_{ac_t} + C_{L\alpha WB} \bar{X}_{ac_w}}{\frac{q_c S_c C_{L\alpha c} (1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}) + \frac{q_t S_t C_{L\alpha t} (1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}) + C_{L\alpha WB}}}{\bar{X}_{NA} - \bar{X}_{cg} = \frac{X_{NA} - X_{cg}}{\bar{c}}}$$



30/05/2008

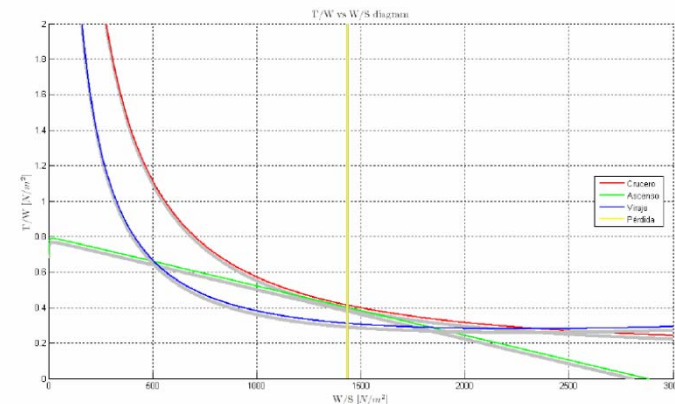
Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

17



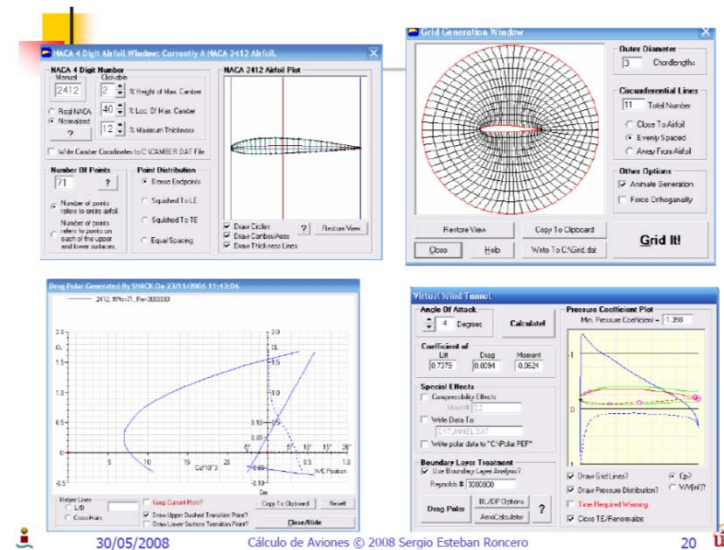
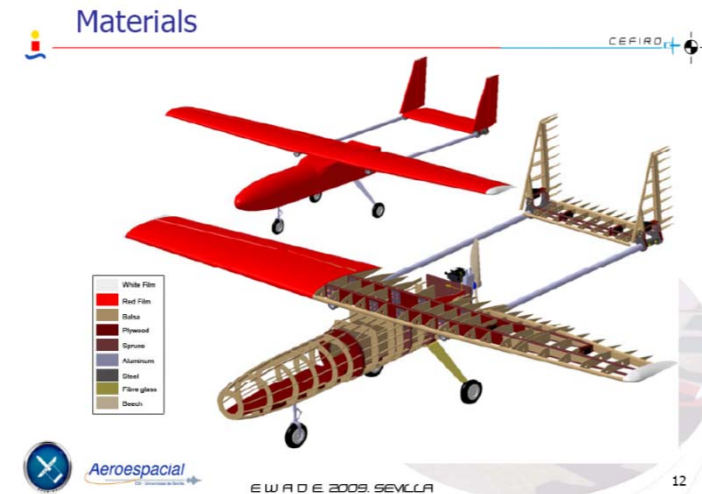
Revisión 2.0 – (20-11-13) - II

- Estabilidad:
 - Estudio del **trimado**:
 - Viabilidad del diseño mediante estudio de trimado.
 - Plantear problemas de configuración y prever solución para rev. 3.
 - Inicio de la **estabilidad Estática**.
 - Inicio modelado (**derivadas estabilidad**).
 - Interacción: Diseñom Estruc. Aero.
- Estructuras:
 - Estudio de **masa (fracciones)** preliminar para poder proveer estimación **centro gravedad**.
 - **Identificar** las cargas que actúan en la **aeronave** en diferentes configuraciones.
 - Diseño de **estructura preliminar** y estudio de ajuste de pesos.
 - Interacción: Diseño, actuaciones



Revisión 3.0 – (7/8-01-14) – I

- Diseño:
 - Diseño CAD mas detallado:
 - Dimensiones mas precisas de todos los componentes
 - Mostrar evolución del diseño.
 - Definición de sistemas.
 - Identificación más realista de pesos interacción estructuras.
- Estructuras:
 - Definición del centro de gravedad más preciso mediante estimaciones más exactas de los pesos de los componentes.
 - Definir necesidades estructurales (refuerzos) debido a las cargas:
 - Aerodinámicas
 - Estructurales.
 - Estudio de posibles materiales para definir pesos de forma más precisa.



Revisión 3.0 – (7/8-01-14) - II

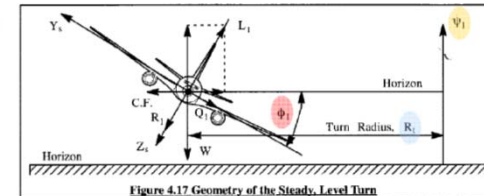
- Aerodinámica:
 - Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
 - Estudio de la polar del avión para las diferentes configuraciones:
 - Despegue y aterrizaje.
 - Subida.
 - Crucero.
 - Espera.
- Estabilidad:
 - Revisión del estudio de trimado para nuevas configuraciones.
 - Estudio de la estabilidad Estática:
 - 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.
- Propulsión y Actuaciones:
 - Estudio en precisión de las actuaciones según segmentos.
 - Ángulos, velocidades, T/W, W/S.
 - Cálculos de potencia requerida y necesaria finales.

$$W = L \cos \phi_1$$

$$U_1 = R \psi_1$$

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

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



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



Aterrizaje - 3

- Flare: Velocidad de aterrizaje $V_{TD} = 1.15 V_{STALL}$
 - El avión decelera desde V_{∞} 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

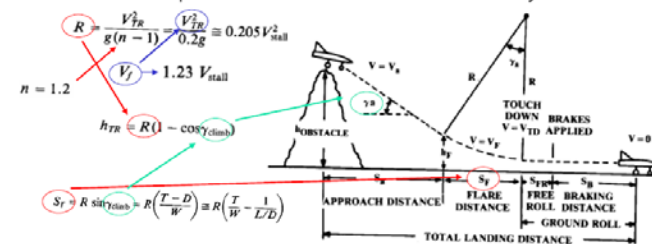


Fig. 17.18 Landing analysis.



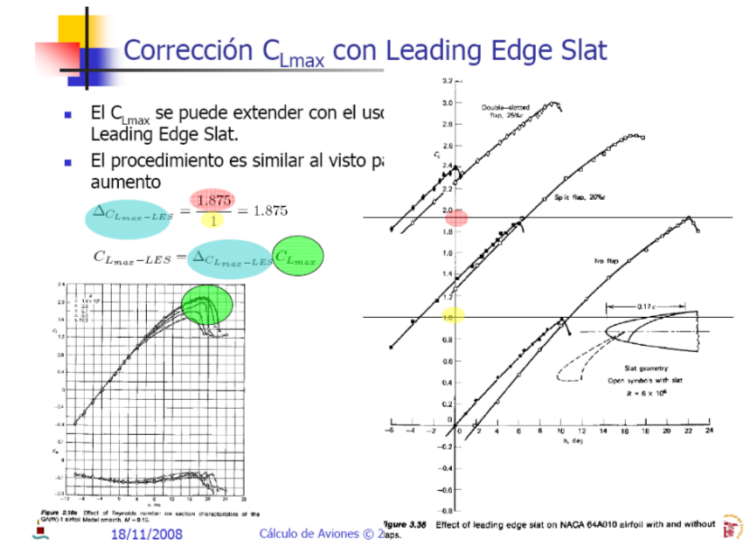
30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero



Entrega Final – (04-02-14) - 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.



Entrega Final – (04-02-14) - 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 de vuelo.

Estimación de Pesos - VI

■ Cargo Transport Airplanes: Raymer Method

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

$$W_{horizontal tail} = 0.0379 K_{cht} (1 + F_w/B_w)^{0.25} W_{dg}^{0.639} N_z^{0.10} S_{ht}^{0.75} L_t^{-1.0} \times K_{ht}^{0.704} (\cos \Lambda_{ht})^{-1.6} A_{ht}^{0.166} (1 + S_w/S_{ht})^{0.1}$$

$$W_{vertical tail} = 0.0026 (1 + H_t/H_w)^{0.225} W_{dg}^{0.556} N_z^{0.125} L_t^{-0.536} S_{vt}^{0.875} K_{vt}^{0.875} (\cos \Lambda_{vt})^{-1.0} A_{vt}^{0.35} (t/c)^{0.5}$$

$$W_{fuselage} = 0.3280 K_{door} K_{LH} (W_{dg} N_z)^{-0.27} L_t^{0.25} S_{fg}^{0.302} (1 + K_{LH})^{0.08} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{main landing gear} = 0.0106 K_{mg} W_{dg}^{0.883} N_z^{0.25} L_t^{0.321} V_{max}^{-0.5} V_{stall}^{0.5}$$

$$W_{nose landing gear} = 0.032 K_{ng} W_{dg}^{0.645} N_z^{0.27} L_t^{0.5} N_{sw}^{0.45}$$

$$W_{fuel group} = 0.6724 K_{ng}^{0.10} N_z^{0.394} N_z^{0.119} H_{cg}^{0.61} A_{cg}^{0.984} S^{0.224}$$

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

$$W_{engine controls} = 5.0 N_{en} + 0.80 L_{ec}$$

$$W_{fuel system} = 2.405 V_f^{0.666} (1 + V_f/V_i)^{-0.6} (1 + V_f/V_i) N_f^{0.5}$$

$$W_{flight controls} = 145.9 N_f^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{cs}^{0.20} (I_f \times 10^{-6})^{0.07}$$

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

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

$$W_{furnishings} = 0.0577 N_c^{0.1} W_c^{0.393} S_f^{0.75}$$

$$W_{instrumentation} = 4.509 K_{is} N^{0.541} N_{co} (L_f + B_w)^{0.5}$$

$$W_{air conditioning} = 62.36 N_p^{0.25} (V_{pr}/1000)^{0.604} W_{ov}^{0.10}$$

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_f (L_f + B_w)^{0.937}$$

$$W_{anti-ice} = 0.002 W_{dg}$$

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

$$W_{electrical} = 7.291 R_{kv}^{0.782} L_a^{0.346} k_{gen}^{0.10}$$

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

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

Actuaciones Integrales – Autonomía I

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

Optimizando para Jet – mínimo empuje

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

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

Optimizando para Pistón – mínima potencia

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

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