

Calendario de la Asignatura

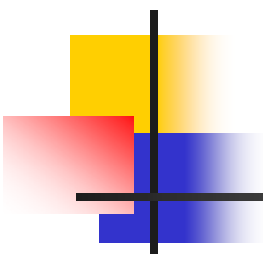
Curso 2013/2014

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 (12-03-14)
 - 8 Clases de teoría previas a la revisión.
 - 1 Clase presentaciones
 - Revisión 2.0 – (9/10-04-14)
 - 8 Clases de teoría previas a la revisión.
 - 2 Clases presentaciones
 - Revisión 3.0 – (29/30-05-14)
 - 7 Clases de teoría previas a la revisión.
 - 2 Clases comodín
 - Entrega Final – (11-06-14).
 - 13 días entre rev. 3.0 y entrega final.

Calendario (Entregas)

Diseño Preliminar

Revisión 2.0

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		

marzo 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						

abril 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				

mayo 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	

junio 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						

Revisión 3.0

Entrega Final



Calendario (Sesiones Tutorías)

Diseño Preliminar

Revisión 2.0

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		

marzo 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						

abril 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				

mayo 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	

junio 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						

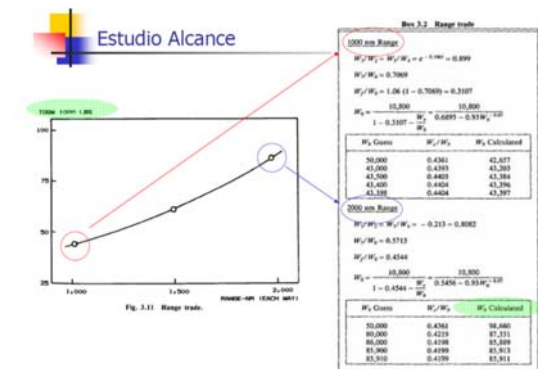
Revisión 3.0

Entrega Final



Diseño Preliminar (12-03-14)

- **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 – (9/10-04-14) - 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
 $F < 1 \sim 0,98$



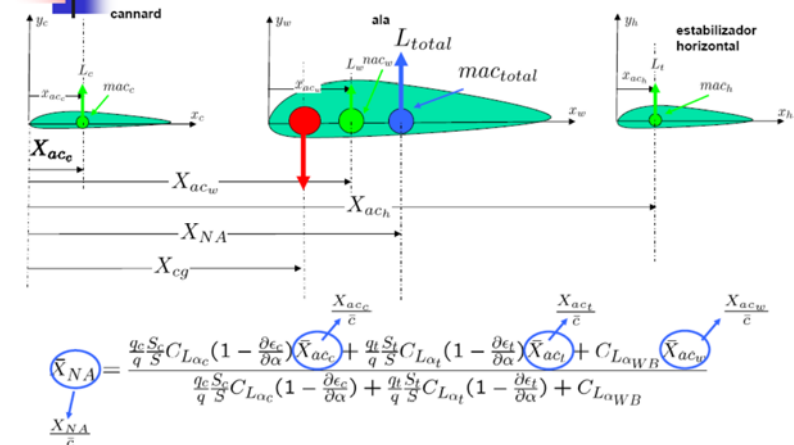
23/10/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

12



Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas



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



30/05/2008

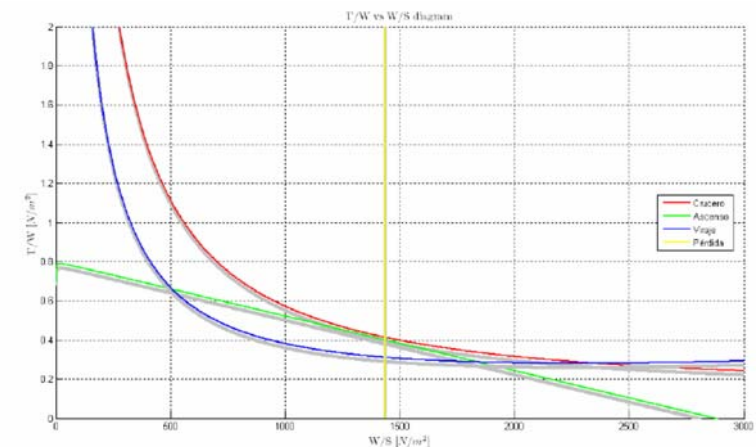
Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

17



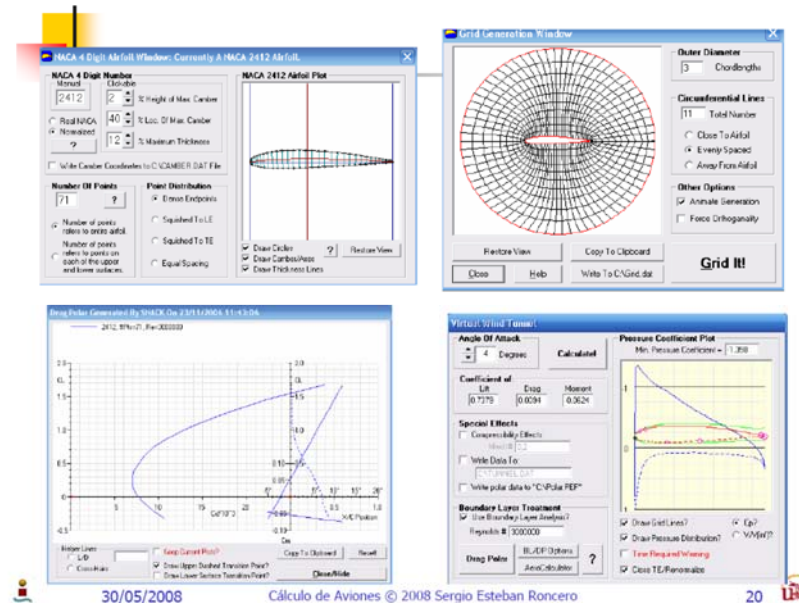
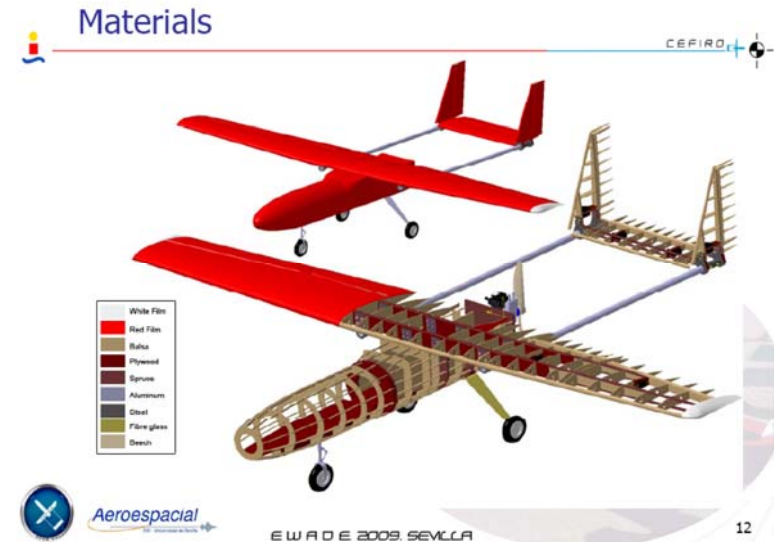
Revisión 2.0 – (9/10-04-14) - II

- 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 – (29/30-05-14) – 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 – (29/30-05-14) - 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:

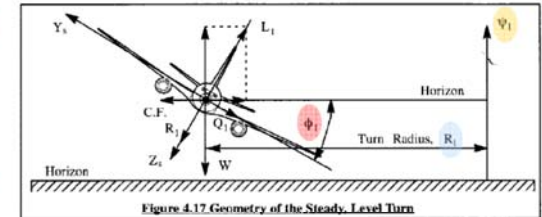
- Estudio en precisión de las actuaciones según segmentos.
 - Ángulos, velocidades, T/W, W/S.
- Cálculos de potencia requerida y necesaria finales.

$$W = L \cos \phi_1$$

$$U_1 = R_1 \psi_1$$

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

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



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

$$L = nW$$

$$n = 1/\cos \phi_1$$

$$Q_1 = \frac{g \sin^2 \phi_1}{U_1 \cos \phi_1} = \frac{g}{U_1} (n - \frac{1}{n})$$

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



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

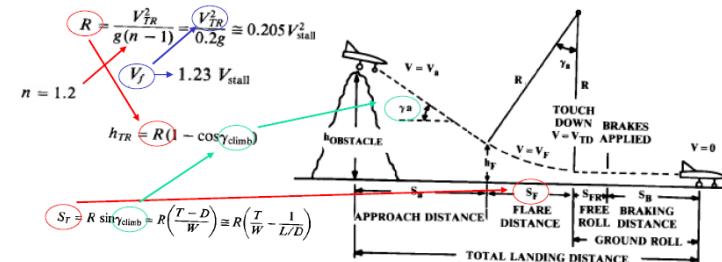


Fig. 17.18 Landing analysis.



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32



Entrega Final – (11-06-14) - 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.



Corrección C_{Lmax} con Leading Edge Slat

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

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

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

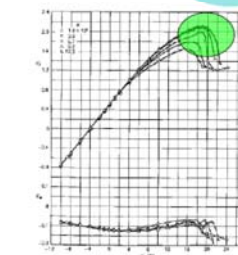


Figure 3.36 Effect of Reynolds number on section characteristics of the NACA 64A010 airfoil. $M = 0.15$

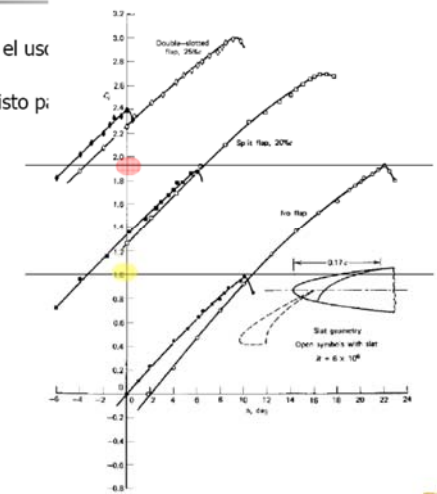


Figure 3.38 Effect of leading edge slat on NACA 64A010 airfoil with and without slat

Entrega Final – (11-06-14) - 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

$$W_{\text{wing}} = 0.0051 (W_{\text{dg}} N_z)^{0.557} S_w^{0.649} A^{0.5} (t/c)^{0.4} (1 + \lambda)^2 (\cos \Lambda)^{-1.0} S_{\text{CG}}^{0.1}$$

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

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_i/H_w)^{0.125} W_{\text{dg}}^{0.556} N_z^{0.536} L_T^{-0.5} S_{\text{vt}}^{0.875} (\cos \Lambda_v)^{-1} A_v^{0.35} (t/c)^{0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{L}} (W_{\text{dg}} N_z)^{0.5} L^{0.25} S^{0.302} (1 + K_{\text{v}})^{0.04} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} W_{\text{dg}}^{0.881} N_z^{0.25} L^{0.4} N_{\text{max}}^{0.321} V^{0.5} V_{\text{stall}}^{0.1}$$

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

$$W_{\text{engine group}} = 0.6724 K_{\text{eng}} N_z^{0.10} A_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{dg}}^{0.611} A_j^{0.984} S^{0.224}$$

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

$$W_{\text{engine controls}} = 5.0 N_{\text{en}} + 0.80 L_{\text{ec}} \quad W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_t^{0.666} (1 + V_i/V_t)^{-1.6} (1 + V_p/V_t) N_z^{0.5}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 145.9 N_z^{0.554} (1 + N_m/N_f)^{-1.0} S_{\text{cs}}^{0.20} (L_f \times 10^{-6})^{0.07} \quad W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{nav}}^{0.913}$$

$$W_{\text{APU (uninstalled)}} = 2.2 W_{\text{APU}} \quad W_{\text{furnishings}} = 0.0577 N_z^{0.11} W_{\text{dg}}^{0.303} S^{0.75}$$

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

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

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

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

Actuaciones Integrales – Autonomía I

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

Optimizando para Jet – mínimo empuje

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

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

Optimizando para Pistón – mínima potencia

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

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