

Calendario de la Asignatura

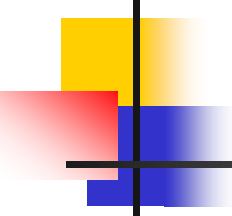
Curso 2012/2013

Introducción

Sergio Esteban

sesteban@us.es

Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos



Planificación de la Asignatura 12/13

- Definir 5 áreas de interés:
 - Diseño
 - Aerodinámica.
 - Estabilidad.
 - Estructuras.
 - Propulsión
 - Actuaciones
- Etapas del diseño planificadas con entregas de documentos y presentaciones:
 - Diseño Preliminar (12-03-13)
 - 9 Clases de teoría previas a la revisión.
 - Revisión 2.0 – (30-04-13)
 - 8 Clases de teoría previas a la revisión.
 - Revisión 3.0 – (29-05-13)
 - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
 - Entrega Final – (11-06-13).
 - 13 días entre rev. 3.0 y entrega final.

Calendario (Entregas)

Diseño Preliminar

febrero 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			

marzo 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

abril 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					

Revisión 3.0

mayo 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		

Revisión 2.0

junio 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

Entrega Final

Calendario (Sesiones Tutorias)

Diseño Preliminar

febrero 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			

marzo 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

abril 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					

Revisión 3.0

mayo 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		

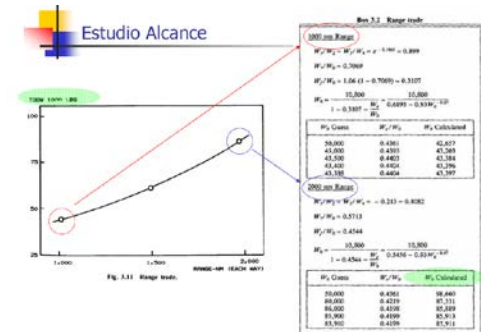
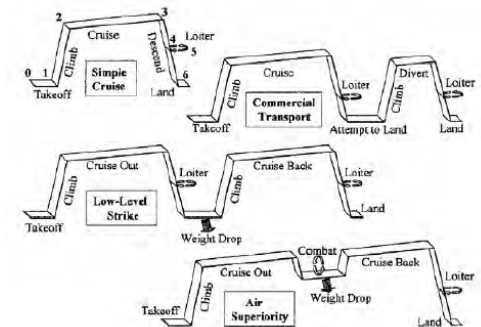
Revisión 2.0

junio 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

Entrega Final

Diseño Preliminar (12-03-13)

- **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 – (30-04-13) - 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: Estruc. Estab. Actua.

■ Propulsión y Actuaciones:

- Primera **estimación** de **actuaciones** (grandes rasgos).
- **Diagrama T/W vs W/S**
- **Definir planta motora.**
- Interacción: Aero, Estruc, Diseño

Estimación $C_{L\alpha}$ - subsónica

h es la altura del "endplate"

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

Winglet: $A_{\text{effective}} \approx 1.2A$

Flecha del ala en la zona del ala con máxima cuerda

S_{exposed} es el área que ve el flujo

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

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

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

Diagram illustrating the aerodynamic forces on a aircraft: canard, ala (wing), and estabilizador horizontal (horizontal stabilizer). The diagram shows the distribution of aerodynamic forces and moments along the aircraft's longitudinal axis.

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



30/05/2008

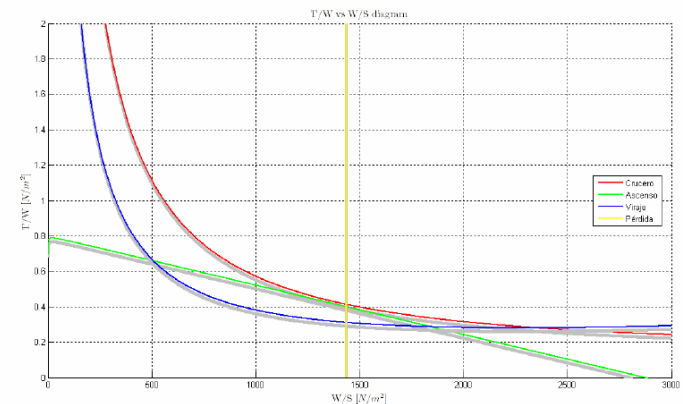
Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

17

$$SM = \bar{X}_{NA} - \bar{X}_{cg} = \frac{X_{NA} - X_{cg}}{\bar{c}}$$

Revisión 2.0 – (30-04-13) - 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 Estruct. 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



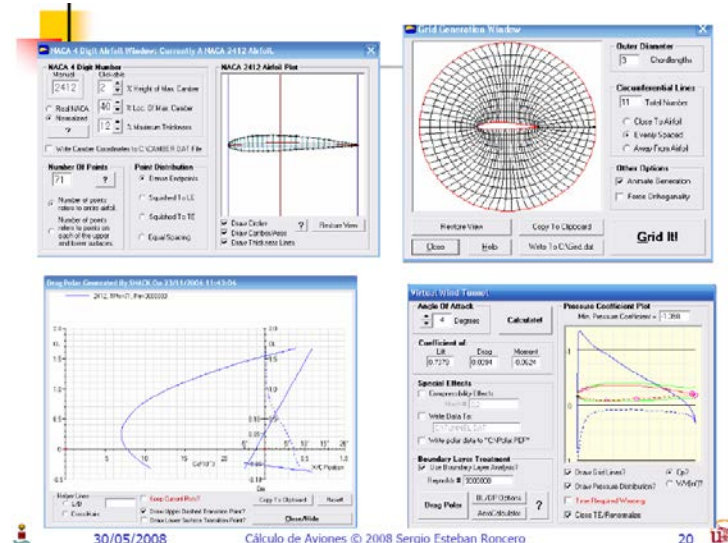
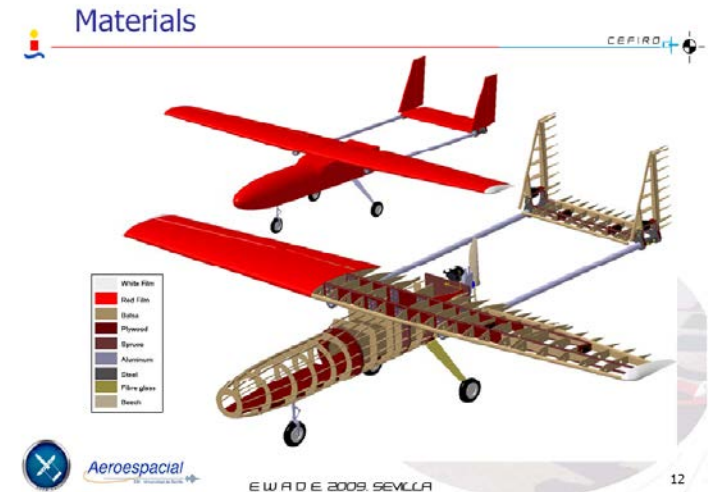
Revisión 3.0 – (29-05-13) – I

■ 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.



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

20

Revisión 3.0 – (25-05-13) - II

■ Aerodinámica:

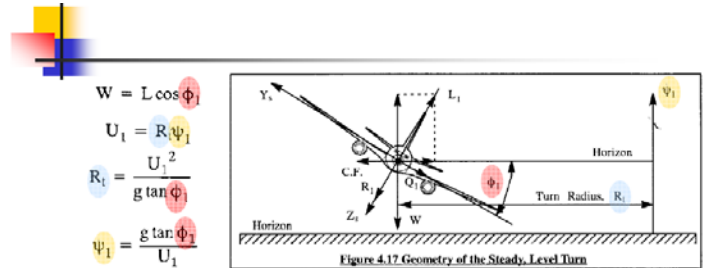
- Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
- Estudio de la polar del avión para las diferentes configuraciones:
 - Despegue y aterrizaje.
 - Subida.
 - Crucero.
 - Espera.

■ 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.



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_a 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

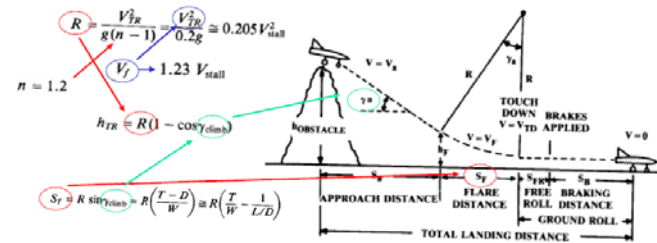


Fig. 17.18 Landing analysis.



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

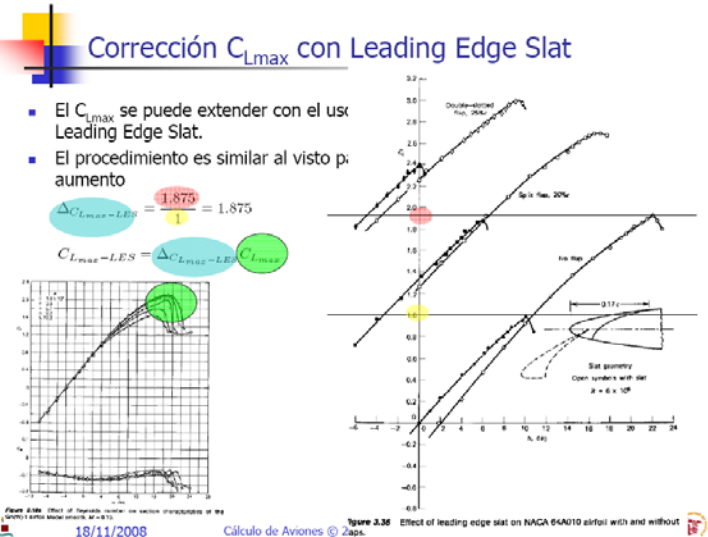


32



Entrega Final – (11-06-16) - 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 – (11-06-13) - 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

$$W_{wing} = 0.0051 (W_{hp} N_T)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.3} (l/c)^{0.4} (1 + \lambda)^{-0.2} (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{0.1}^{0.1}$$

$$W_{horizontal tail} = 0.0379 K_{alt} (1 + F_w/B_w)^{-0.25} W_{de}^{0.439} N_{de}^{0.10} c_{0.75} L_T^{-1.0} \times K_{p}^{0.204} (\cos \Lambda_{ht})^{-1.0} A_{ht}^{0.144} (1 + S_w/S_{ht})^{0.1}$$

$$W_{vertical tail} = 0.0026 (1 + H_l/H_v)^{0.125} W_{de}^{0.356} L_T^{0.536} L_v^{-0.5} S_{de}^{0.5} K_{p}^{0.875} (\cos \Lambda_{vt})^{-1.0} A_v^{0.35} (l/c)^{0.5}_{vt}$$

$$W_{fuselage} = 0.3280 K_{door} K_{11} (W_{gt}^{0.2} L^{0.2} S^{0.302} (1 + K_{vt})^{0.04} (L/D)^{0.019})$$

$$W_{main landing gear} = 0.106 K_{mp} W_T^{0.882} N_T^{0.23} L^{0.4} N_{main}^{0.221} N_{gear}^{0.5} V^{0.1}$$

$$W_{nose landing gear} = 0.032 K_{np} W_T^{0.640} N_T^{0.2} L^{0.5} N_{nw}^{0.45}$$

$$W_{engine} = 0.6724 K_{ng} \lambda_{gt}^{0.10} N_{de}^{0.294} N_T^{0.119} H_T^{0.61} N_{de}^{0.984} S_{de}^{0.224}$$

$$W_{starter} = 49.19 \left(\frac{N_{de} W_{de}}{1000} \right)^{0.341}$$

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

$$W_{fuel system} = 2.405 V_T^{0.666} (1 + V_T/V_f)^{-1.8} (1 + V_f/V_f) N_T^{0.4}$$

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

$$W_{avionics} = 1.73 W_{de}^{0.993}$$

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

$$W_{fuelings} = 0.0577 N_T^{0.61} H_T^{0.303} S_T^{0.75}$$

$$W_{instruments} = 4.509 K_{ic} N_T^{0.541} N_{en} (L_T + B_w)^{0.5}$$

$$W_{air conditioning} = 62.36 N_T^{0.22} (V_{ref}/1000)^{0.004} W_{de}^{0.10}$$

$$W_{hydraulics} = 0.2673 N_T (L_T + B_w)^{0.597}$$

$$W_{antenna} = 0.002 W_{de}$$

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

$$W_{electrical} = 7.291 R_{kva}^{0.782} L_{de}^{0.346} N_{gm}^{0.10}$$

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

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

Actuaciones Integrales – Autonomía I

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

Optimizando para Jet – mínimo empuje

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

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

Optimizando para Pistón – mínima potencia

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

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