

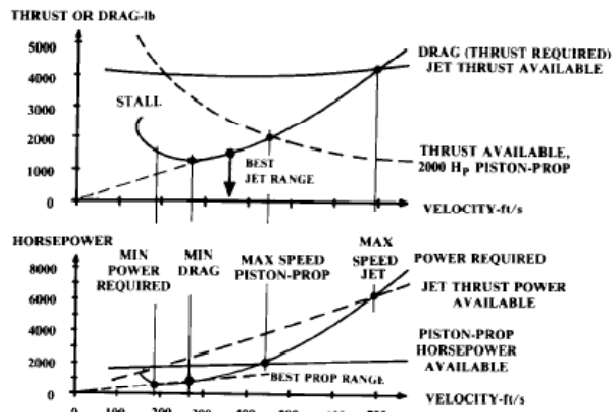
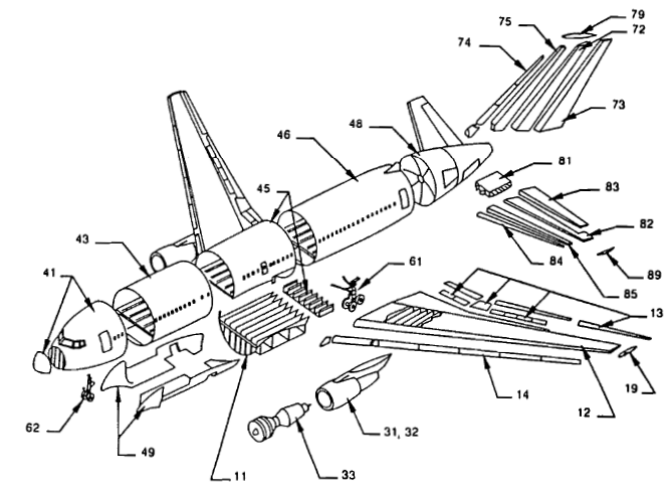
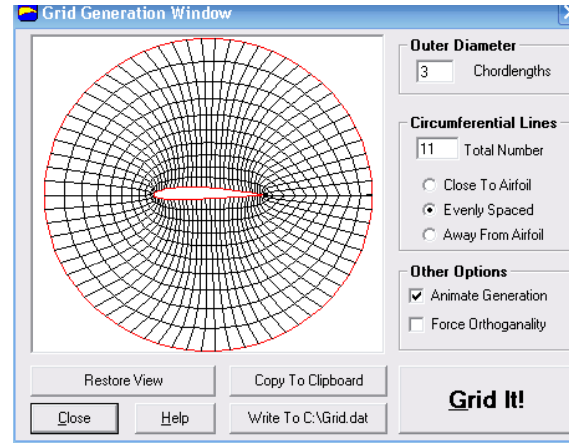


Fig. 17.2 Thrust and power.



Revisión de Tareas para la 2ª Entrega



Sergio Esteban Roncero
Departamento de Ingeniería Aeroespacial
Y Mecánica de Fluidos

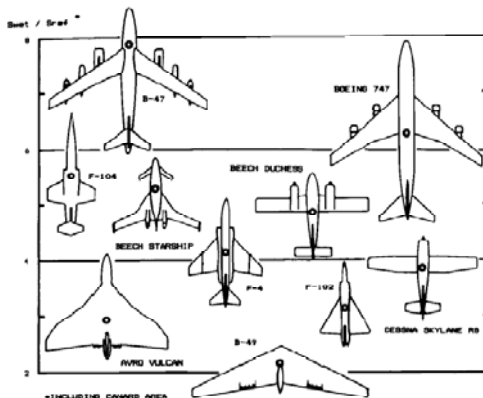


Fig. 3.5 Weighted area ratios.

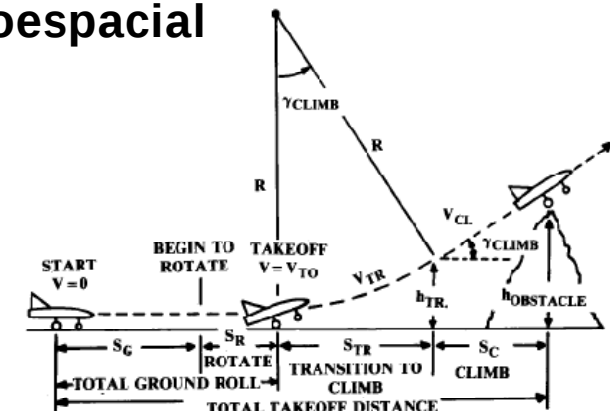
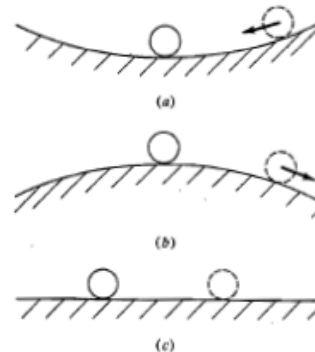


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Revisión 2.0 – (01-04-11) - 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 por ubicar “bloques” de elementos
 - Geometría de superficies (Aerodinámica y Estabilidad)
 - Geometría de motores, sistemas propulsores (Propulsión)
 - Estimación de pesos por “bloques” (Estructuras)

■ Aerodinámica:

- **Selección preliminar** de los **perfiles** para las superficies sustentadoras.
 - Aviones semejantes
- Definir la precisión en los **modelos de polares** más exactos.
- Determinación inicial de las **características** iniciales **aerodinámicas**.
- Interacción:
 - Sustentación requerida: pesos (Estructura)
 - Generación de parámetros aerodinámicos (Estabilidad y Actuaciones)

Estimación $C_{L\alpha}$ - subsónica

h es la altura del "endplate"

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

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

Flecha del ala en la zona del ala Con máxima cuerda

S_{exposed} es el área que ve el flujo

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

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

β² = 1 - M²

F = 1.07(1 + d/b)²

Factor de sustentación del fuselaje d = diámetro del fuselaje

F < 1 ~ 0,98

Eficiencia aerodinámica del perfil

Eficiencia aerodinámica del perfil



23/10/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

12



Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas

$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c}{q} \frac{S_c}{S} C_{L_{ac}} \left(1 - \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{ac_c} + \frac{q_t}{q} \frac{S_t}{S} C_{L_{at}} \left(1 - \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{ac_t} + C_{L_{\alpha WB}} \bar{X}_{ac_{WB}}}{\frac{q_c}{q} \frac{S_c}{S} C_{L_{ac}} \left(1 - \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t}{q} \frac{S_t}{S} C_{L_{at}} \left(1 - \frac{\partial c_x}{\partial \alpha}\right) + C_{L_{\alpha WB}}}$$

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



30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2011 Sergio Esteban Roncero

17



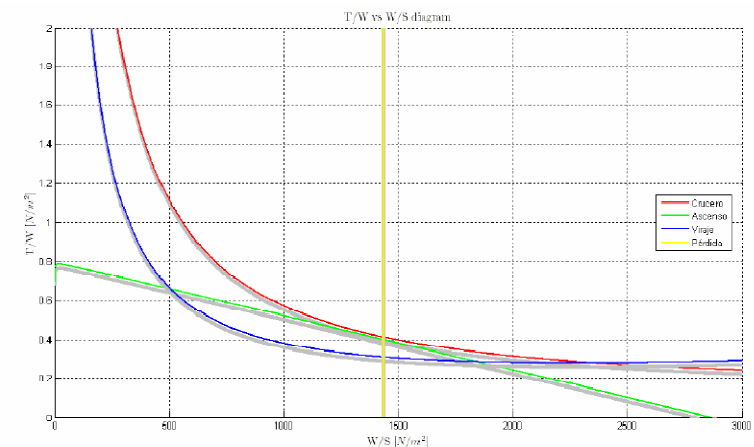
Revisión 2.0 – (01-04-11) - II

■ 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:
 - Dimensionado e ubicación superficies (Diseño)
 - Corrección pesos (Estructuras)
 - Necesidades de Estabilidad (Aerodinámica)

■ Estructuras:

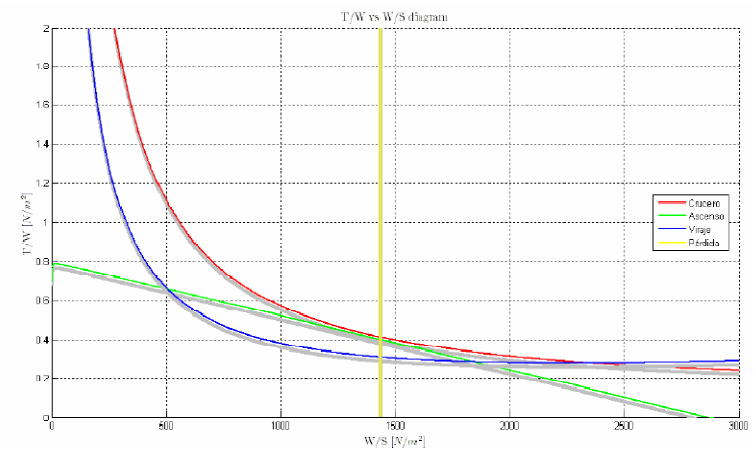
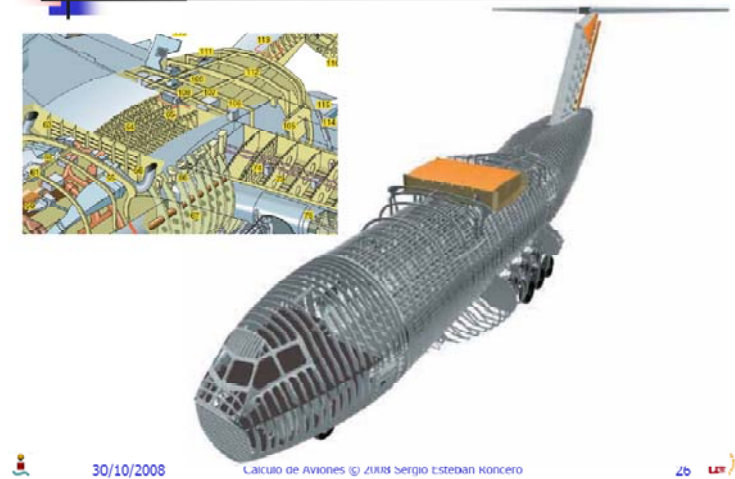
- Estudio de **masa (fracciones)** preliminar para poder proveer estimación **centro gravedad**.
- **Identificar** las cargas que actúan en la **aeronave** en diferentes configuraciones.
- Diseño de **estructura preliminar** y estudio de ajuste de pesos.
- Interacciones
 - Viabilidad física de ubicación de sistemas (Diseño)

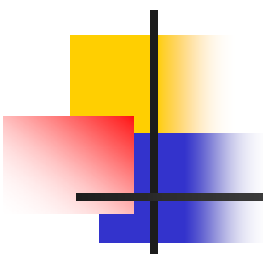


Revisión 2.0 – (01-04-11) - II

- Propulsión y Actuaciones:
 - Primera **estimación** de **actuaciones** (grandes rasgos).
 - **Diagrama T/W vs W/S**
 - **Definir planta motora.**
 - Interacción: En función de las “performances calculadas” exigirá modificaciones de todas las ramas

A400M – Estructura del fuselaje





Revisión de las diferentes áreas

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

■ 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 por ubicar “bloques” de elementos
 - Geometría de superficies (Aerodinámica y Estabilidad)
 - Geometría de motores, sistemas propulsores (Propulsión)
 - Estimación de pesos por “bloques” (Estructuras)

■ Diferente en función del diseño:

- Adecuación de las cargas de pago
- Adecuación de las misiones:
- Documentación detallada en la web:
 - Dimensiones, requisitos, etc...

- **Selección preliminar** de los **perfiles** para las superficies sustentadoras.
 - Aviones semejantes
- Definir la precisión en los **modelos** de **polares** más exactos.
- Determinación inicial de las **características** iniciales **aerodinámicas**.
- Interacción:
 - Sustentación requerida: pesos (Estructura)
 - Generación de parámetros aerodinámicos (Estabilidad y Actuaciones)

Aerodinámica - I

- Lo que se espera:

- Polar parabólica de coeficientes constantes:

- CD del avión

- Configuración limpia

- Vuelo de subida

- Vuelos de crucero

- Configuración sucia

- Despegue y aterrizaje

- Características aerodinámicas de los perfiles:

- Estimar C_L

- C_{L0} , $C_{L\alpha}$, C_{L0} , $C_{M\alpha}$

- Ala, canard, deriva horizontal y vertical, cola en V...

- Corrección para alas finitas

- Como conseguirlo:

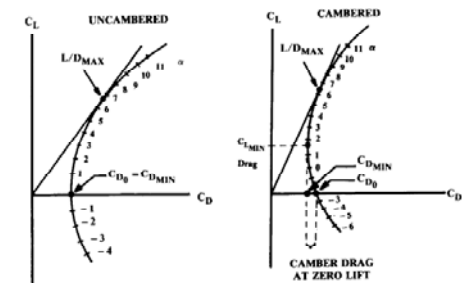


Fig. 12.3 Drag polar.

Aerodinámica - II

- CD del avión
 - Configuración limpia: Tren retraído, flaps recogidos
 - Vuelo de subida
 - Vuelos de crucero y alcance
 - Configuración sucia: flaps y tren de aterrizaje desplegados
 - Despegue y aterrizaje
- Como conseguirlo:
 - Modelo de polar parabólica de coeficientes constantes

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2 \Rightarrow K = \frac{1}{\pi Ae}$$

- Component Buildup Method

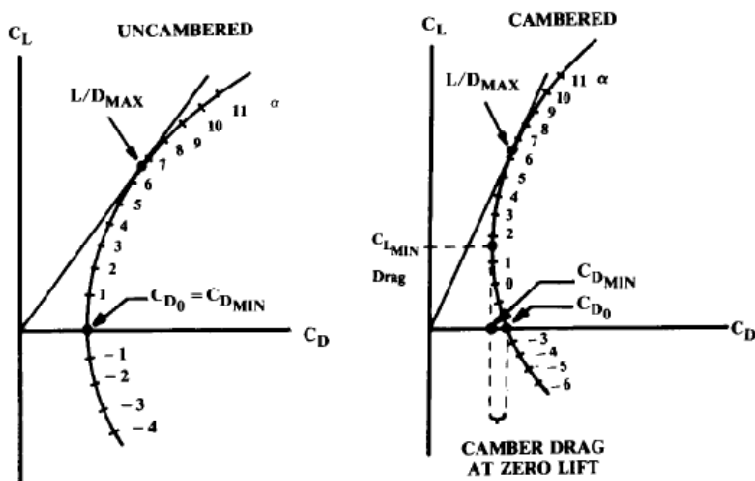


Fig. 12.3 Drag polar.

$$(C_{D_0})_{\text{subsonic}} = \frac{\Sigma(C_{f_c} F F_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}}$$

Aerodinámica - III

■ Características aerodinámicas de los perfiles:

■ Estimar C_L

■ C_{Lmax} :

- configuración limpia – métodos gráficos transparencias de clase: ejemplo siguiente página
- configuración sucia: tunel de viento virtual: ejemplo siguientes diapositivas y **ejemplo practico de clase**

■ Métodos graficos

■ C_{L0} , $C_{L\alpha}$, C_{L0} , $C_{M\alpha}$

- Ala, canard, deriva horizontal y vertical, cola en V...

■ Corrección para alas finitas

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

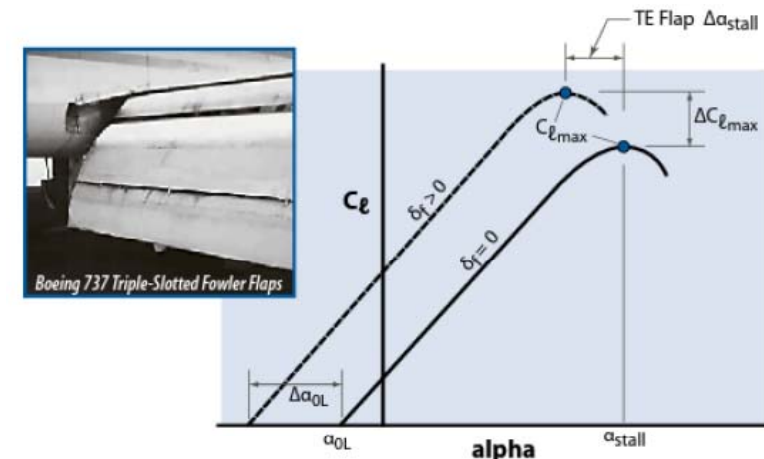


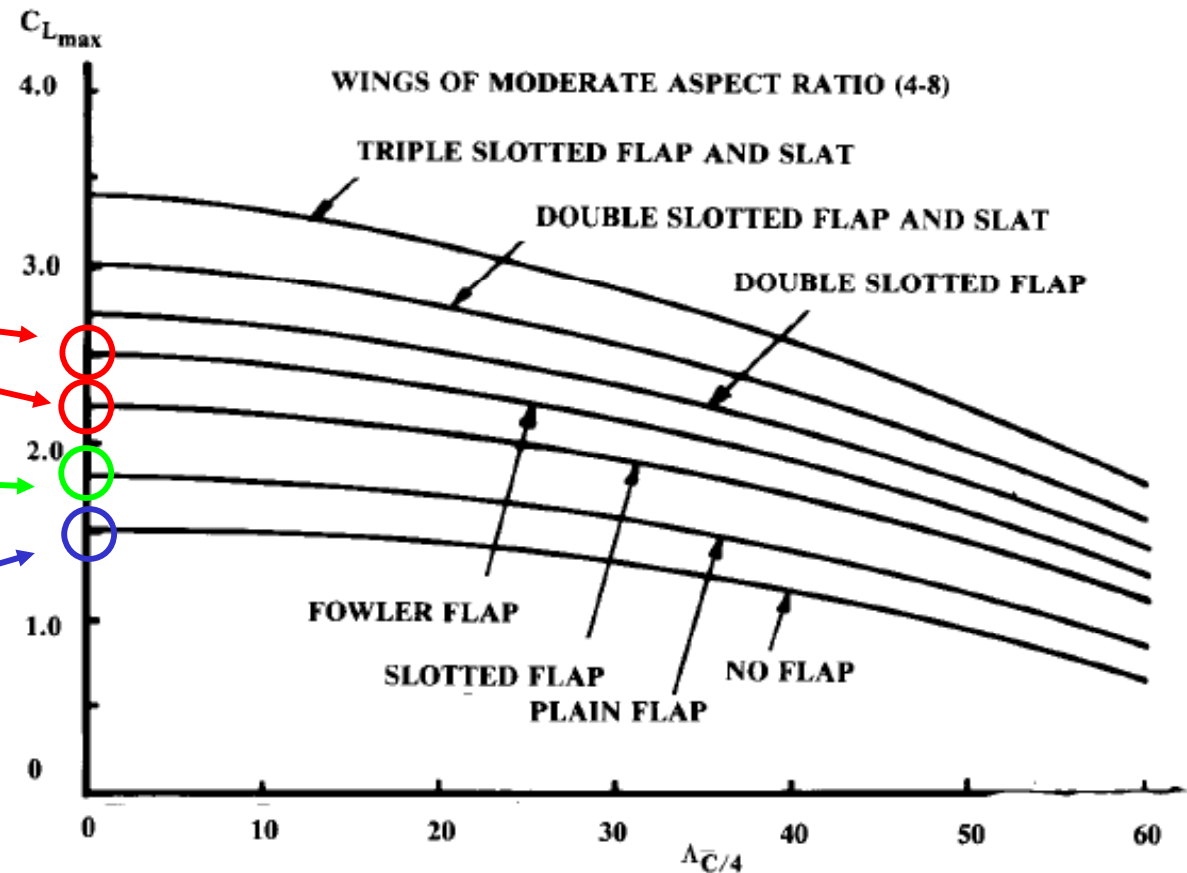
Figure 9.8 Construction of section lift curves for TE flaps.

Entrada en pérdida - II

NGI Configuración
despegue

UAV Configuración
despegue

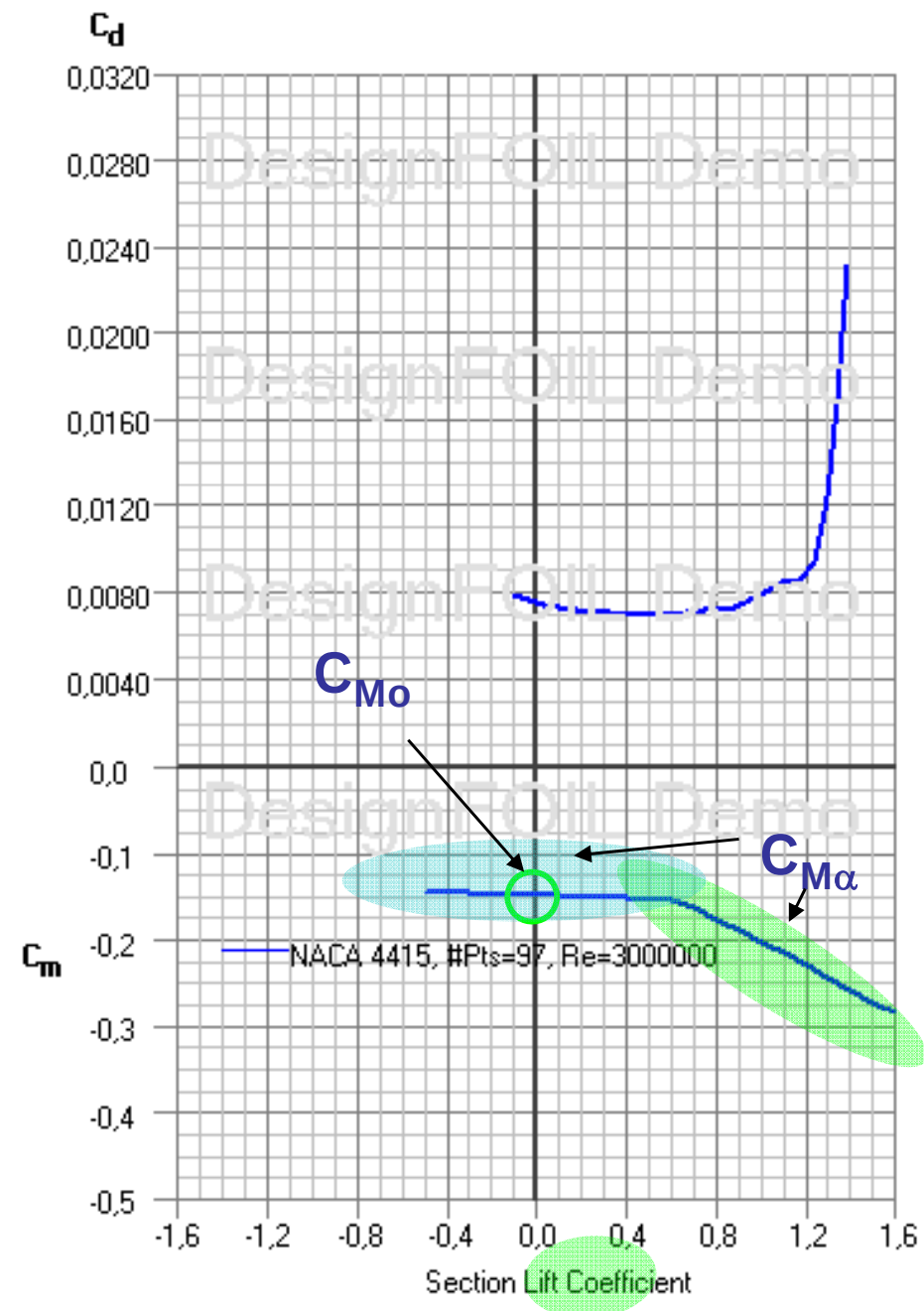
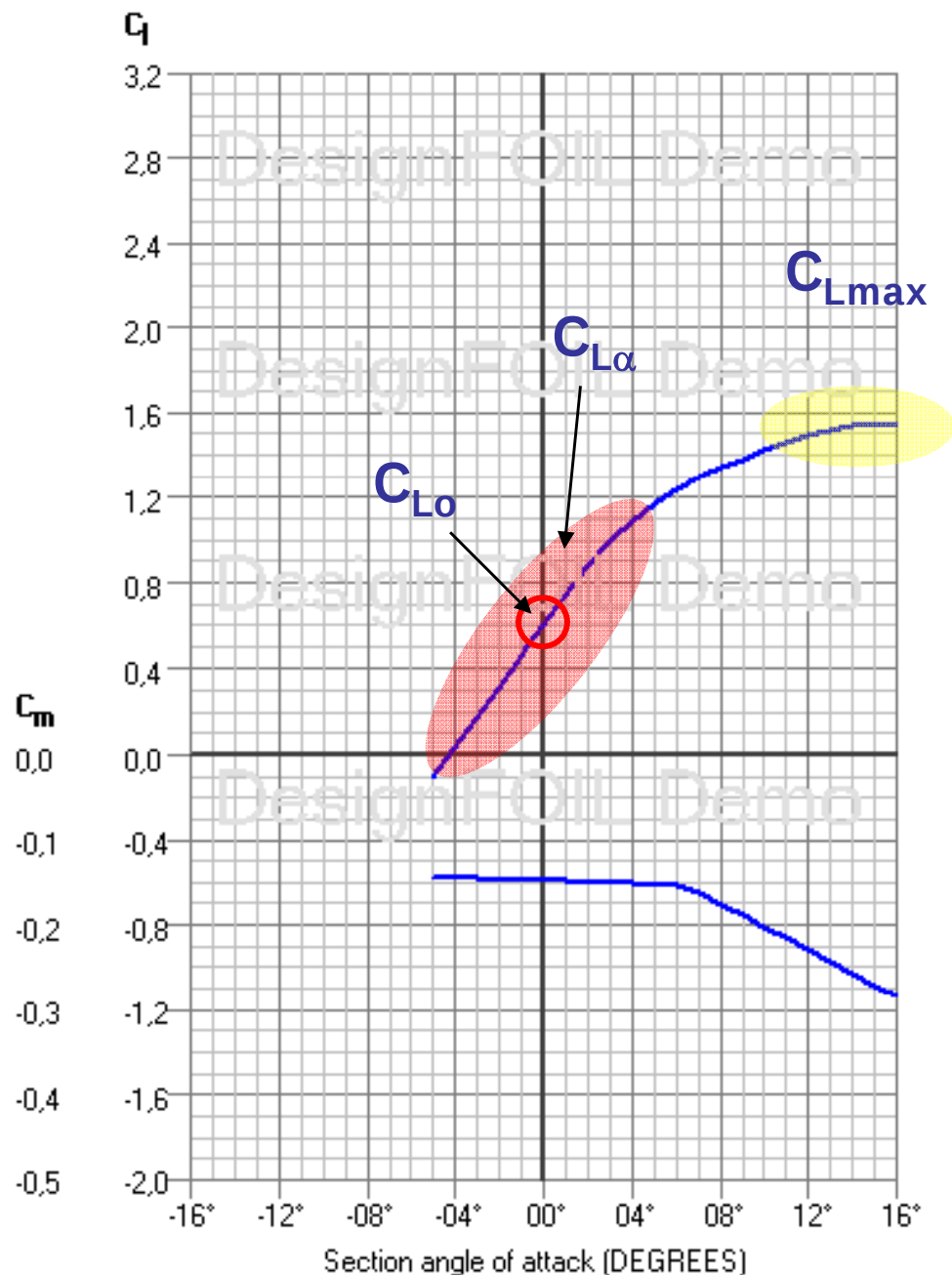
UAV & NGI
Configuración limpia



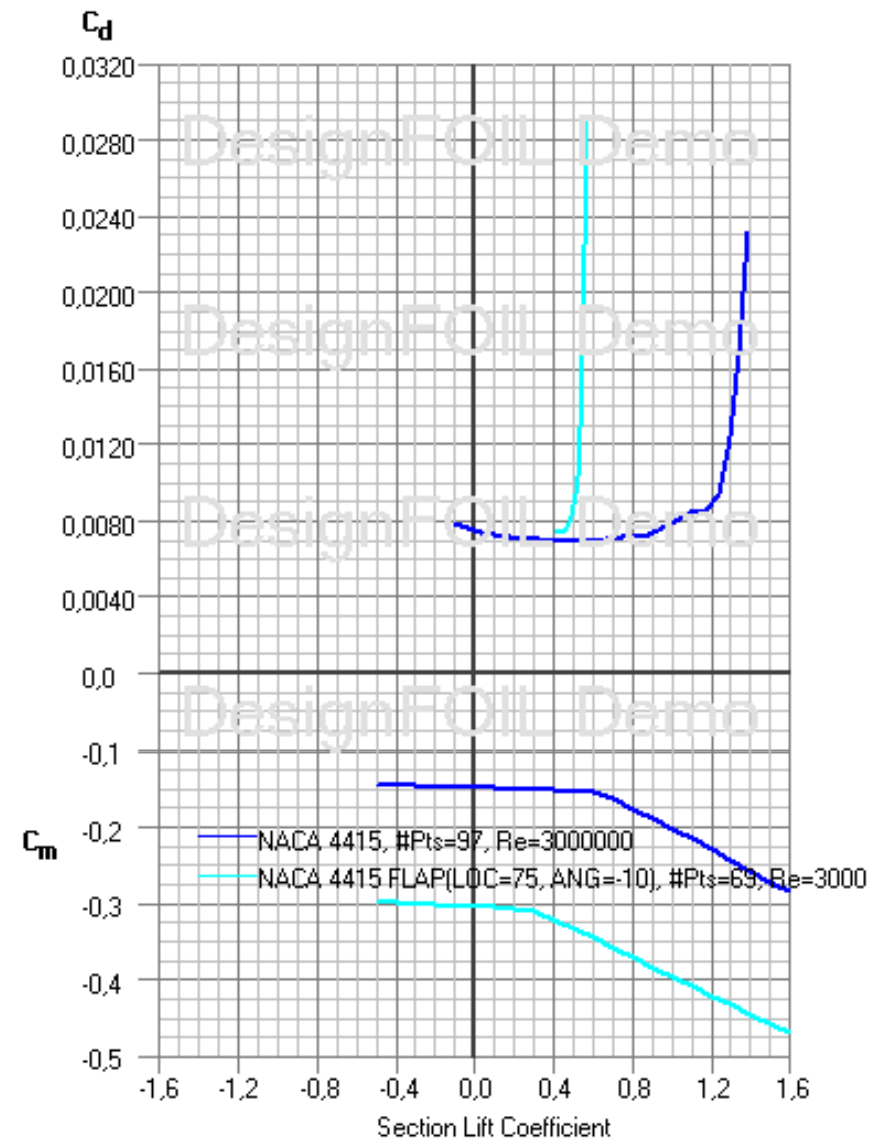
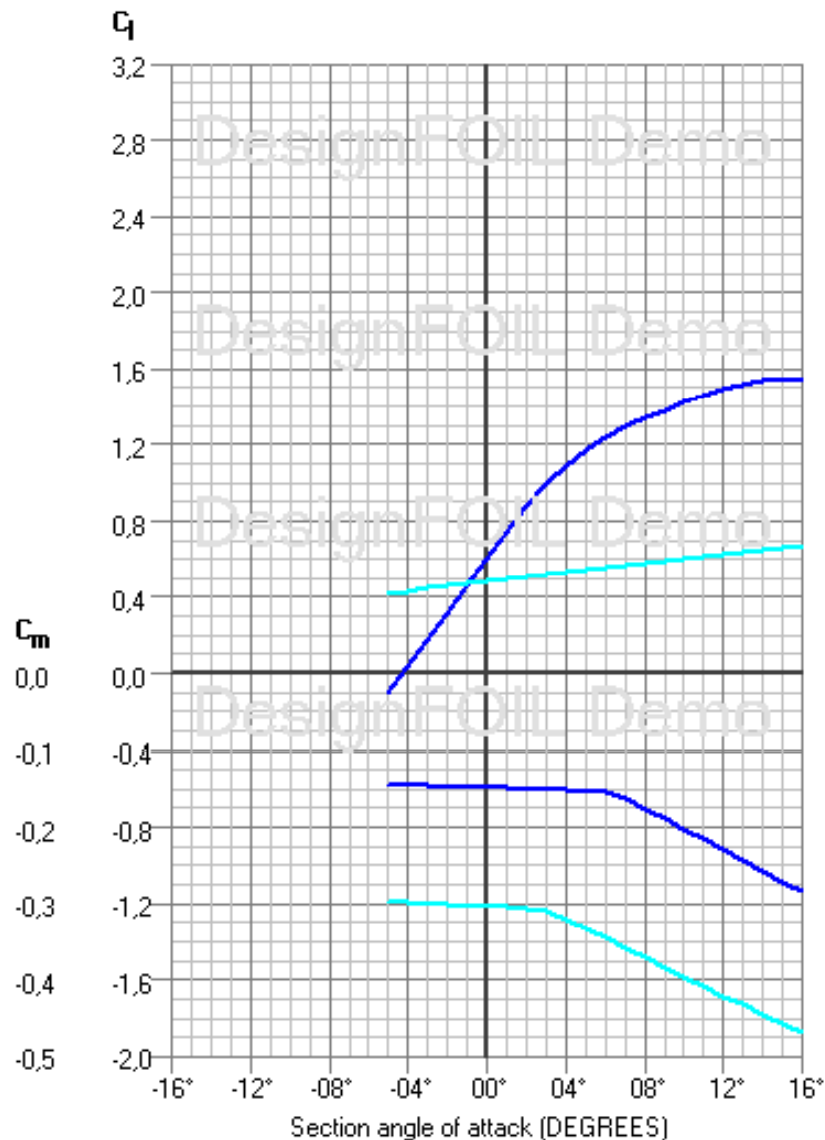
After Ref. 39

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

Métodos Virtuales - I



Métodos Virtuales - II



Cálculo C_{Lmax} – High Aspect Ratio - I

Wing Lift Coefficient

- Obtener C_{Lmax} y α_{STALL} para el ala básica Ángulo de ataque para sustentación nula

$$C_{Lmax} = \frac{C_{Lmax}}{C_{lmax}} C_{lmax}$$

$$\alpha_{stall} = \frac{C_{Lmax}}{C_{l\alpha}} + \alpha_{0L} + \Delta\alpha_{C_{Lmax}}$$

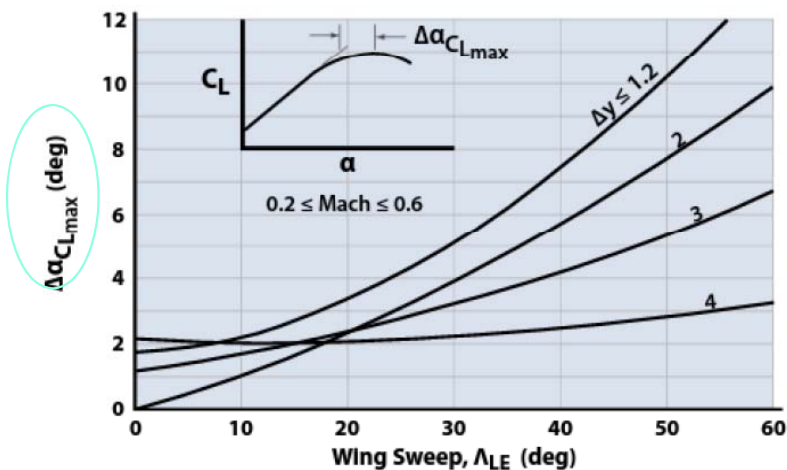


Figure 9.16 Angle-of-attack increment for subsonic maximum lift of high-AR wings (adapted [10]).

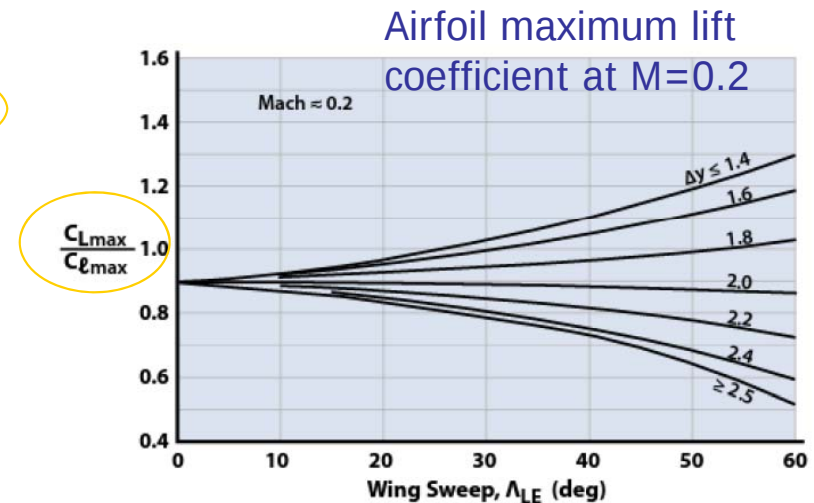


Figure 9.15 Subsonic maximum lift of high-AR wings (adapted [10]).

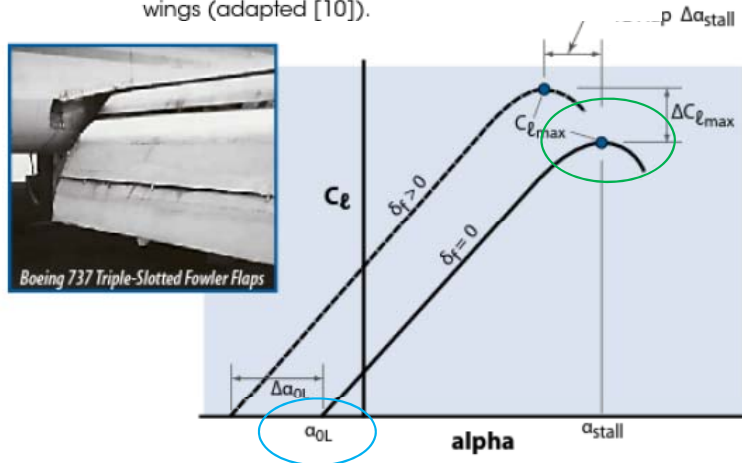


Figure 9.8 Construction of section lift curves for TE flaps.

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

Cálculo C_{Lmax} – Low Aspect Ratio - I

Wing Lift Coefficient

- Obtener C_{Lmax} y α_{STALL} para el ala básica

$$C_{Lmax} = (C_{Lmax})_{base} + \Delta C_{Lmax}$$

$$\alpha_{stall} = (\alpha_{C_{Lmax}})_{base} + \Delta \alpha_{C_{Lmax}}$$

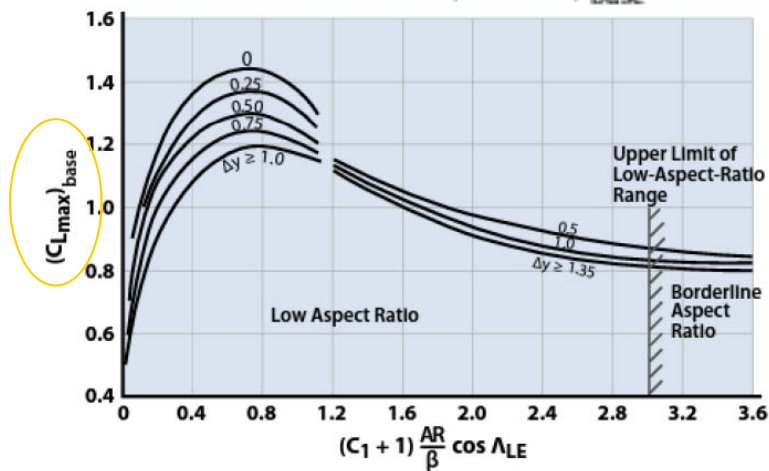


Figure 9.18 Subsonic maximum lift of low-AR wings (adapted [10]).

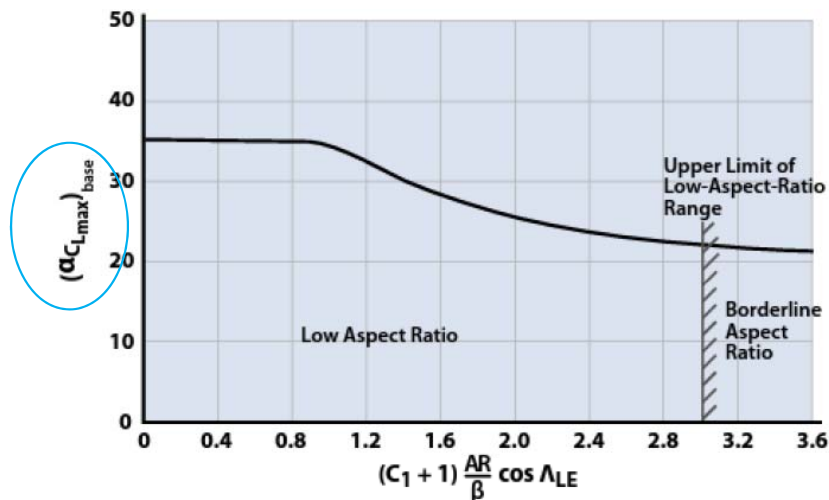


Figure 9.20 Angle-of-attack for subsonic maximum lift of low-AR wings.

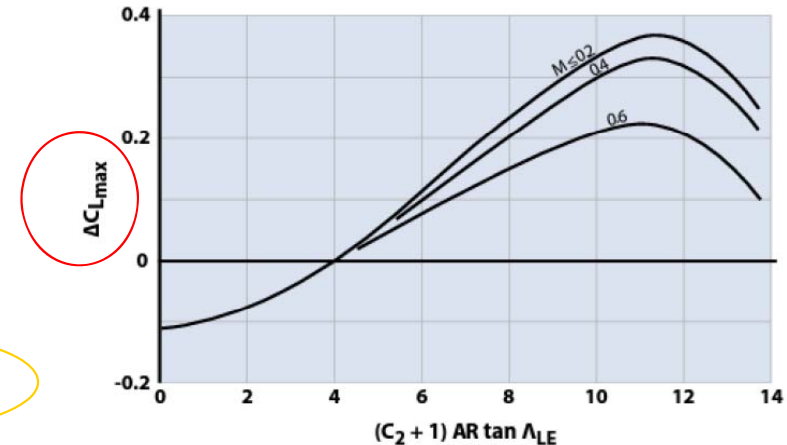


Figure 9.19 Subsonic maximum-lift increment for low-AR wings (adapted [10]).

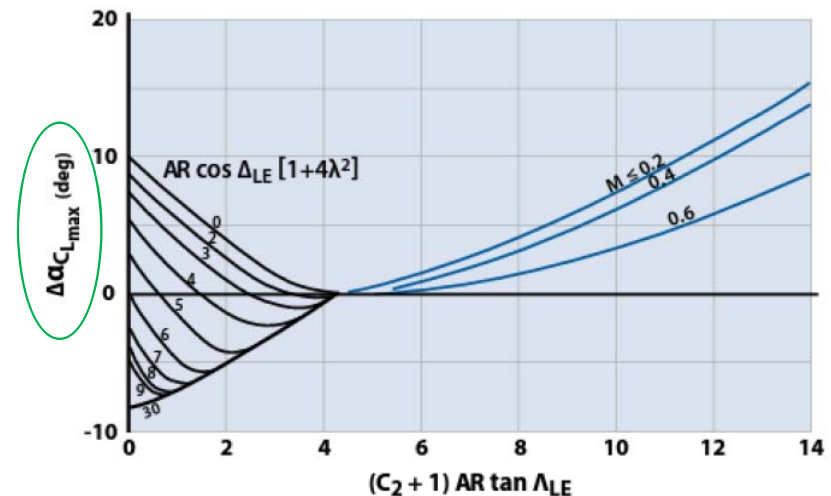


Figure 9.21 Angle-of-attack increment for subsonic maximum lift of low-AR wings.

■

- <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads.html>

□

Department of Aerospace Engineering

University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801

1



■

- <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html>

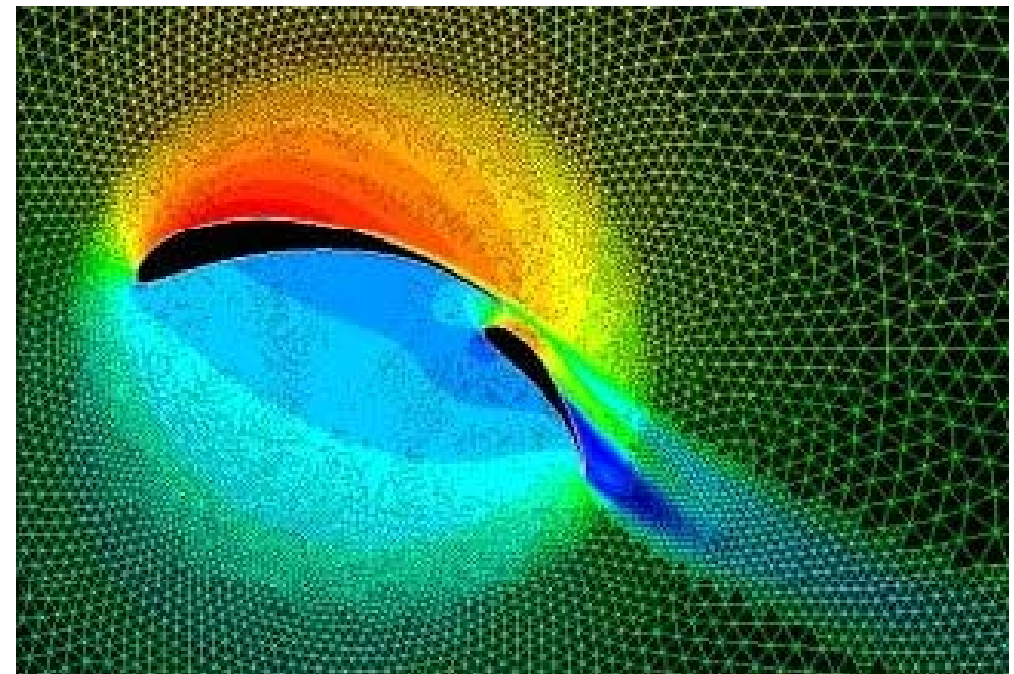
1

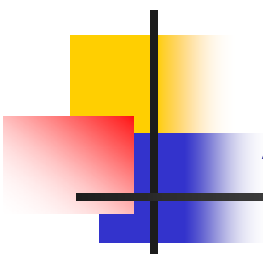
Analytical Methods, Inc.

2133 152nd Ave NE

Redmond, WA 98052

dave@amiwest.com





Aerodinámica - IV

- Selección de perfiles aerodinámicos
 - Etapas de complejidad:
 - Empezar con perfiles simples.
 - Análisis en
 - Continuar con perfiles de aeronaves similares:
 - Bases de datos volcadas en la página de la asignatura:
 - [The Incomplete Guide To Airfoil Usage](#)
 - [UIUC Airfoil Coordinates Database - Version 2.0 \(over 1550 airfoils\)](#)
 - Mejorar los perfiles seleccionados

■ 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:

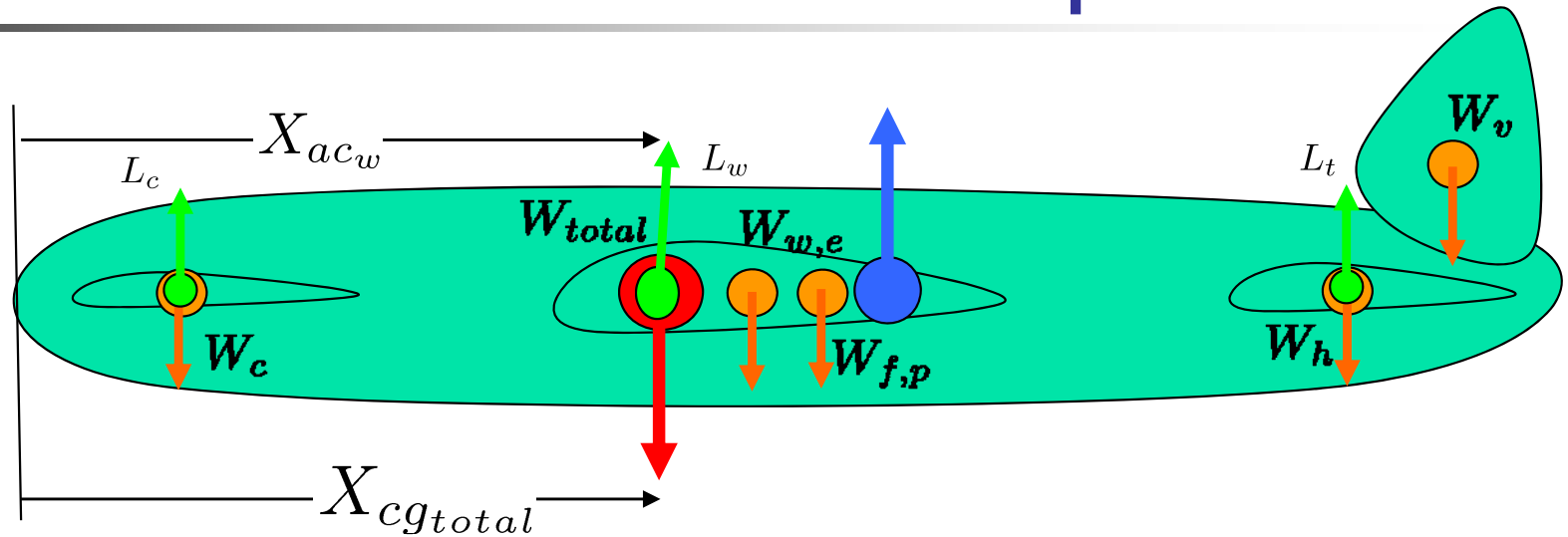
- Dimensionado e ubicación superficies (Diseño)
- Corrección pesos (Estructuras)
- Necesidades de Estabilidad (Aerodinámica)

Estabilidad y Control - I

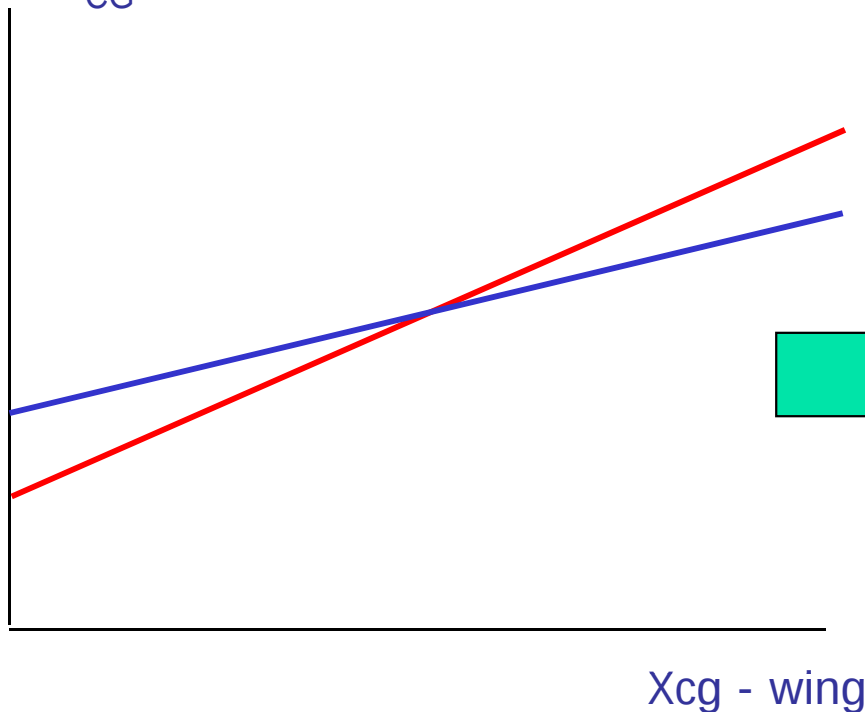
■ Trimado Longitudinal

- Múltiples posibles variaciones para conseguir el trimado
 - Incidencias de las superficies
 - Superficies alares
 - Distancias de las superficies
- Centrarse en los elementos que pueden variar:
 - Empezar con la variación de la incidencia estableciendo las dimensiones que tenéis en pre-diseño.
 - Variación de distancias (dentro de la lógica que permita la parte de diseño)
 - Superficies siempre cumpliendo actuaciones
- **!!!!!!!!!!!!!!!!!!!! INGENIERÍA CONCURRENTE!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!**
- Considerar la validez de los resultados obtenidos
 - Resistencia de trimado
- Verificar siempre las ecuaciones del sumatorio de fuerzas y momentos para buscarle lógica a lo que está ocurriendo.
- Centrarse en una velocidad (cruce) para el dimensionado inicial
- Variación del centro de gravedad en función del movimiento de superficies:
MARGEN ESTÁTICO
- Variación de la efectividad de las superficies de control $C_{L\delta e}$ y $C_{M\delta e}$

Variación física de las superficies



X_{NA} & X_{CG}

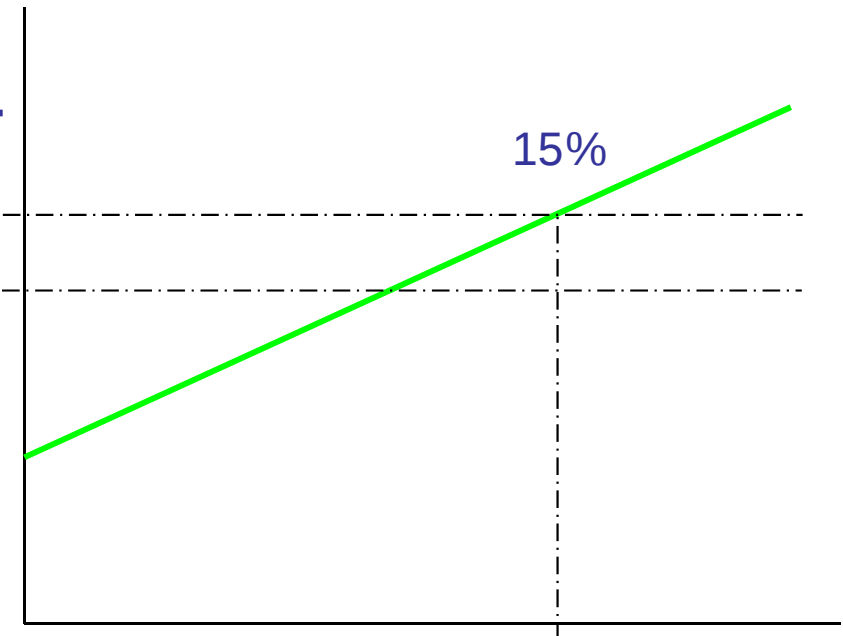


SM

+

-

15%

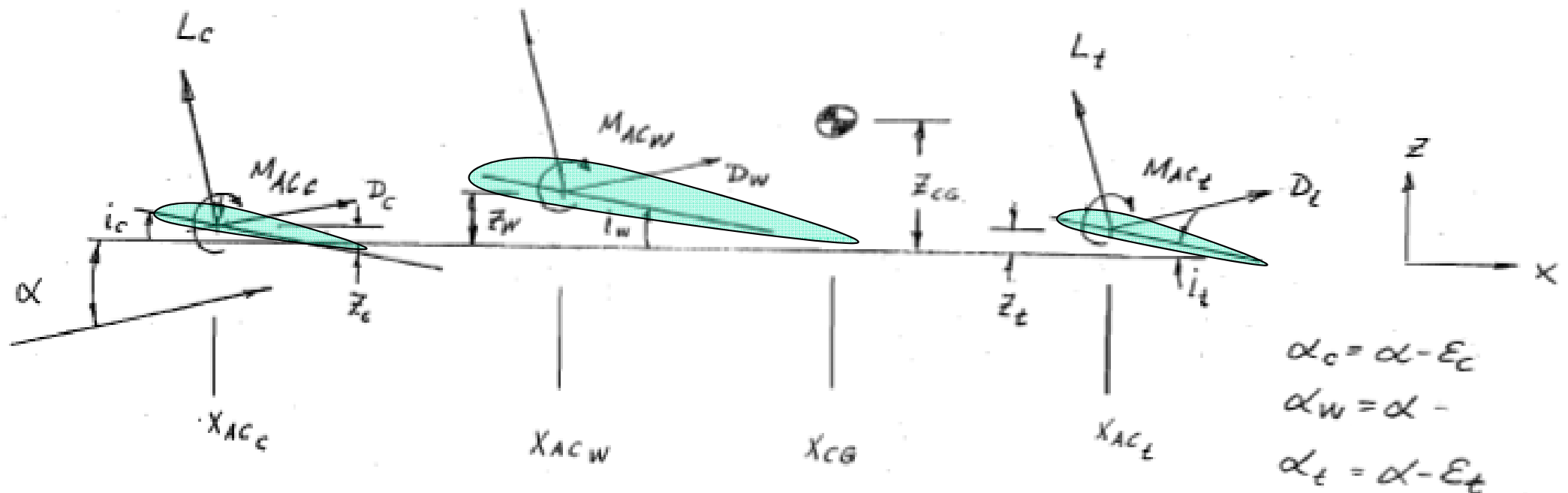


X_{cg_wing}

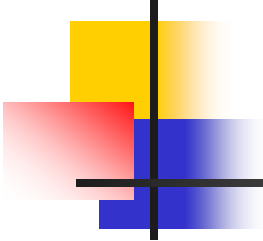
Análisis de Trimado – I

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

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



- Estimación de los pesos del avión en función de métodos estadísticos empleados por las industrias
 - **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.
 - Interacciones
 - Viabilidad física de ubicación de sistemas (Diseño)



Estimación de Pesos - I

- Determinación de forma estadística.
- Previo a tener valores más representativos obtenidos mediante modelado en CAD.
 - Diferentes métodos para estimar el peso de diferentes componentes:
 - Airplane Design – Part V : Component Weight Estimation
 - USAF Method
 - GM Method
 - Cessna Method
 - Torenbeek Method
 - Método estadístico
 - Raymer Method
 - Grupos de pesos para diversas aeronaves
 - Airplane Design – Part V : Component Weight Estimation
 - Sirve para determinar mediante comparativas entre los diversos aviones el peso aproximado de algunas de las partes.
 - Técnicas de normalizados para extrapolar posibles líneas de tendencia

Estimación de Pesos - II

Table 15.1 Group weight format

	Weight, lb	Loc., ft	Moment, ft-lb		Weight, lb	Loc., ft	Moment, ft-lb
Structures	4,526		106,879	Equipment	4,067		80,646
Wing	1,459.4	23.3	34,004	Flight controls	655.7	21.7	14,229
Horizontal tail	280.4	39.2	10,992	APU		0	0
Vertical tail		0	0	Instruments	122.8	10.0	1,228
Ventral tail		0	0	Hydraulics	171.7	21.7	3,726
Fuselage	1,574	21.7	34,156	Pneumatics		21.7	0
Main landing gear	631.5	23.8	15,030	Electrical	713.2	21.7	15,476
Nose landing gear	171.1	13.0	2,224	Avionics	989.8	10.0	9,898
Other landing gear		0	0	Armament		0	0
Engine mounts	39.1	33.0	1,290	Furnishings	217.6	6.2	1,349.7
Firewall	58.8	33.0	1,940	Air conditioning	190.7	15.0	2,860.5
Engine section	21	33.0	693	Anti-icing			0
Air induction	291.1	22.5	6,550	Photographic			0
			0	Load and handling	5.3	15.0	79.5
			0	Misc. equipment and We	1,000	31.8	31,800
			0	Empty weight allowance	547	23.6	12,923.7
Propulsion	2,354		70,931	Total weight empty	11,495	23.6	27,137.9
Engine(s)—installed	1,517	33.0	50,061				
Accessory drive			0	Useful load	4,985		
Exhaust system			0	Crew	220	15.0	3,300
Engine cooling	172	33.0	5,676	Fuel—usable	3,836	22.3	85,551
Oil cooling	37.8	33.0	1,247	Fuel—trapped	39	22.3	864
Engine controls	20	33.0	660	Oil	50	33.0	1,650
Starter	39.5	15.7	620	Passengers			0
Fuel system/tanks	568	22.3	12,666	Cargo/payload	840	21.7	18,228
			0	Guns			0
			0	Ammunition	0	21.7	0
			0	Misc. useful load			
			0	Takeoff gross weight	16,480	22.0	362,744

Estimación de Pesos - III

Table 15.2 Approximate empty weight buildup

Item	Fighters		Transports and bombers		General aviation (metal)		Multiplier	Approximate location
	lb/ft ²	{kg/m ² }	lb/ft ²	{kg/m ² }	lb/ft ²	{kg/m ² }		
Wing	9.0	{44}	10.0	{49}	2.5	{12}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Horizontal tail	4.0	{20}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Vertical tail	5.3	{26}	5.5	{27}	2.0	{10}	$S_{\text{exposed planform}}$	40% MAC
Fuselage	4.8	{23}	5.0	{24}	1.4	{7}	$S_{\text{wetted area}}$	40–50% length
Landing gear ^a	0.033	—	0.043	—	0.057	—	TOGW	—
	Navy: 0.045	—						
Installed engine	1.3	—	1.3	—	1.4	—	Engine weight	—
“All-else empty”	0.17	—	0.17	—	0.10	—	TOGW	40–50% length

^a15% to nose gear; 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014 W_0 if fixed gear.

Estimación de Pesos - IV

Table 15.3 Miscellaneous weights (approximate)

Component	Weight	
	lb	kg ^a
Missiles		
Harpoon (AGM-84 A)	1200	544
Phoenix (AIM-54 A)	1000	454
Sparrow (AIM-7)	500	227
Sidewinder (AIM-9)	200	91
Pylon and launcher	0.12 W_{missile}	
M61 Gun		
Gun	250	113
940 rds ammunition	550	250
Commercial aircraft passenger (includes carry-on)	190	86
Seats		
Flight deck	60	27
Passenger	32	15
Troop	11	5
Instruments		
Altimeter, airspeed, accelerometer, rate of climb, clock, compass, turn & bank, Mach, tachometer, manifold pressure, etc.	1–2 each	0.5–1
Gyro horizon, directional gyro	4–6 each	2–3
Heads-up display	40	18
Lavatories		
Long-range aircraft	1.11 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	0.5 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
Short-range aircraft	0.31 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	0.14 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
Business/executive aircraft	3.90 $N_{\text{pass}}^{1.33}$	1.76 $N_{\text{pass}}^{1.33}$
Arresting gear		
Air Force-type	0.002 W_{dg}	
Navy-type	0.008 W_{dg}	
Catapult gear		
Navy carrier-based	0.003 W_{dg}	
Folding wing		
Navy carrier-based	0.06 W_{wing}	

^aMass equivalent of weight.

Estimación de Pesos - IV

■ General Aviation Airplanes:

■ Pesos de ala

■ Cessna Method

$$W_W = 0.04674 (W_{TO})^{0.397} (S)^{0.360} (n_{ult})^{0.397} (A)^{1.712}$$

$$W_W = 0.002933 (S)^{1.018} (A)^{2.473} (n_{ult})^{0.611}$$

■ USAF Method

$$W_W = 96.948 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.65} (A / \cos \Lambda_{1/4})^{0.57} (S / 100)^{0.61} \times \{(1 + \lambda) / 2 (t/c)_m\}^{0.36} (1 + V_H / 500)^{0.5}]^{0.993} \quad (5.4)$$

■ Torenbeek Method

$$W_W = 0.00125 W_{TO} (b / \cos \Lambda_{1/2})^{0.75} [1 + \{6.3 \cos(\Lambda_{1/2}) / b\}^{1/2}] \times (n_{ult})^{0.55} (b S / t_r W_{TO} \cos \Lambda_{1/2})^{0.30} \quad (5.5)$$

■ Pesos de cola

■ Cessna Method

$$W_h = \frac{3.184 (W_{TO})^{0.887} (S_h)^{0.101} (A_h)^{0.138}}{57.5 (t_{r_h})^{0.223}}$$

$$W_v = \frac{1.68 (W_{TO})^{0.567} (S_v)^{1.249} (A_v)^{0.482}}{15.6 (t_{r_v})^{0.747} (\cos \Lambda_{1/4_v})^{0.882}}$$

■ USAF Method

$$W_h = 127 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_h / 100)^{1.2} \times 0.289 (l_h / 10)^{0.483} (b_h / t_{r_h})^{0.5}]^{0.458}$$

$$W_v = 98.5 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_v / 100)^{1.2} \times 0.289 (b_v / t_{r_v})^{0.5}]^{0.458}$$

■ Torenbeek Method

$$W_{emp} = 0.04 (n_{ult} (S_v + S_h)^2)^{0.75}$$

Estimación de Pesos - V

- General Aviation Airplanes:
 - Raymer Method

$$W_{\text{wing}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{\text{w}}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.005} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{\text{dg}})^{0.49}$$

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.016 (N_z W_{\text{dg}})^{0.414} q^{0.168} S_{\text{ht}}^{0.896} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.12} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_{\text{ht}}} \right)^{0.043} \lambda_h^{-0.02}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.073 \left(1 + 0.2 \frac{H_t}{H_v} \right) (N_z W_{\text{dg}})^{0.376} q^{0.122} S_{\text{vt}}^{0.873} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda_{\text{vt}}} \right)^{-0.49} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda_v} \right)^{0.357} \lambda_{\text{vt}}^{0.039}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.052 S_f^{1.086} (N_z W_{\text{dg}})^{0.177} L_f^{0.051} (L/D)^{-0.072} q^{0.241} + W_{\text{press}}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.095 (N_l W_l)^{0.768} (L_m/12)^{0.409}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.125 (N_l W_l)^{0.566} (L_n/12)^{0.845}$$

$$W_{\text{installed engine (total)}} = 2.575 W_{\text{en}}^{0.922} N_{\text{en}}$$

$$W_{\text{fuel system}} = 2.49 V_t^{0.726} \left(\frac{1}{1 + V_t/V_l} \right)^{0.363} N_t^{0.242} N_{\text{en}}^{0.157}$$

$$W_{\text{flight controls}} = 0.053 L^{1.536} B_w^{0.371} (N_z W_{\text{dg}} \times 10^{-4})^{0.80}$$

$$W_{\text{hydraulics}} = 0.001 W_{\text{dg}}$$

$$W_{\text{electrical}} = 12.57 (W_{\text{fuel system}} + W_{\text{avionics}})^{0.51}$$

$$W_{\text{avionics}} = 2.117 W_{\text{uav}}^{0.933}$$

$$W_{\text{air conditioning and anti-ice}} = 0.265 W_{\text{dg}}^{0.52} N_p^{0.68} W_{\text{avionics}}^{0.17} M^{0.08}$$

$$W_{\text{furnishings}} = 0.0582 W_{\text{dg}} - 65$$

Estimación de Pesos - VI

■ Cargo Transport Airplanes:

■ Raymer Method

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

$$W_{\text{horizontal tail}} = 0.0379 K_{\text{uhl}} (1 + F_w/B_h)^{-0.25} W_{\text{dg}}^{0.639} N_z^{0.10} S_{\text{ht}}^{0.75} L_t^{-1.0} \times K_y^{0.704} (\cos \Lambda_{\text{ht}})^{-1.0} A_h^{0.166} (1 + S_e/S_{\text{ht}})^{0.1}$$

$$W_{\text{vertical tail}} = 0.0026 (1 + H_t/H_v)^{0.225} W_{\text{dg}}^{0.556} N_z^{0.536} L_t^{-0.5} S_{\text{vt}}^{0.5} K_z^{0.875} (\cos \Lambda_{\text{vt}})^{-1} A_v^{0.35} (t/c)_{\text{root}}^{-0.5}$$

$$W_{\text{fuselage}} = 0.3280 K_{\text{door}} K_{\text{Lg}} (W_{\text{dg}} N_z)^{0.5} L^{0.25} S_f^{0.302} (1 + K_{\text{ws}})^{0.84} (L/D)^{0.10}$$

$$W_{\text{main landing gear}} = 0.0106 K_{\text{mp}} W_l^{0.888} N_l^{0.25} L_m^{0.4} N_{\text{mw}}^{0.321} N_{\text{mss}}^{-0.5} V_{\text{stall}}^{0.1}$$

$$W_{\text{nose landing gear}} = 0.032 K_{\text{np}} W_l^{0.646} N_l^{0.2} L_n^{0.5} N_{\text{nw}}^{0.45}$$

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_{\text{Lf}}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{ec}}^{0.611} N_{\text{en}}^{0.984} S_n^{0.224} \quad W_{\text{starter (pneumatic)}} = 49.19 \left(\frac{N_{\text{en}} W_{\text{en}}}{1000} \right)^{0.541}$$

(includes air induction)

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

$$W_{\text{fuel system}} = 2.405 V_t^{0.606} (1 + V_i/V_t)^{-1.0} (1 + V_p/V_t) N_t^{0.5}$$

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

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

$$W_{\text{instruments}} = 4.509 K_r K_{\text{tp}} N_c^{0.541} N_{\text{en}} (L_f + B_w)^{0.5}$$

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

$$W_{\text{electrical}} = 7.291 R_{\text{kva}}^{0.782} L_a^{0.346} N_{\text{gen}}^{0.10}$$

$$W_{\text{avionics}} = 1.73 W_{\text{uav}}^{0.983}$$

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

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

$$W_{\text{anti-ice}} = 0.002 W_{\text{dg}} \quad W_{\text{handling gear}} = 3.0 \times 10^{-4} W_{\text{dg}}$$

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

Estimación de Pesos - VII

- Se utilizan factores de corrección sobre las ecuaciones anteriores en función de los materiales empleados y del tipo de estructura

Table 15.4 Weights estimation “fudge factors”

Category	Weight group	Fudge factor (multiplier)
Advanced composites	Wing	0.85–0.90
	Tails	0.83–0.88
	Fuselage/nacelle	0.90–0.95
	Landing gear	0.95–1.0
	Air induction system	0.85–0.90
Braced wing	Wing	0.82
Braced biplane	Wing	0.6
Wood fuselage	Fuselage	1.60
Steel tube fuselage	Fuselage	1.80
Flying boat hull	Fuselage	1.25
Carrier-based aircraft	Fuselage and landing gear	1.2–1.3

Comparativa de pesos – Aviones similares - I

- Comparativa de pesos por grupos para aviones similares:
 - Airplane Design – Part V
 - Turbo/propeller Driven Military Transports (pp 176-177)

Table A10.2a Group Weight Data for Turbo/Propeller

Driven Military Transports

	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941*
Number of engines:	4	4	4	4
Weight Item, lbs				
Wing Group	10,800	27,403	13,950	4,096
Empennage Group	1,300	6,011	3,480	1,387
Fuselage Group	11,100**	30,940	14,695	6,481
Nacelle Group	1,200	3,512	2,756	in wing
Land. Gear Group	3,180	10,635	5,309	2,626
Nose Gear			730	
Main Gear			4,579	
Structure Total	27,580	78,501	40,190	14,590



Comparativa de pesos – Aviones similares II

	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941*
Number of engines:	4	4	4	4
Weight Item, lbs				
Wing Group	10,800	27,403	13,950	4,096
Empennage Group	1,300	6,011	3,480	1,387
Fuselage Group	11,100**	30,940	14,695	6,481
Nacelle Group	1,200	3,312	2,756	in wing
Land. Gear Group	3,180	10,635	5,309	2,626
Nose Gear			730	
Main Gear			4,579	
Structure Total	27,580	78,501	40,190	14,590
Engines		10,470	13,746	
Air Induct. System				
Fuel System		1,338	3,105	
Propeller Inst.		5,403	in eng.	
Propulsion System		2,081	in eng.	
Power Plant Total		19,292	16,851	
Avionics + Instrum.		578	3,582	
Surface Controls in struct.		1,804	1,673	1,056
Hydraulic System		2,678	664	
Pneumatic System				
Electrical System		2,004	2,459	
Electronics		2,047	in avionics	
APU		188	651	
Oxygen System			231	
Air Cond. System***		2,973	1,684	
Anti-icing System			797	
Furnishings		3,632	4,472	
Auxiliary Gear		117	6	
Operating items			532	
Fixed Equipm't Total		16,021	16,219	
W _{oil} + W _{tfo}		1,693	1,089	
Max. Fuel Capacity		60,000	45,240	
Payload (Max.)		97,162	33,461	

Type	A.W. (HS) Argosy	Douglas C-133A	Lockheed C-130H	Breguet 941
Flight Design Gross Weight, GW, lbs	82,000	275,000	155,000	58,421
Structure/GW	0.336	0.285	0.259	0.250
Power Plant/GW		0.070	0.109	
Fixed Equipm't/GW		0.058	0.105	
Empty Weight/GW	0.561	0.414	0.473	0.508
Wing Group/GW	0.132	0.100	0.090	0.070
Empenn. Group/GW	0.016	0.022	0.022	0.024
Fuselage Group/GW	0.135	0.113	0.095	0.111
Nacelle Group/GW	0.015	0.013	0.018	in wing
Land. Gear Group/GW	0.039	0.039	0.034	0.045
Take-off Gross Wht, W _{TO} , lbs	82,000	275,000	155,000	58,421
Empty Weight, W _E , lbs	46,000	113,814	73,260	29,675
Wing Group/S, psf	7.4	10.3	8.0	4.5
Emp. Grp/S _{emp} , psf	2.3	4.2	4.2	2.6
Ultimate Load Factor, g's	3.75*	2.50	3.75*	3.75*
Surface Areas, ft ²				
Wing, S	1,458	2,673	1,745	902
Horiz. Tail, S _h	327	801	536	320
Vert. Tail, S _v	250	641	300	223
Empenn. Area, S _{emp}	577	1,442	836	543

*Assumed

Análisis de Vuelo Equilibrado - II

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

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

$$C_{L_0} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + C_{L_{0WB}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}}$$

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

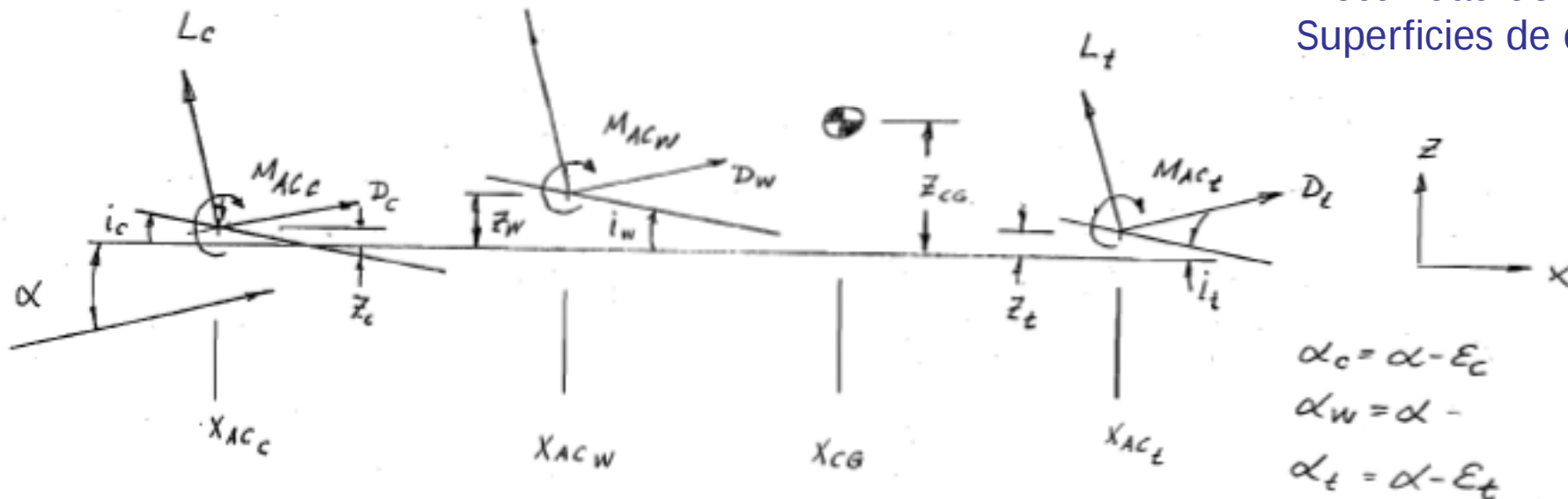
$$C_{L_\alpha} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} \left(1 + \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{L_{\alpha WB}}$$

$$C_{L_{\delta_e}} = C_{L_{\delta_c}} + C_{L_{\delta_t}}$$

$$C_{L_{\delta_c}} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{c\delta_e}}$$

$$C_{L_{\delta_t}} = \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{t\delta_e}}$$

Efectividad de las Superficies de control



Efectividad de las superficies de control

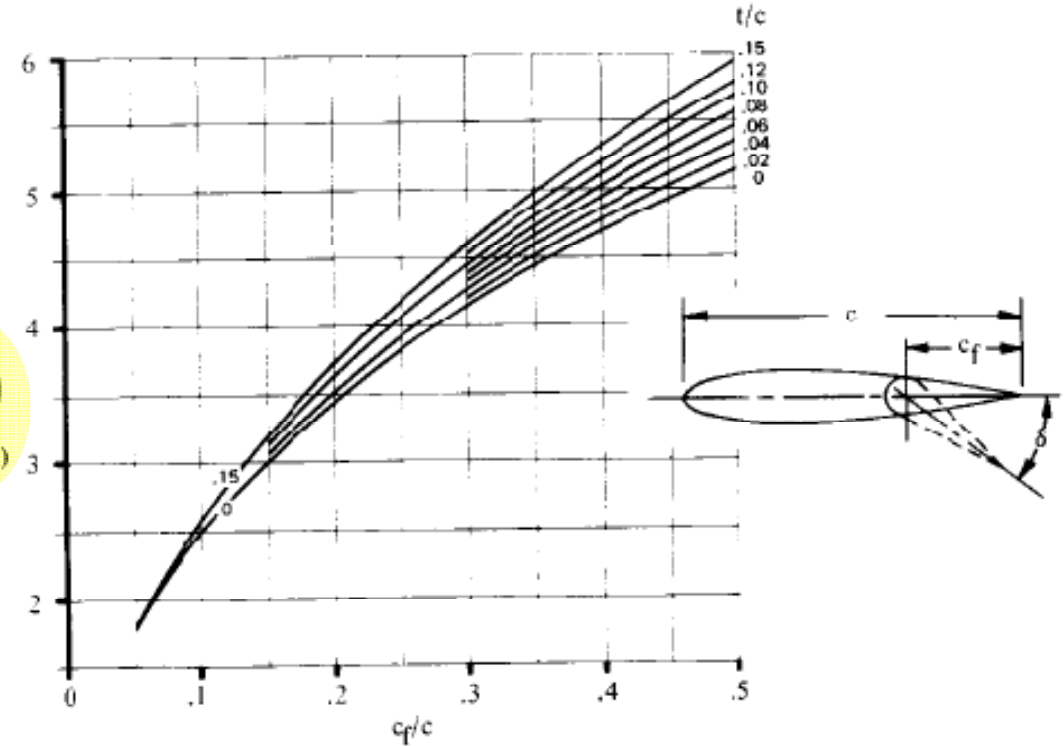
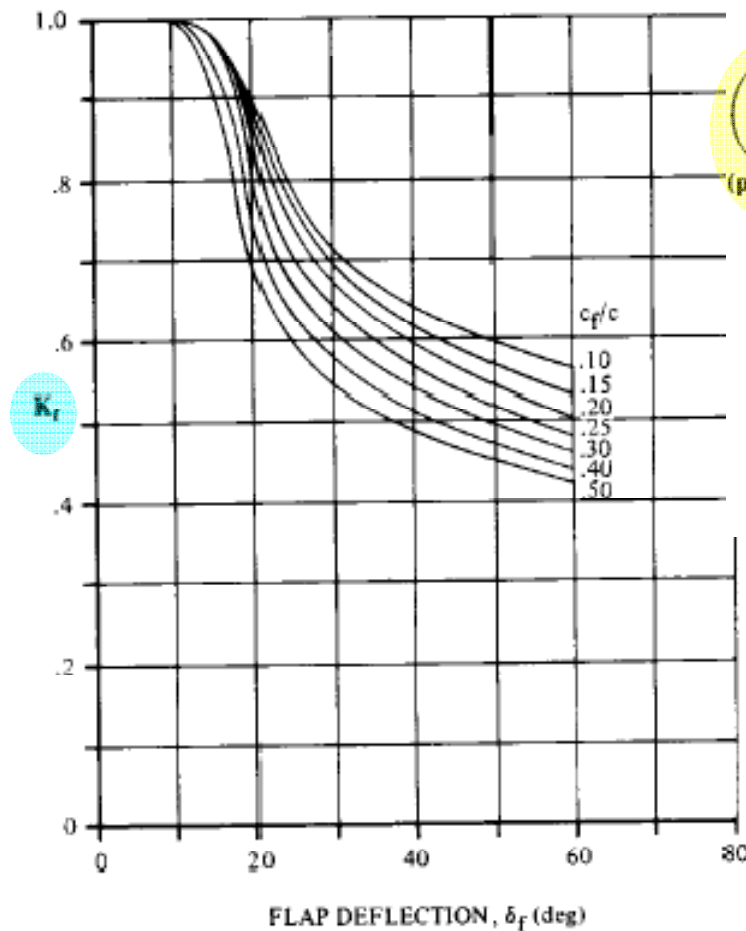


Fig. 16.6 Theoretical lift increment for plain flaps. (Ref. 37)

$$\Delta \alpha_{0L} = -\frac{1}{C_{L\alpha}} \frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \delta_f$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} = 0.9 K_f \left(\frac{\partial C_L}{\partial \delta_f} \right)' \frac{S_{\text{flapped}}}{S_{\text{ref}}} \cos \Lambda_{H.L.}$$

ángulo de la línea de bisagra

Fig. 16.7 Empirical correction for plain lift increment. (Ref. 37)

Análisis de Vuelo Equilibrado - IV

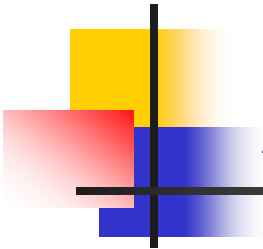
- La resolución de los valores de trimado (α y δ_e) para diferentes configuración de crucero (velocidad, altura, peso)

$$\sum F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha}\alpha - C_{L_{\delta_e}}\delta_e$$
$$\sum M = 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha}\alpha + C_{M_{\delta_e}}\delta_e$$

- 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

$$C_{Di_{trimmed}} = K [C_{L_\alpha}(\alpha + i_w)]^2 + \eta_h \frac{S_h}{S_w} K_h [C_{L_h}]^2$$

Diagram showing the relationship between the induced drag coefficient $C_{Di_{trimmed}}$ and the lift coefficient C_L . The term K is circled in red in the original image, and arrows point from it to the K and K_h terms in the equation below, which are circled in blue.



Actuaciones y Propulsión - I

- Propulsión y Actuaciones:
 - Primera **estimación de actuaciones** (grandes rasgos).
 - **Diagrama T/W vs W/S**
 - **Definir planta motora.**
 - Interacción: En función de las “performances calculadas” exigirá modificaciones de todas las ramas

Actuaciones y Propulsión - II

- Definir las actuaciones de forma precisa en función de sus necesidades:

- Alturas de vuelo
- Regímenes de vuelo: crucero, autonomía, ate
- Velocidades de vuelo (max, min, stall, etc...)
- Configuración sucia y limpia
 - Velocidades de entrada en pérdida
- Corrección de los empujes:
 - Corrección para representarlos
 - Corrección para obtener valores razonables

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_{STALL}^2 S C_{Lmax}$$

$$\frac{W_{h1}}{W_{h2}} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{h1} V_{STALLCLEAN}^2 S C_{LmaxCLEAN}}{\frac{1}{2} \rho_{h2} V_{STALLDIRTY}^2 S C_{LmaxDIRTY}}$$

$$V_{STALLDIRTY} = \sqrt{\frac{W_{h2}}{W_{h1}} \frac{\frac{1}{2} \rho_{h1} V_{STALLCLEAN}^2 S C_{LmaxCLEAN}}{\frac{1}{2} \rho_{h2} S C_{LmaxDIRTY}}}$$

- Análisis concurrente:

- 1ª etapa RFP → W/S & T/W

- 2ª etapa W/S & T/W → RFP

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