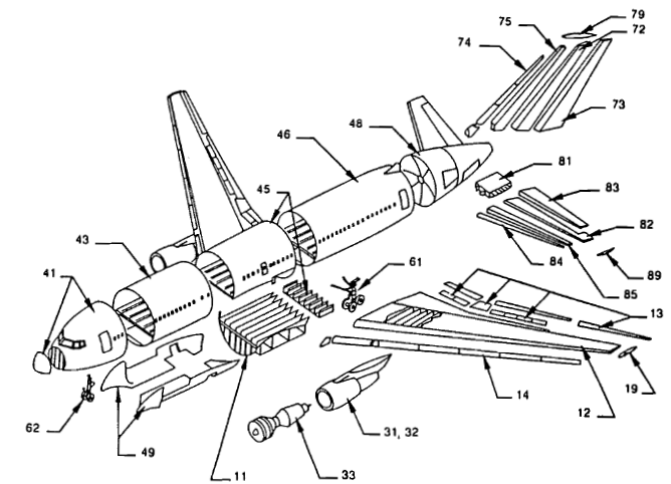
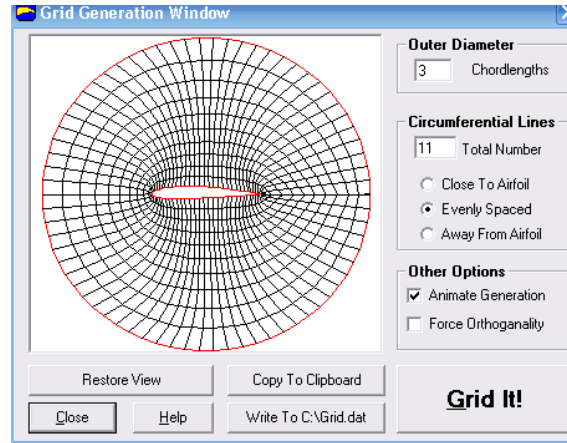


Fig. 17.2 Thrust and power.



Revisión de Tareas para la 2ª Entrega



Sergio Esteban Roncero
 Departamento de Ingeniería Aeroespacial
 Y Mecánica de Fluidos

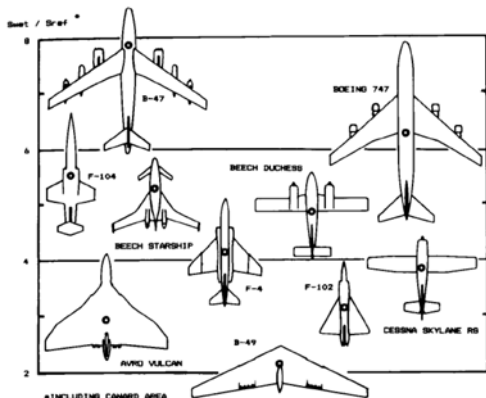


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

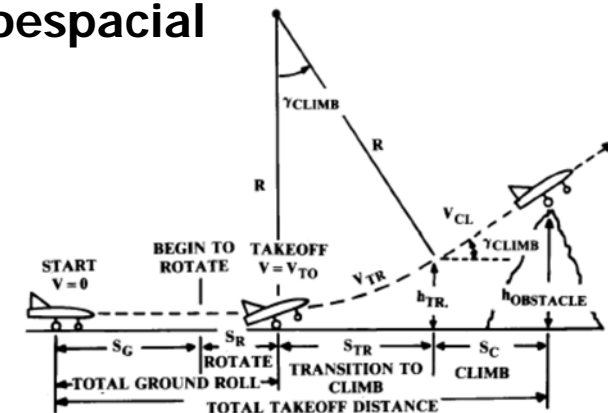
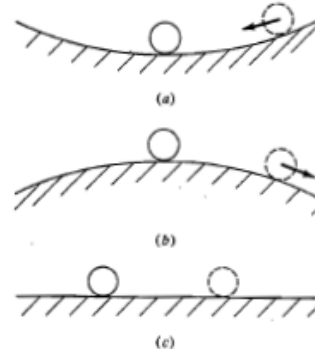


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Revisión 2.0 - 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

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

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

$F < 1 \sim 0,98$

Equilibrado de Fuerzas Aerodinámicas

$$\bar{X}_{NA} = \frac{\frac{q_c S_c}{q} C_{L\alpha c} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{acc} + \frac{q_t S_t}{q} C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) \bar{X}_{act} + C_{L\alpha WB} \bar{X}_{acw}}{\frac{q_c S_c}{q} C_{L\alpha c} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_c}{\partial \alpha}\right) + \frac{q_t S_t}{q} C_{L\alpha t} \left(1 - \frac{\partial \epsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{L\alpha WB}}$$

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

Revisión 2.0 - II

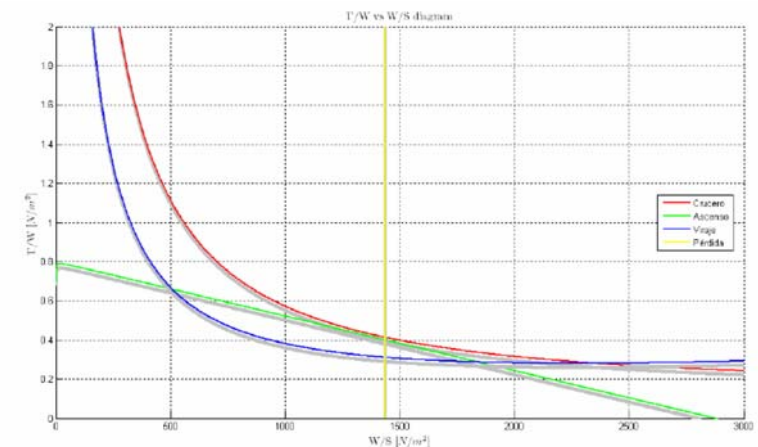
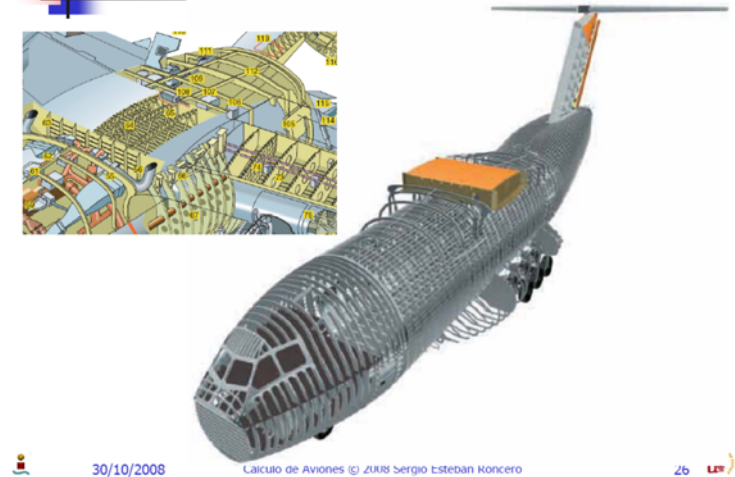
■ Estabilidad:

- 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)

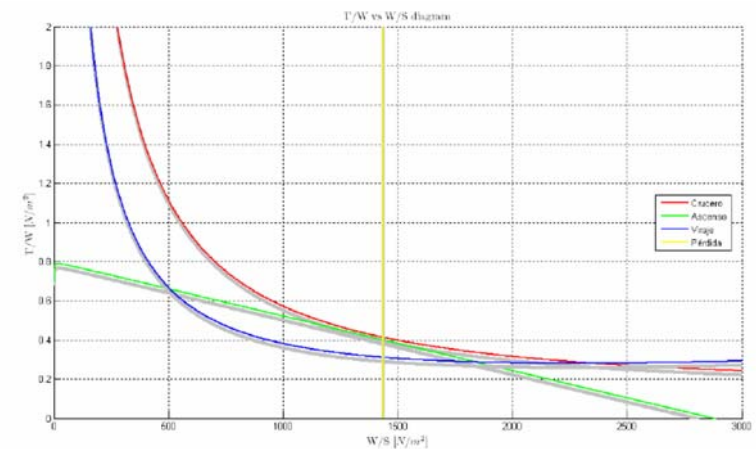
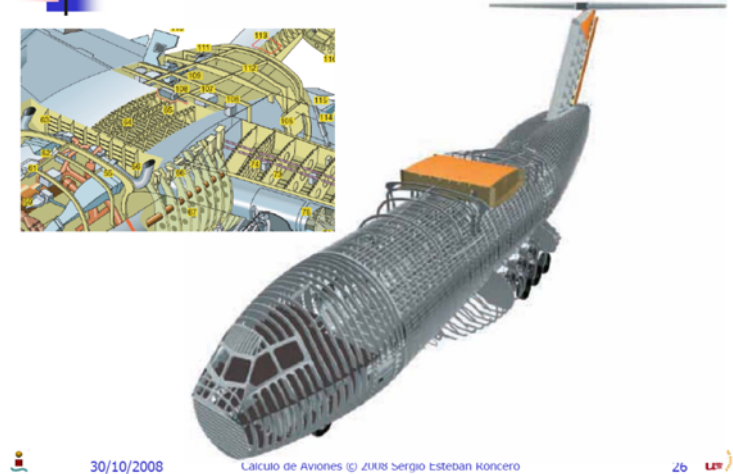
A400M – Estructura del fuselaje



Revisión 2.0 - 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

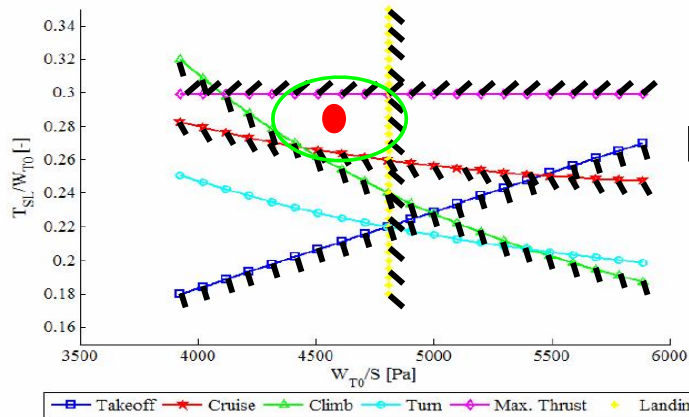
A400M – Estructura del fuselaje



¿Cuál es el siguiente paso? - I

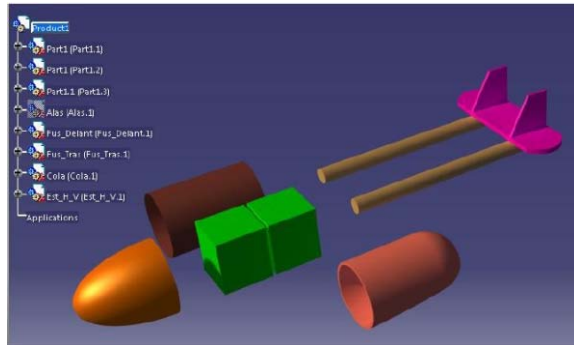
RFP → W/S & T/W

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

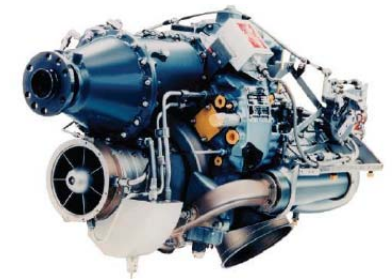


W/S & T/W
Elige

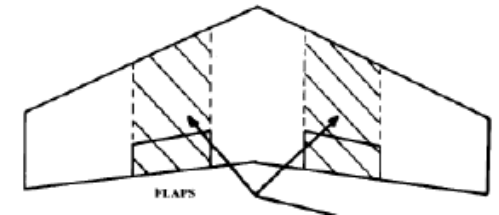
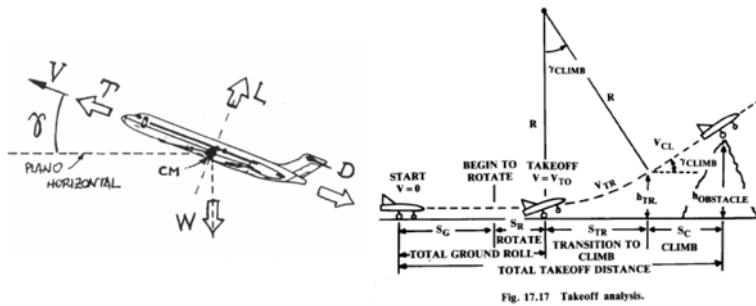
Elegidos
W/S & T/W



Estimación
W

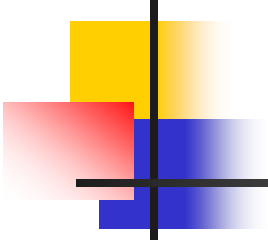


Elegidos
W,S,T

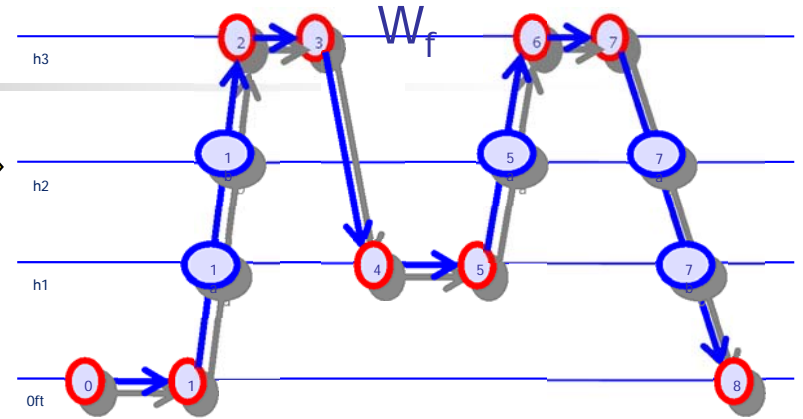


¿Cumple?
Requisitos
RFP

Análisis de Actuaciones



Estimación Fracciones



Análisis de Actuaciones

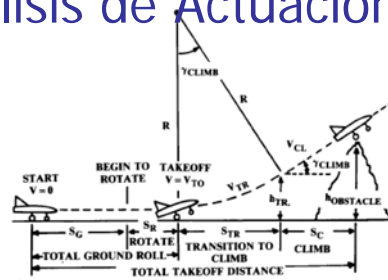
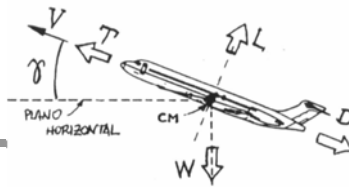
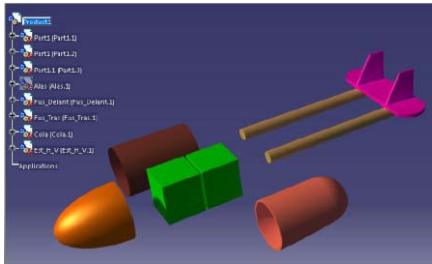


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

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



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

Estimación Fracciones

W_e

Elegidos
 W, S, T

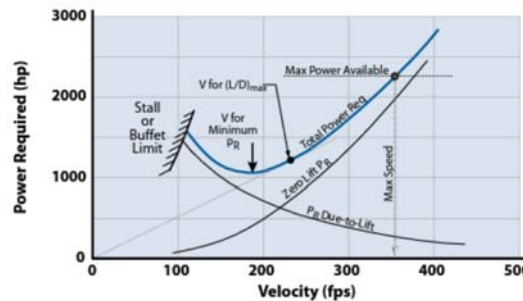
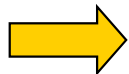


Figure 3.3 Power required for typical reciprocating-engine aircraft at constant altitude.

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

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



¿Cumple?
Requisitos
RFP

Organización - I

- Gestión de la información:
 - Empleo de TIC para gestionar la información de los diferentes grupos en la nube:
 - Gestión de datos: alojamiento de datos multiplataforma: dropbox, gmail, etc...
 - Gestión de comunicación: foros, mensajería multiplataforma (whatsapp, etc...)
 - Nube de datos que permita controlar la gestión de versiones a 2 niveles
 - Nivel inferior: gestión de cambios de datos que son creados por parte de las diferentes áreas
 - Nivel superior: gestión de cambios de datos que son empleados por las distintas áreas

Organización - II

- Gestión de grupos:
 - Coordinación entre áreas de afinidad:
 - Aerodinámica - Estabilidad y Control
 - Diseño - Estructuras
 - Actuaciones - Propulsión
 - Definir líderes
 - Gestionar reuniones, coordinar comunicaciones:
 - entre los distintos componentes del grupo
 - Entre el grupo y el instructor/contratante/consultor
 - Reuniones semanales
 - Hablar de lo que hace cada una de las áreas, para crear cohesión.
 - Para trabajar de forma concurrente, es necesario



Revisión de las diferentes áreas

- Diseño
 - **Estudio Preliminar**
 - Estudio Avanzado
- Aerodinámica
 - **Estudio Preliminar**
 - Estudio Avanzado
- Estabilidad y control
 - **Estudio Preliminar**
 - Estudio Avanzado
- Estructuras y Pesos
 - **Estudio Preliminar**
 - Estudio Avanzado
- Actuaciones y Propulsión
 - **Estudio Preliminar**
 - Estudio Avanzado

Diseño – Estudio Preliminar

■ Diseño:

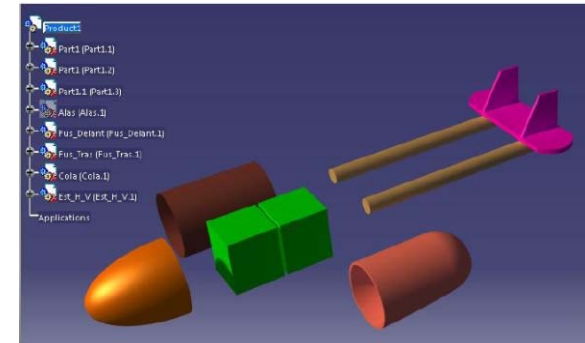
- Definir **diseño final** a grandes rasgos, no necesariamente en CAD en esta primera versión, pero ayudaría.
- No hay marcha atrás.
 - Enseñar todas las cartas (no necesariamente).
 - Implica que esta revisión hay que elegir una versión para centrar esfuerzos
- Interacción por ubicar “bloques” de elementos
 - 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...

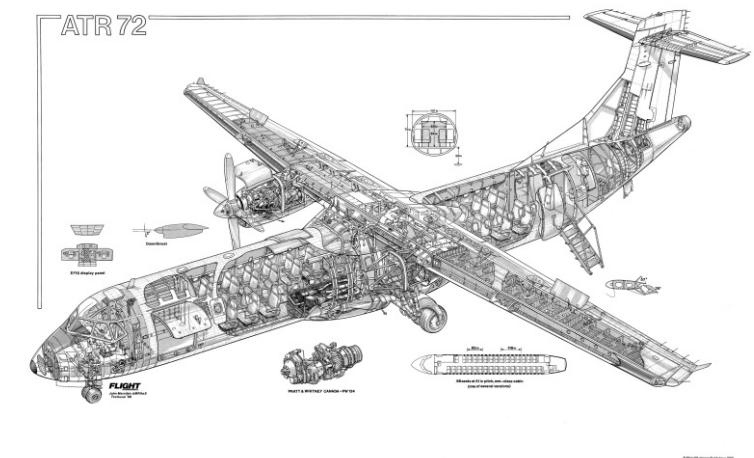
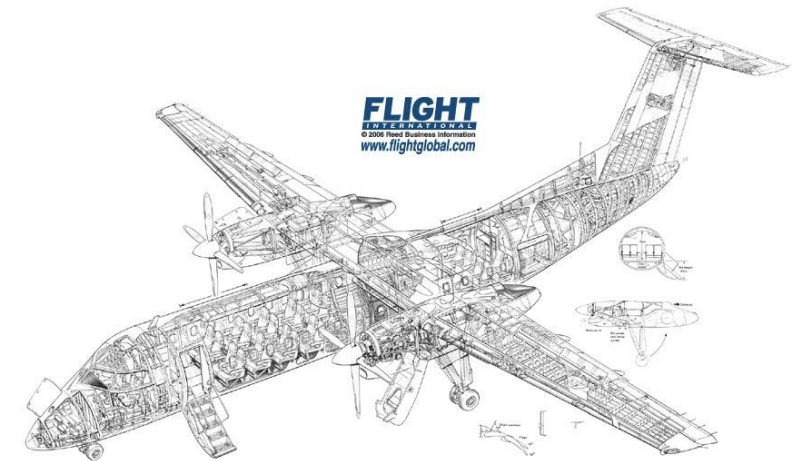
■ Centrar esfuerzos en 2 líneas bien diferenciadas

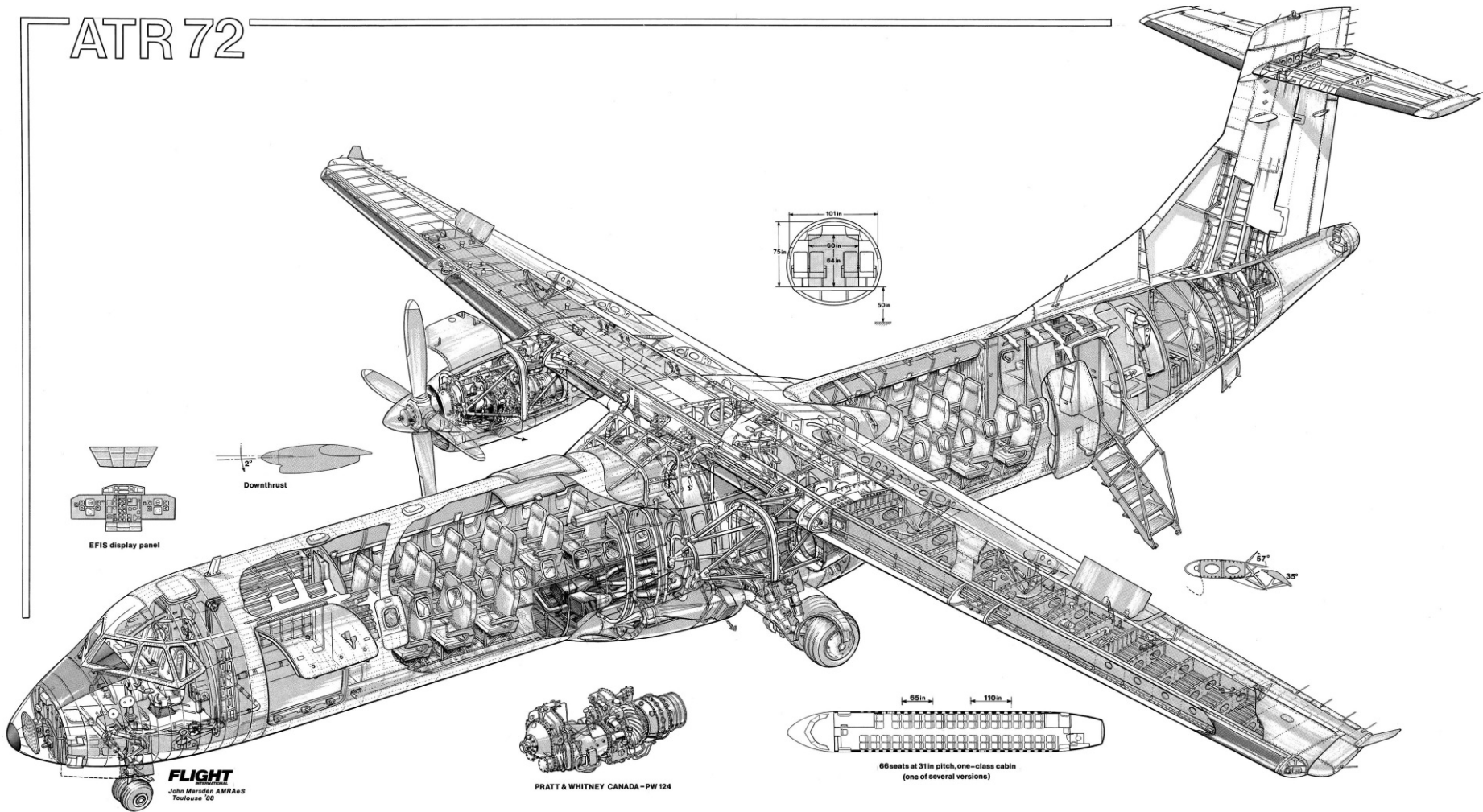
- Diseño en bloques sencillos para proveer información al resto de áreas
- Definir elementos: parametrización, y productos
 - Documentación en la red (Tutoriales)



Diseño - Estudio Avanzado

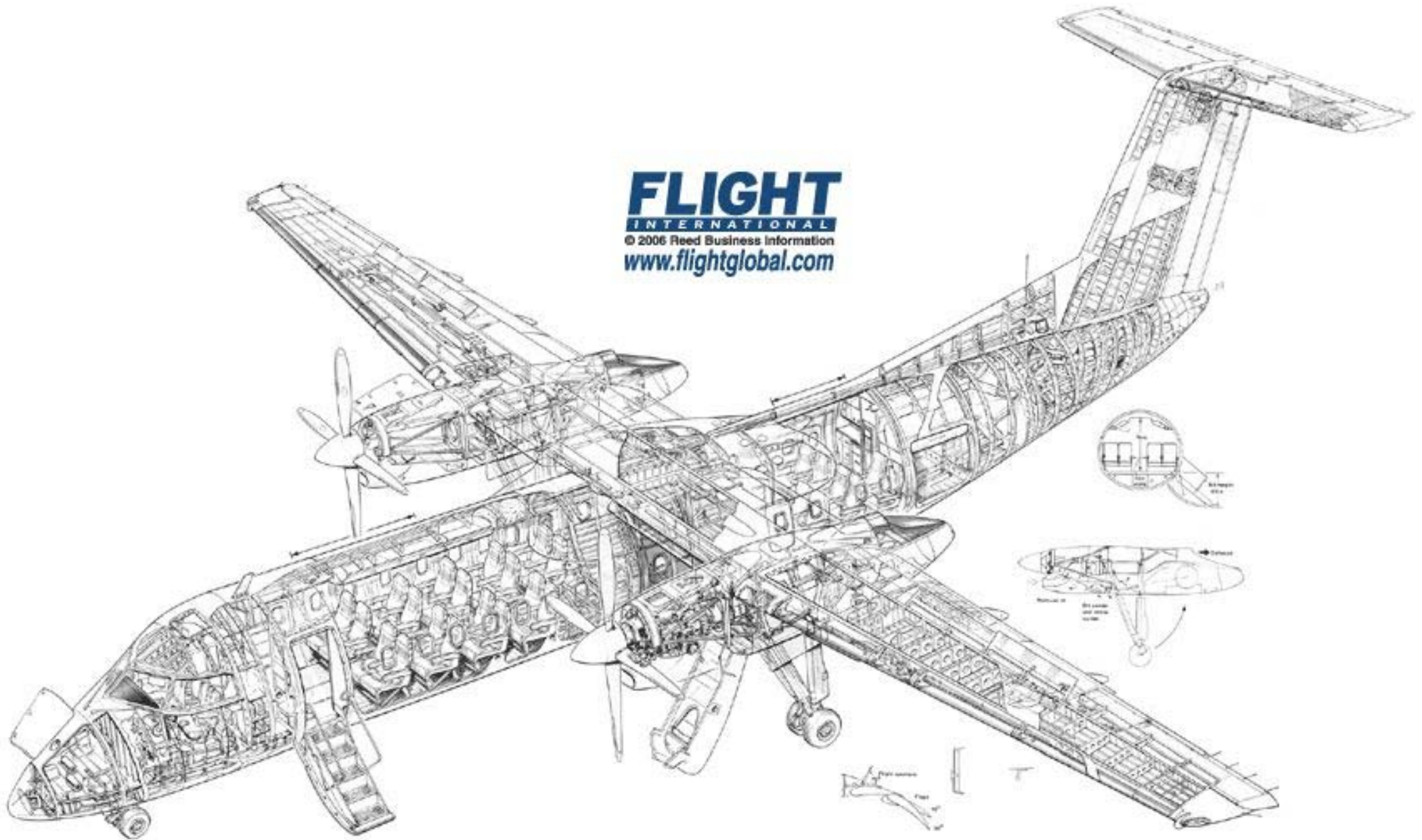
- Diseño CAD más detallado:
 - Determinar la posición del centro de gravedad:
 - Departamento de Estructuras
 - Departamento de Estabilidad y control
 - Diseño del tren de aterrizaje
 - Diseño de sistemas principales a modo de esquemático
 - Eléctrico
 - Combustible
 - Hidráulico/neumático
- Descripción de arquitectura interna
 - Empleo de Cutaways como pautas
 - Flight Global - <http://www.flightglobal.com/>
 - Descripción sencillas de componentes principales
 - Descripción interna

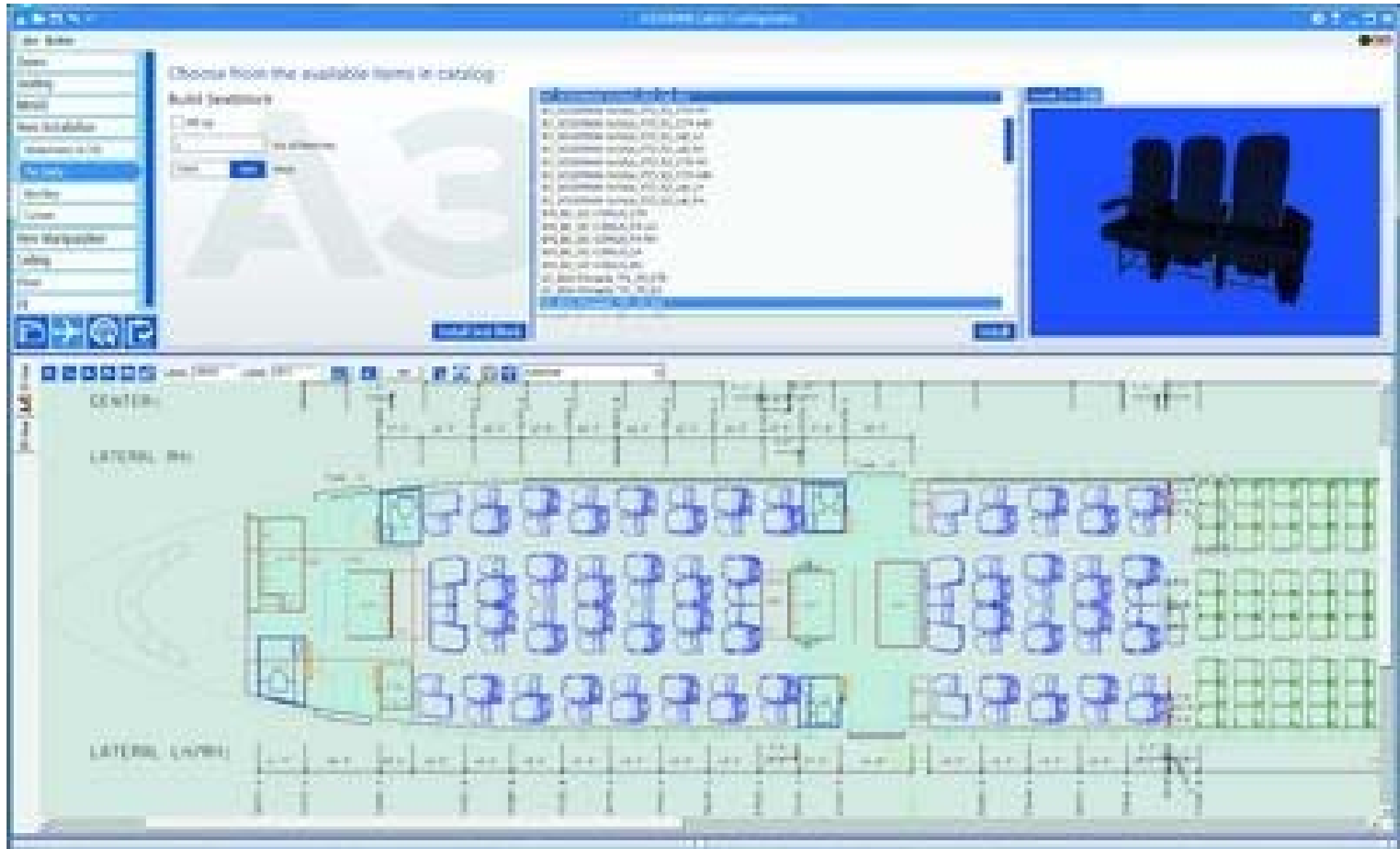




© Reed Business Publishing 1988







Aerodinámica – Estudio Preliminar

- **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**.
- Definición de parámetros adimensionales:
 - Optimización del ala
- 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:

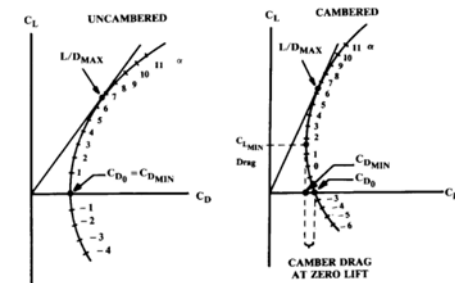
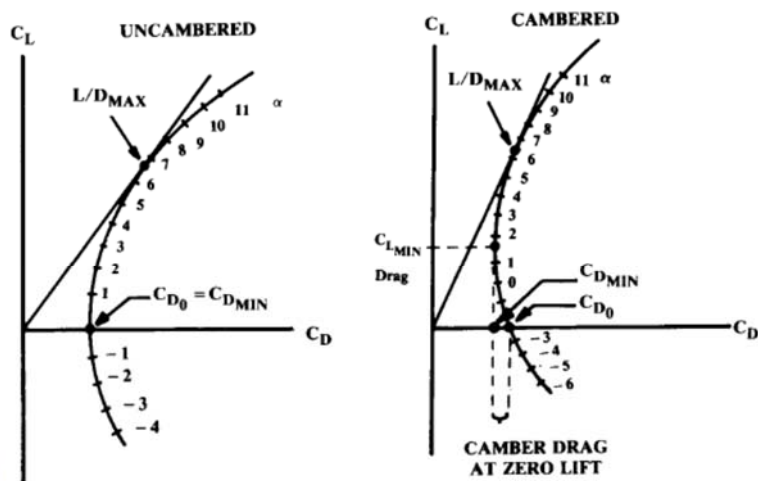


Fig. 12.3 Drag polar.

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
 - Component Buildup Method

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \Rightarrow K = \frac{1}{\pi Ae}$$



$$(C_{D0})_{\text{subsonic}} = \frac{\Sigma(C_{fc} FF_c Q_c S_{wet,c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}}$$

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

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

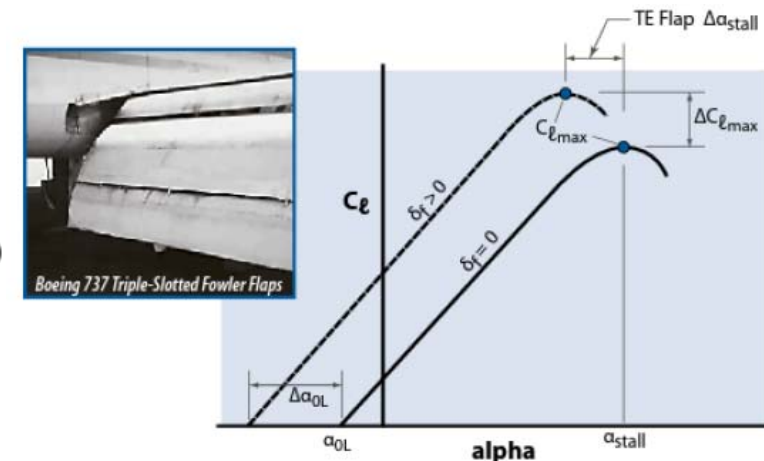


Figure 9.8 Construction of section lift curves for TE flaps.

Ejemplo de Base de Datos

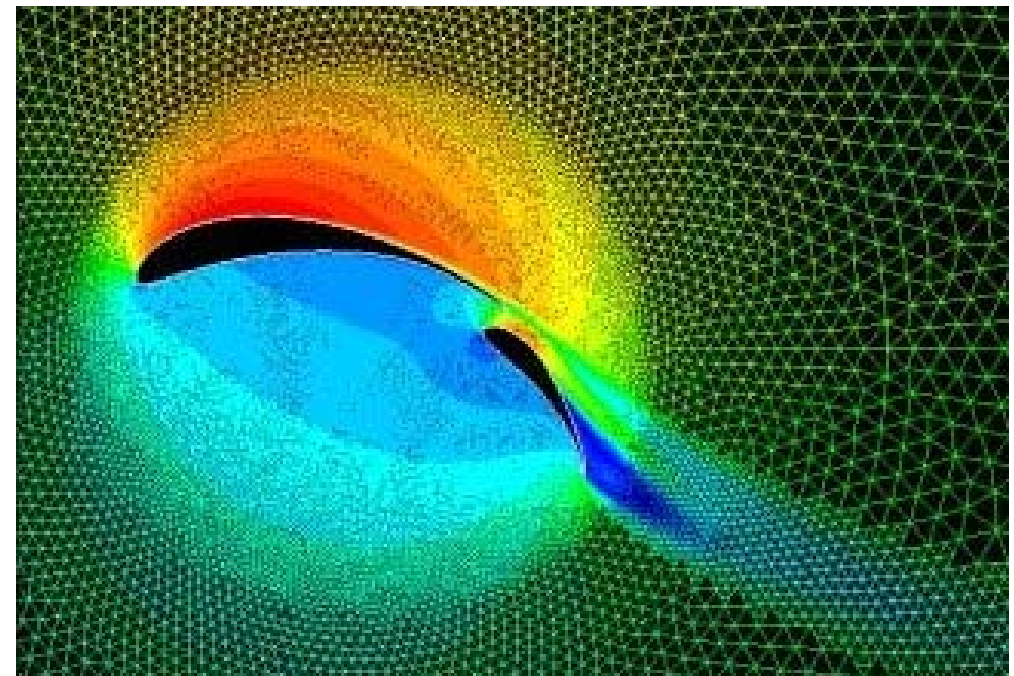
- UIUC Airfoil Data Site

- <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads.html>
- Michael Selig
Department of Aerospace Engineering
University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801
- Software y bases de datos sobre información de perfiles.



- The Incomplete Guide to Airfoil Usage

- <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html>
- David Lednicer
Analytical Methods, Inc.
2133 152nd Ave NE
Redmond, WA 98052
dave@amiwest.com



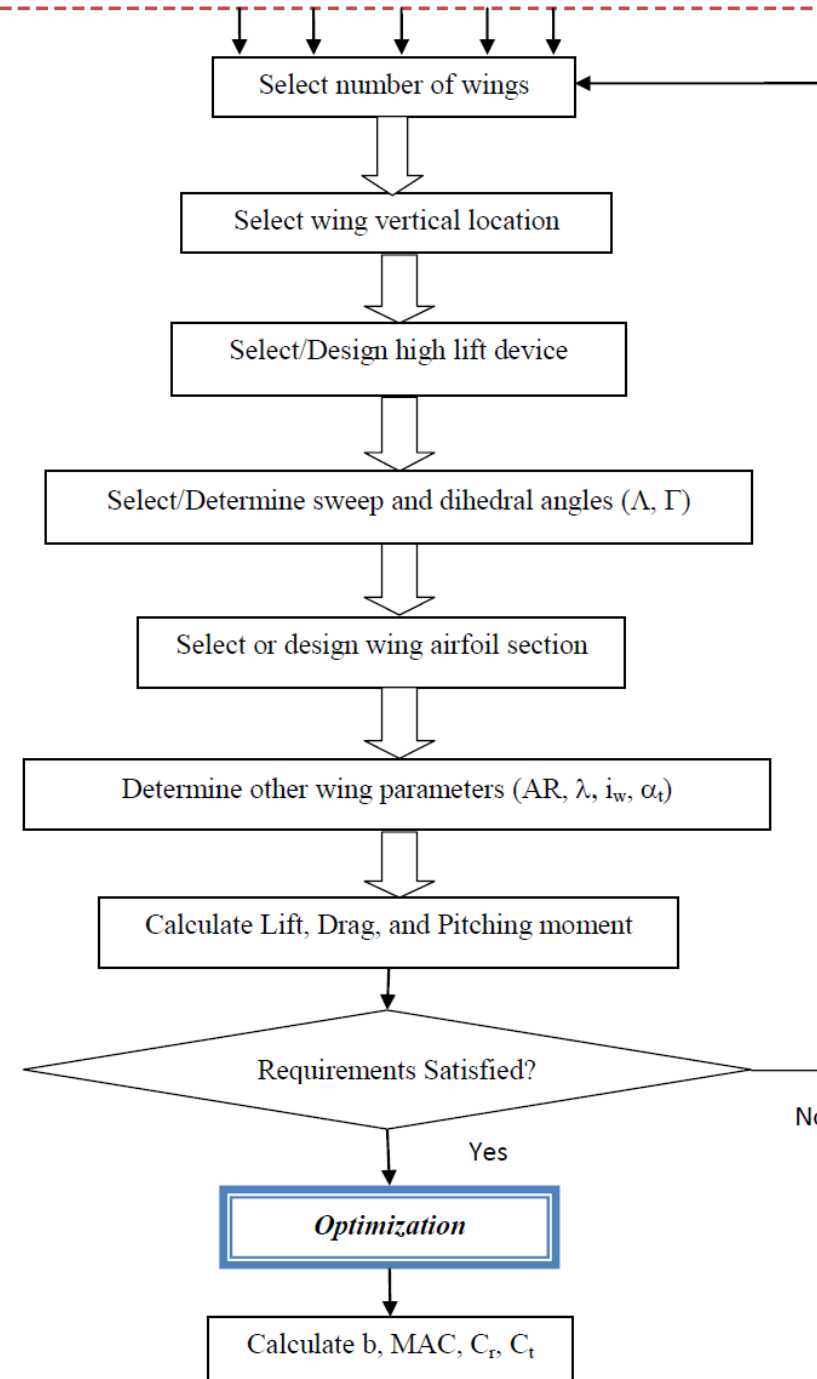
Aerodinámica - IV

- 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

Wing Design

Identify and prioritize wing design requirements

(Performance, stability, producibility, operational requirements, cost, flight safety)



Coeficiente de sustentación vs. Ángulo de ataque

The maximum lift coefficient ($C_{l_{max}}$)

The stall angle (α_s)

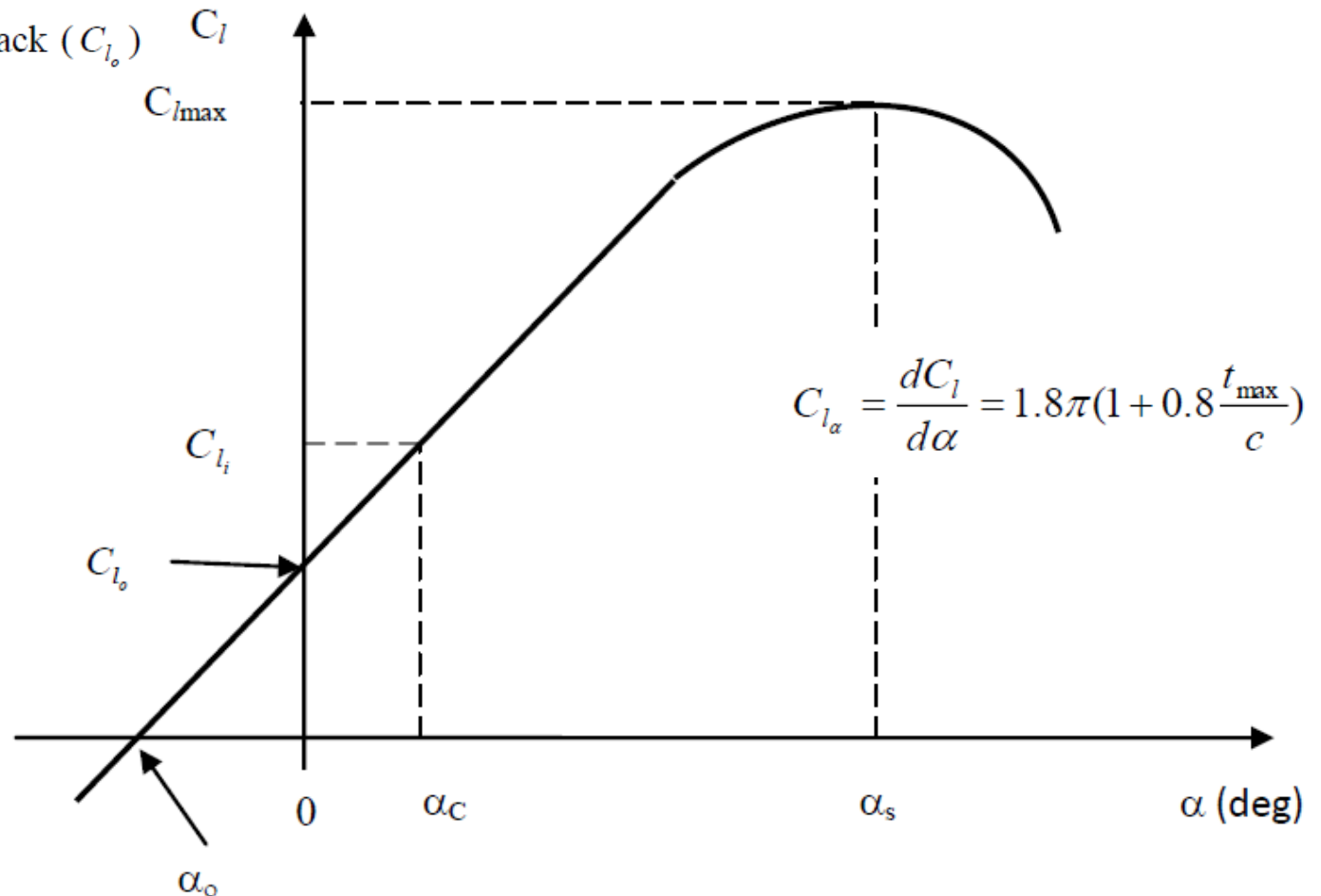
The ideal lift coefficient (C_{l_i})

The angle of attack corresponding to ideal lift coefficient (α_{cli})

The lift coefficient at zero angle of attack (C_{l_0})

The zero lift angle of attack (α_0)

The lift curve slope (C_{l_α})



Variaciones de Pitch Moment

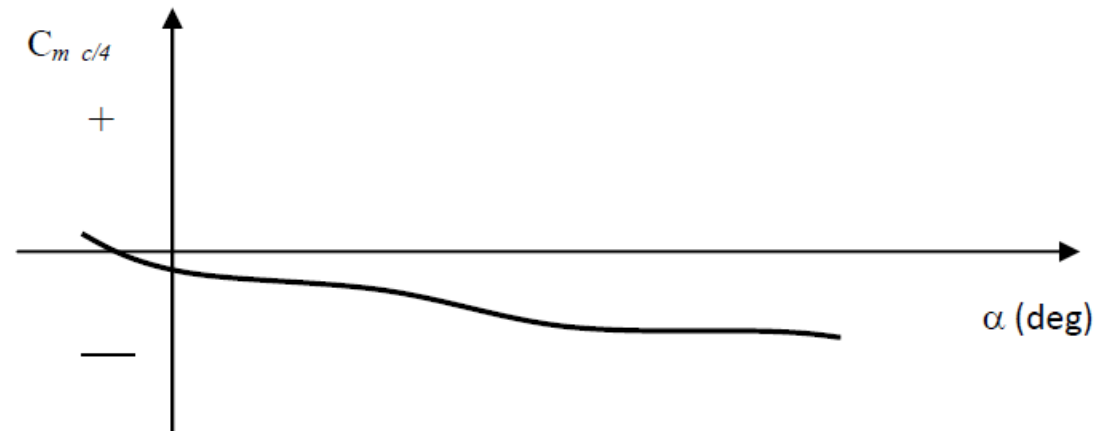


Figure 5.13. The variations of pitching moment coefficient versus angle of attack

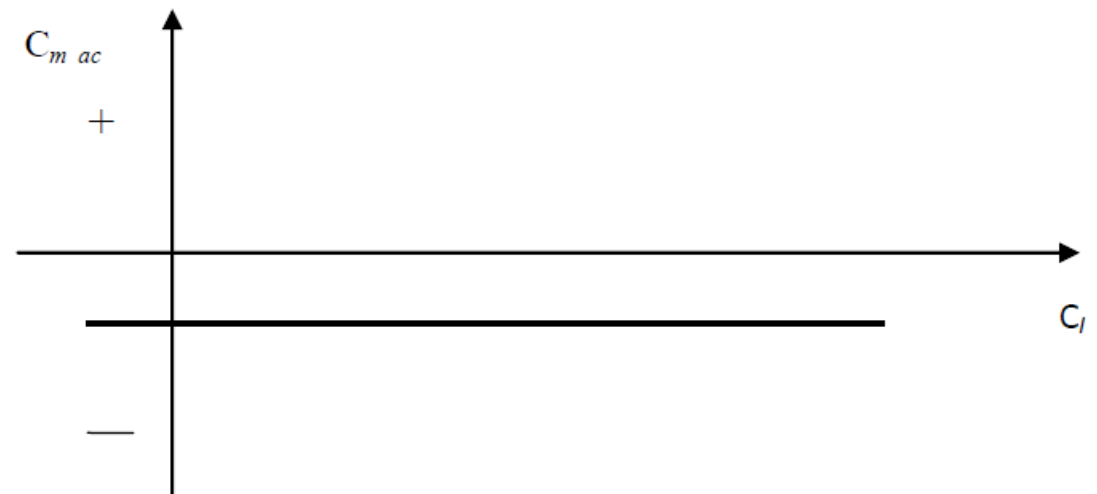
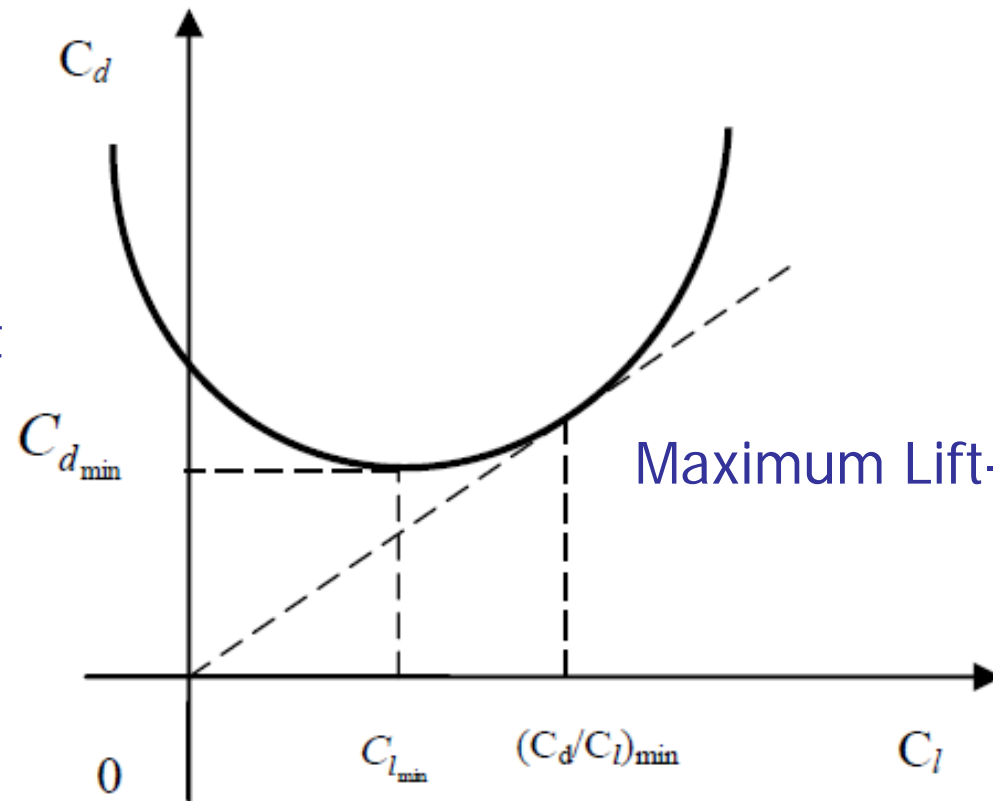


Figure 5.14. The variations of pitching moment coefficient versus lift coefficient

Variaciones de Resistencia

Minimum drag coefficient



Maximum Lift-to-Drag

Criterios de Selección de los Perfiles - I

1. The airfoil with the highest maximum lift coefficient ($C_{l_{max}}$).
2. The airfoil with the proper ideal or design lift coefficient (C_{l_d} or C_{l_i}).
3. The airfoil with the lowest minimum drag coefficient ($C_{d_{min}}$).
4. The airfoil with the highest lift-to-drag ratio ($(C_l/C_d)_{max}$).
5. The airfoil with the highest lift curve slope ($C_{l_{\alpha_{max}}}$).
6. The airfoil with the lowest (closest to zero; negative or positive) pitching moment coefficient (C_m).
7. The proper stall quality in the stall region (the variation must be gentle, not sharp).
8. The airfoil must be structurally reinforceable. The airfoil should not be that thin that spars cannot be placed inside.
9. The airfoil must be such that the cross section is manufacturable.
10. The cost requirements must be considered.
11. Other design requirements must be considered. For instance, if the fuel tank has been designated to be placed inside the wing inboard section, the airfoil must allow the sufficient space for this purpose.



Criterios de Selección de los Perfiles - II

As a guidance; the typical values for the airfoil maximum thickness-to-chord ratio of majority of aircraft are about 6% to 18%.

- 1- For a low speed aircraft with a high lift requirement (such as cargo aircraft), the typical wing $(t/c)_{\max}$ is about 15% - 18%.
- 2- For a high speed aircraft with a low lift requirement (such as high subsonic passenger aircraft), the typical wing $(t/c)_{\max}$ is about 9% - 12%.
- 3- For the supersonic aircraft, the typical wing $(t/c)_{\max}$ is about 3% - 9%.

Introducción a los perfiles NACA

Pasos para la selección de perfil - I

1. Determine the average aircraft weight (W_{avg}) in cruising flight:

$$W_{avg} = \frac{1}{2}(W_i + W_f)$$

W_i is the initial aircraft weight at the beginning of cruise
 W_f is the final aircraft weight at the end of cruise.

2. Calculate the aircraft ideal cruise lift coefficient (C_{L_c}). In a cruising flight, the aircraft weight is equal to the lift force (equation 5.1), so:

$$C_{L_c} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S}$$

where V_c is the aircraft cruise speed, ρ is the air density at cruising altitude, and S is the wing planform area.

$$L = W \Rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = mg \quad (5.1)$$

$$D = T \Rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = n T_{max} \quad (\text{jet engine}) \quad (5.2)$$

$$D = T \Rightarrow \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D = \frac{n \eta_P P_{max}}{V_c} \quad (\text{prop-driven engine}) \quad (5.3)$$

The variable “n” ranges between 0.6 to 0.9.

only a partial engine throttle is used in a cruising flight and maximum engine power or engine thrust is not employed.

For the airfoil initial design, it is suggested to use 0.75.



Pasos para la selección de perfil - II

3. Calculate the wing cruise lift coefficient ($C_{L_{c_w}}$).

- The wing is solely responsible for the generation of the lift.
- Other aircraft components also contribute to the total lift; negatively, or positively; (20%)
- Thus the relation between aircraft cruise lift coefficient and wing cruise lift coefficient is a function of aircraft configuration.

$$C_{L_{c_w}} = \frac{C_{L_c}}{0.95} \quad \text{Estimación preliminar}$$

4. Calculate the wing airfoil ideal lift coefficient (C_{l_i}).

- The wing is a three-dimensional body, while an airfoil is a two-dimensional section.
- If the wing chord is constant, with no sweep angle, no dihedral, and the wing span is assumed to be infinity; theoretically; the wing lift coefficient would be the same as wing airfoil lift coefficient.
- However, at this moment, the wing has not been designed yet, we have to resort to an approximate relationship. In reality, the span is limited, and in most cases, wing has sweep angle, and non-constant chord, so the wing lift coefficient will be slightly less than airfoil lift

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0.9} \quad \text{Estimación preliminar}$$

Pasos para la selección de perfil - III

5. Calculate the aircraft maximum lift coefficient ($C_{L_{\max}}$):

$$C_{L_{\max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_o V_s^2 S}$$

where V_s is the aircraft stall speed, ρ_o is the air density at sea level, and W_{TO} is the aircraft maximum take-off weight.

6. Calculate the wing maximum lift coefficient ($C_{L_{\max_w}}$). With the same logic that was described in step 3, the following relationship is recommended.

$$C_{L_{\max_w}} = \frac{C_{L_{\max}}}{0.95}$$

7. Calculate the wing airfoil gross maximum lift coefficient ($C_{l_{\max_{gross}}}$).

$$C_{l_{\max_{gross}}} = \frac{C_{L_{\max_w}}}{0.9}$$

where the wing airfoil “*gross*” maximum lift coefficient is the airfoil maximum lift coefficient in which the effect of high lift device (e.g. flap) is included.

Pasos para la selección de perfil - IV

8. Select/Design the high lift device (type, geometry, and maximum deflection).

Se va a explicar a posterior

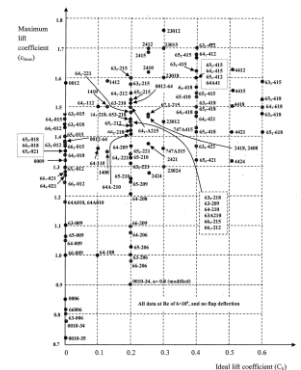
9. Determine the high lift device (HLD) contribution to the wing maximum lift coefficient $\Delta C_{l_{HLD}}$

10. Calculate the wing airfoil “net” maximum lift coefficient ($C_{l_{max}}$)

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max, gross}} - \Delta C_{l_{HLD}}$$

11. Identify airfoil section alternatives that deliver the desired C_{li} (step 4) and C_{lmax} (step 10).

- The horizontal axis represents the airfoil ideal lift coefficient while the vertical axis the airfoil maximum lift coefficient.
- Every black circle represents one NACA airfoil section
- Bibliografía adicional



3. Abbott I. H. and Von Donehoff A. F., **Theory of Wing Sections**, Dover, 1959

4. Anderson J. D., **Fundamentals of Aerodynamics**, McGraw-Hill, Fifth edition, 2010

Pasos para la selección de perfil - V

12. If the wing is designed for a high subsonic passenger aircraft, select the thinnest airfoil (the lowest $(t/c)_{\max}$).

- Reduce the critical Mach number (M_{cr}) and drag-divergent Mach number (M_{dd}).
- This allow the aircraft fly closer to Mach one before the drag rise is encountered.
- Thinner airfoil will have a higher M_{cr} than a thicker airfoil

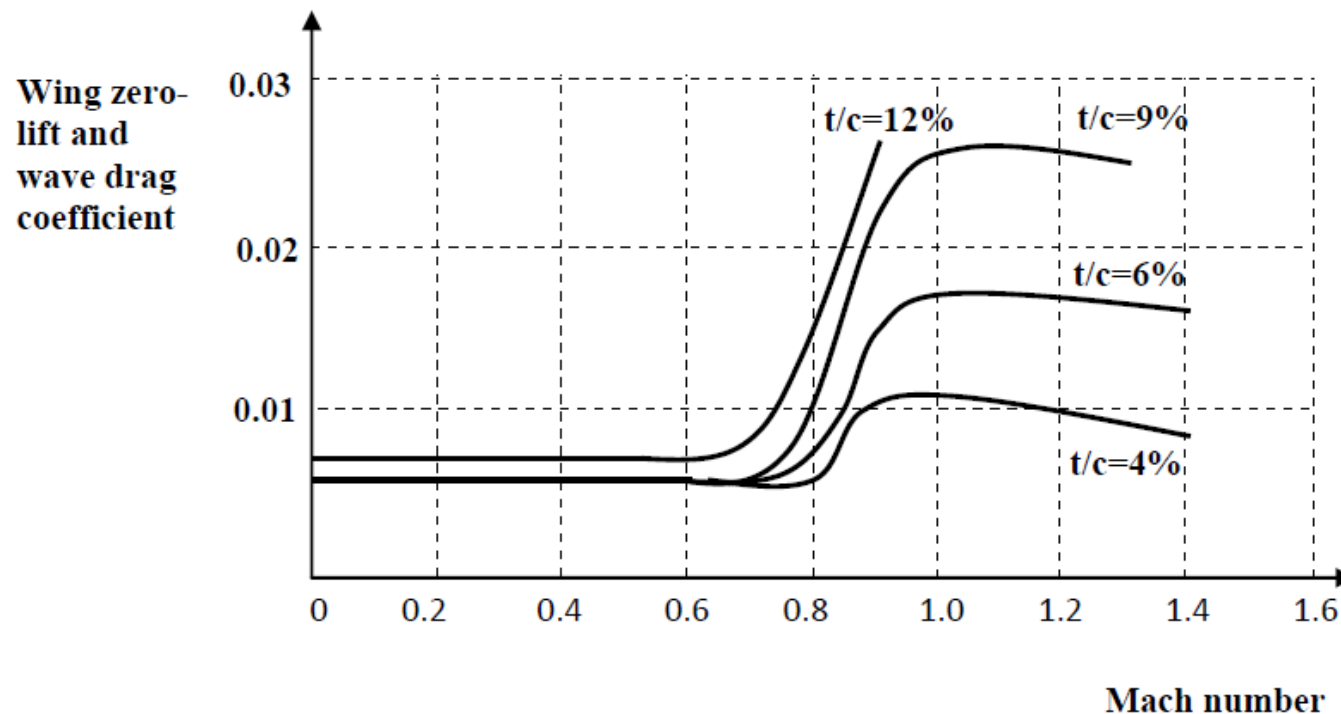


Figure 5.24. Variation of wing zero-lift and wave drag coefficient versus Mach number for various airfoil thickness ratio.

Pasos para la selección de perfil - VI

Tabla comparativa entre perfiles

Design objectives	Weight	Airfoil 1	Airfoil 2	Airfoil 3	Airfoil 4	Airfoil 5
C_{dmin}	25%					
C_{mo}	15%					
α_s	15					
α_o	10					
$(C_l/C_d)_{max}$	10%					
$C_{l\alpha}$	5%					
Stall quality	20%					
Summation	100%	64	76	93	68	68



NACA	C_{dmin}	C_{mo}	alpha stall	alpha ZL	Cl/Cd max	C_{L} max	C_{L0}	Stall qual	Cl_{α}
4415	0,00559	-0,1049	19,4	-4,1	173	1,9806	0,4882	moderate-	0,1175
4418	0,00585	-0,1036	19,2	-4,1	171,3488	1,9308	0,4892	moderate-	0,1185
4412	0,00524	-0,1055	19,3	-4,1	167,6032	2,022	0,4846	moderate	0,1108
4421	0,00616	-0,1017	19,2	-4,1	163,664	1,895	0,4857	docile-mod	0,1118
63_3 215	0,0042	-0,1228	21	-4,56	167,93	1,9981	0,5446	moderate	0,1103
63_3 618	0,00438	-0,121	20,6	-4,5	179,0716	1,9032	0,5489	docile	0,1124
64_3 618	0,00431	-0,1218	22,4	-4,5	187,4848	1,9062	0,5468	docile +	0,1099
65_3 618	0,00386	-0,1245	23,6	-4,7	195,4118	1,8796	0,5489	docile ++	0,1135
12	0,00509	0	20,4	0	126,6477	1,8816	0	Sharp	0,1132

Pasos para la selección de perfil - VII

- Ejemplo

Select a NACA airfoil section for the wing for a jet non-maneuverable GA aircraft with the following characteristics:

$$m_{TO} = 4000 \text{ kg}, S = 30 \text{ m}^2, V_c = 250 \text{ knot (at 3000 m)}, V_s = 65 \text{ knot (sea level)}$$

The high lift device (split flap) will provide $\Delta C_L = 0.8$ when deflected.

Ideal lift coefficient:

$$C_{L_c} = \frac{2W_{ave}}{\rho V_c^2 S} = \frac{2 \times 4000 \times 9.81}{0.9 \times (250 \times 0.514)^2 \times 30} = 0.176$$

$$C_{L_{c_w}} = \frac{C_{L_c}}{0.95} = \frac{0.176}{0.95} = 0.185$$

$$C_{l_i} = \frac{C_{L_{c_w}}}{0.9} = \frac{0.185}{0.9} = 0.205 \cong 0.2$$

Maximum lift coefficient:

$$C_{L_{max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_o V_s^2 S} = \frac{2 \times 4000 \times 9.81}{1.225 \times (65 \times 0.514)^2 \times 30} = 1.909$$

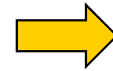
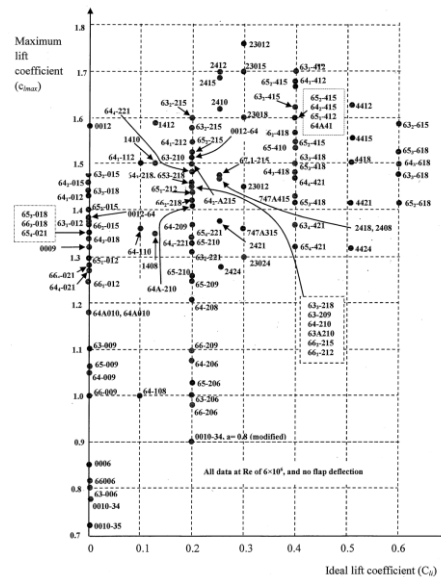
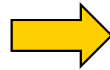
$$C_{L_{max_w}} = \frac{C_{L_{max}}}{0.95} = \frac{1.909}{0.95} = 2.01$$

$$C_{l_{max_{gross}}} = \frac{C_{L_{max_w}}}{0.9} = \frac{2.01}{0.9} = 2.233$$

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max_{gross}}} - \Delta C_{l_{max_{HLD}}} = 2.233 - 0.8 = 1.433$$

Pasos para la selección de perfil - VII

$$C_{li} = 0.2, C_{lmax} = 1.43$$



63₃-218, 64-210, 66₁-212, 66₂-215, 65₃-218

No	NACA	C_{dmin}	C_{mo}	α_s (deg) Flap up	α_o (deg) $\delta_f = 60^\circ$	$(C_l/C_d)_{max}$	Stall quality
1	63 ₃ -218	0.005	-0.028	12	-12	100	Docile
2	64-210	0.004	-0.040	12	-13	75	Moderate
3	66 ₁ -212	0.0032	-0.030	12	-13	86	Sharp
4	66 ₂ -215	0.0035	-0.028	14	-13.5	86	Sharp
5	65 ₃ -218	0.0045	-0.028	16	-13	111	Moderate

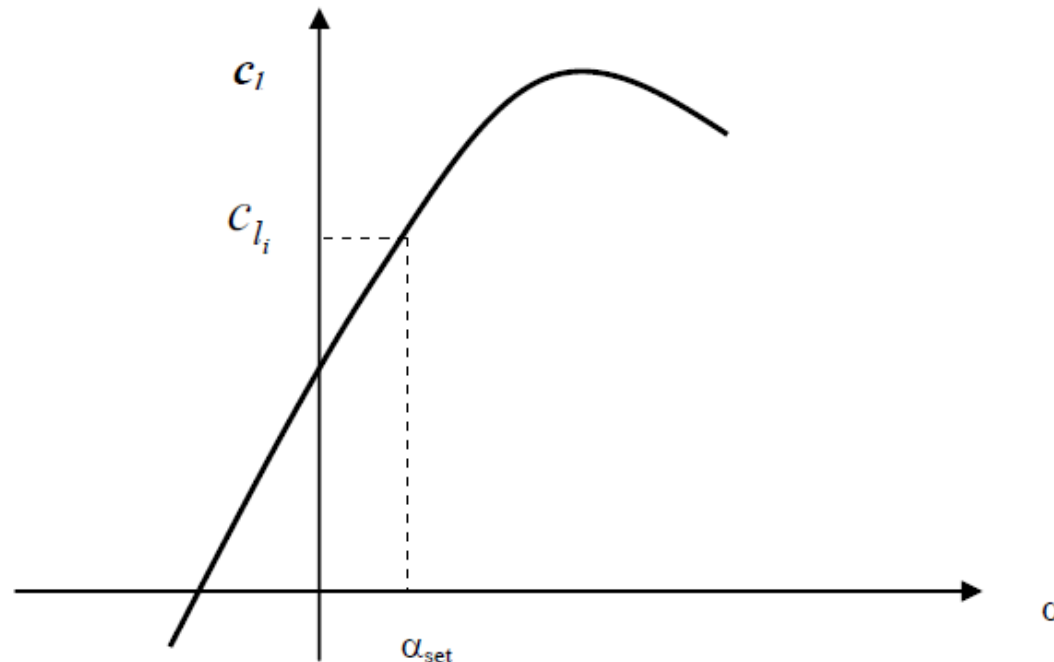
Pasos para la selección de perfil - VIII

- 1- The NACA airfoil section 66₁-212 yields the highest maximum speed, since it has the lowest C_{dmin} (0.0032).
 - 2- The NACA airfoil section 65₃-218 yields the lowest stall speed, since it has the highest stall angle (16 degrees).
 - 3- The NACA airfoil section 65₃-218 yields the highest endurance, since it has the highest $(C_l/C_d)_{max}$ (111).
 - 4- The NACA 63₃-218 yields the safest flight, due to its docile stall quality.
 - 5- The NACA airfoil sections 63₃-218, 66₂-215, and 65₃-218 deliver the lowest control problem in flight, due to the lowest C_{mo} (-0.028).
- Since the aircraft is a non-maneuverable GA aircraft, the stall quality cannot be sharp;
 - NACA airfoil sections 661-212 and 662-215 are not acceptable.
 - If the safety is the highest requirement, the best airfoil is NACA 632-218.
 - If the low cost is the most important requirement, NACA 64-210 with the lowest C_{dmin} is the best.
 - If the aircraft performance (stall speed, endurance or maximum speed) are of greatest important design requirement, the NACA airfoil section 653-218, 653-218, or 661-212 are the best respectively.
 - This may be performed by using a comparison table incorporating the weighted design requirements.

Pasos para la selección de perfil - IX

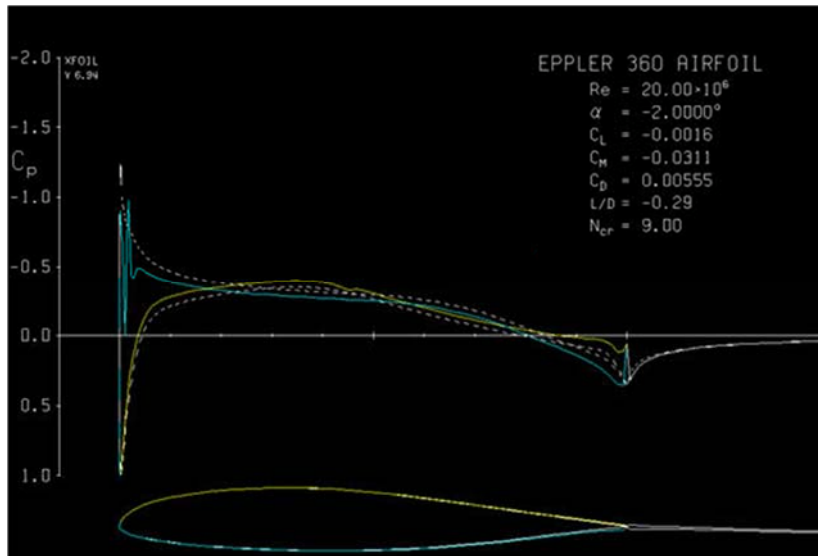
Wing Incidence

1. The wing must be able to generate the desired lift coefficient during cruising flight.
2. The wing must produce minimum drag during cruising flight.
3. The wing setting angle must be such that the wing angle of attack could be safely varied (in fact increased) during take-off operation.
4. The wing setting angle must be such that the fuselage generates minimum drag during cruising flight (i.e. the fuselage angle of attack must be zero in cruise).

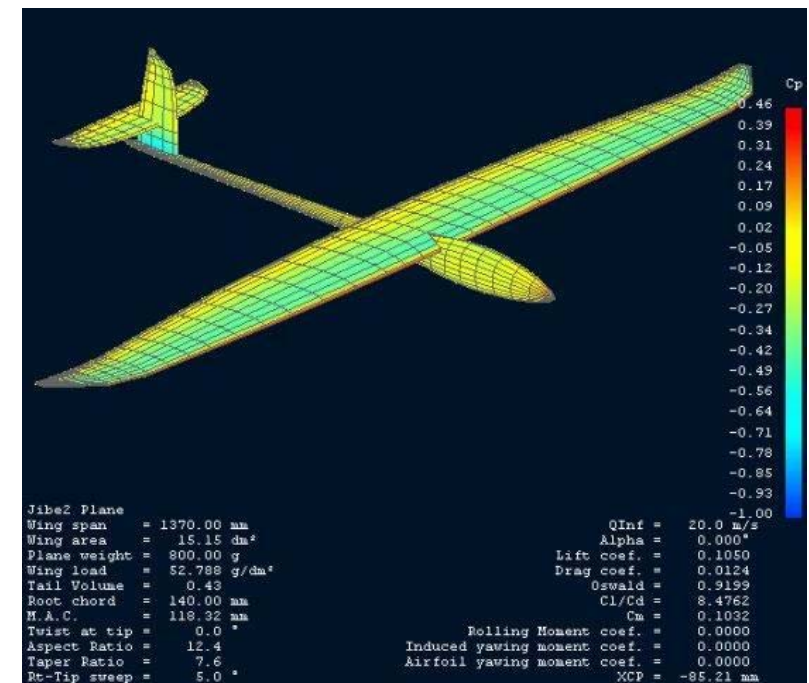


Herramientas – XFOIL & XFLR5

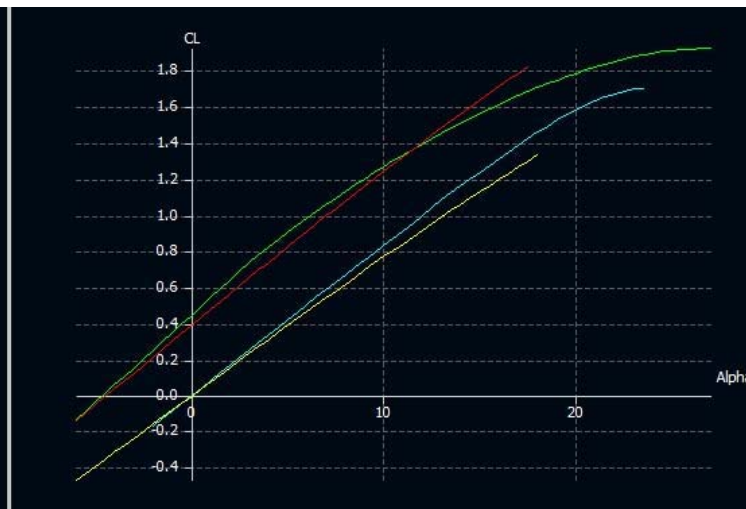
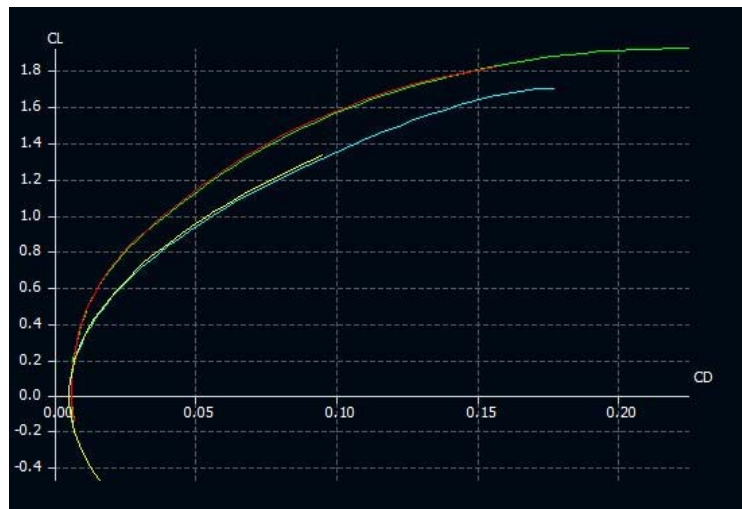
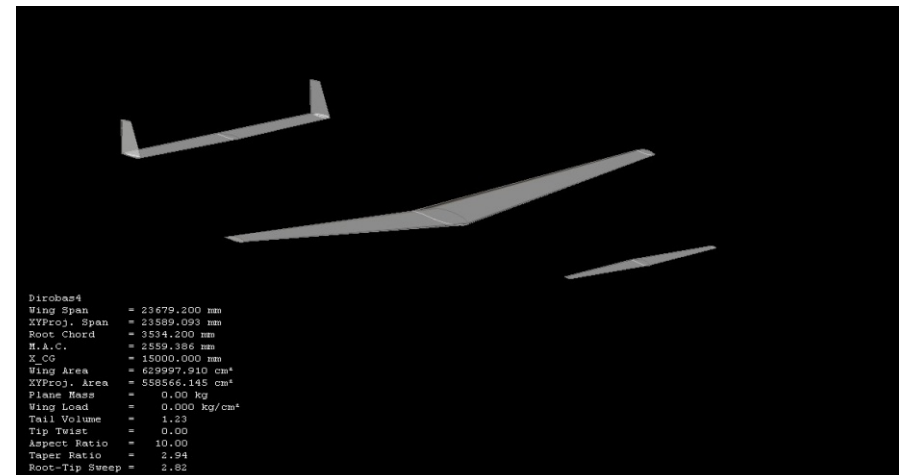
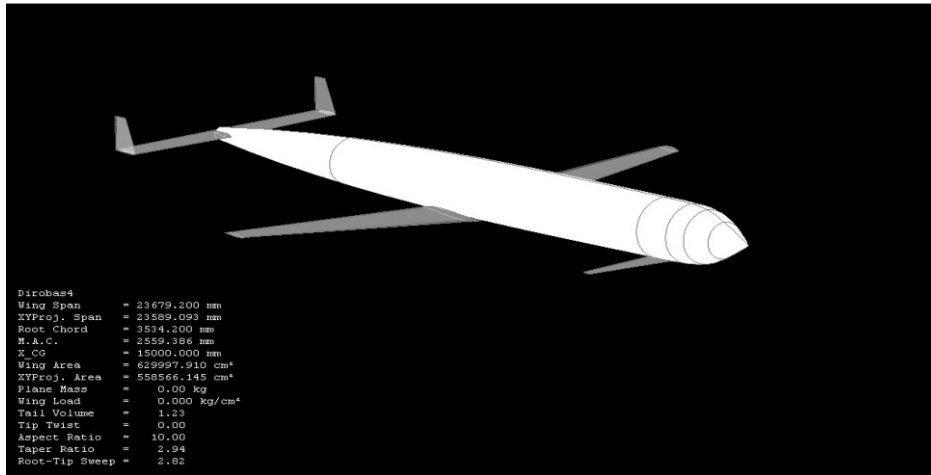
- El XFOIL, predecesor del XFLR5, software libre y permite el análisis y diseño de perfiles alares subsónicos.
 - Creado por Mark Drela como una herramienta de diseño para el proyecto Daedalus en el MIT (Massachusetts Institute of Technology) allá por la década de los 80
 - Programado en FORTRAN (última versión data de 2001): muy utilizado
- XFLR5 is an analysis tool for airfoils, wings and planes operating at low Reynolds Numbers
 - El XFLR5 sucesor natural del XFOIL: programado en C++
 - <http://www.xflr5.com/xflr5.htm>



DEMO



Métodos Virtuales - I



Métodos Virtuales - II

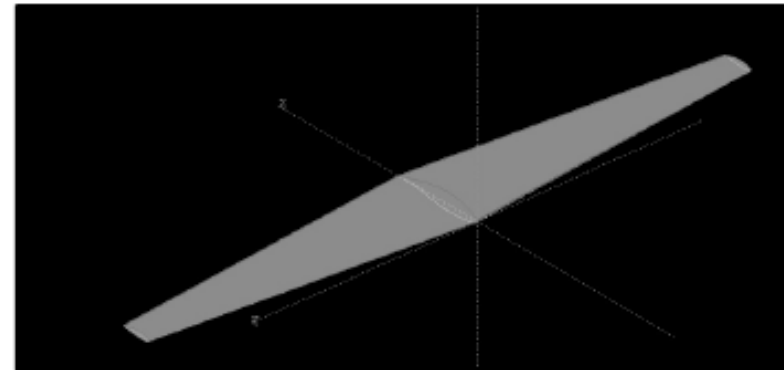
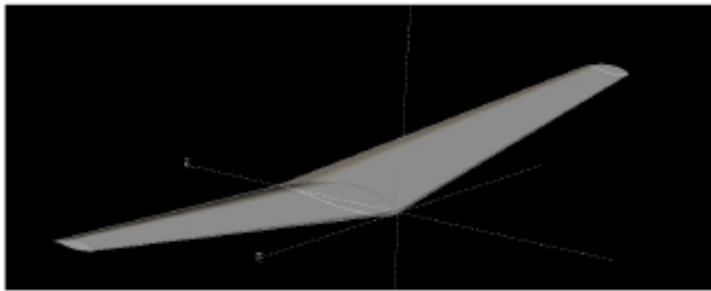


Figura 28.- Vista del ala definitiva con diedro en XFLR5

Superficie		C_{L_0}	C_{L_α}	$C_{L_{m\acute{a}x}}$	α_s (deg)	K	e	C_{m_0}
Wing	VLM	0,390324	5	[-]	[-]	0,0317	1,00	-0,1109
	LLT	0,449353	5,5673	1,91	26,5	0,0321	0,991859	[-]
CANARD		0,442232	5,5785	1,802643	26	0,0321	0,9918	-0,1248

rd hexagonal con XFLR5

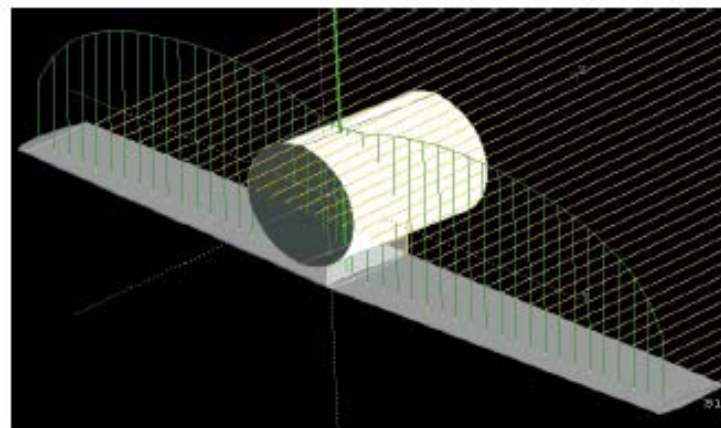


Figura 30.- Modelado del estabilizador horizontal en XFLR5

Coefficiente	C_{L_0}	C_{L_α}	$C_{L_{m\acute{a}x}}$	α_s	K	e	C_{m_0}
Valor	0	4.43	1.62	22.5	0.0399	0.9650	0

Cálculo C_{Lmax} - I

- En una primera iteración se pueden emplear métodos empíricos :
 - Es necesario primero determinar C_L vs. α para el ala básica.
 - Después corregir para diferentes superficies hipersustentadoras.
 - Necesario determinar $\Delta\alpha_{0L}$, ΔC_{Lmax} y $\Delta\alpha_{STALL}$
 - Primer paso es obtener α_{0L} , C_{Lmax} y α_{STALL} del perfil:
 - Datos experimentales
 - [NACA Report 824 - Summary of airfoil data.](#)
 - Theory of Wing Sections, by Abbott.
 - Datos empíricos
 - Una vez calculado para el perfil básico extender para HLD

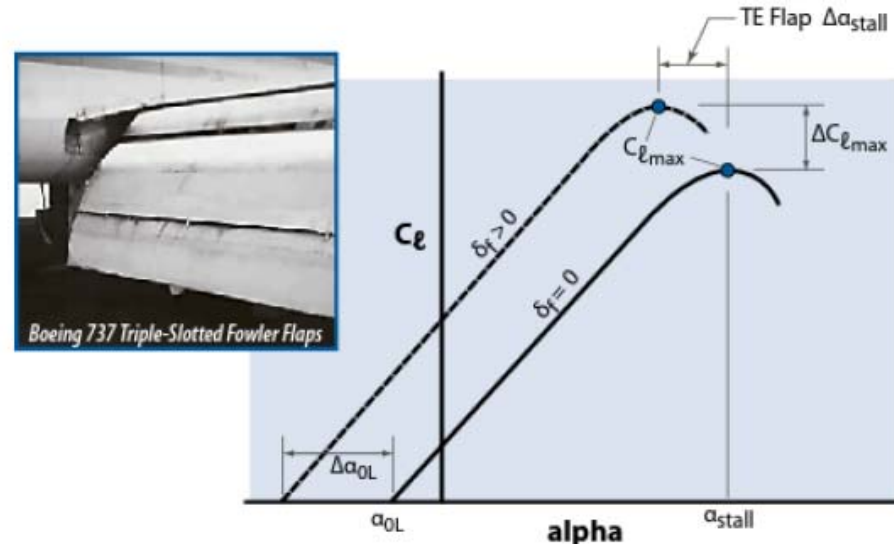


Figure 9.8 Construction of section lift curves for TE flaps.

Cálculo C_{Lmax} - Datos Experimentales - I

Table F.1 Low-Speed Data on Airfoil Sections, $Re = 9 \times 10^6$ [1]

Airfoil	α_{0L} (deg)	C_{m0}	$C_{c_{\alpha}}$ (per deg)	a.c.	$\alpha_{c_{f_{max}}}$ (per deg)	$C_{f_{max}}$	$c_{f_{max}^*}$ (deg)
0006	0	0	0.108	0.250	9.0	0.92	9.0
0009	0	0	0.109	0.250	13.4	1.32	11.4
1408	-0.8	-0.023	0.109	0.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-0.020	0.108	0.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-0.025	0.108	0.252	15.2	1.58	12.0
2412	-2.0	-0.047	0.105	0.247	16.8	1.68	9.5
2415	-2.0	-0.049	0.106	0.246	16.4	1.63	10.0
2418	-2.3	-0.050	0.103	0.241	14.0	1.47	10.0
2421	-1.8	-0.040	0.103	0.241	16.0	1.47	8.0
2424	-1.8	-0.040	0.098	0.231	16.0	1.29	8.4
4412	-3.8	-0.093	0.105	0.247	14.0	1.67	7.5
4415	-4.3	-0.093	0.105	0.245	15.0	1.64	8.0
4418	-3.8	-0.088	0.105	0.242	14.0	1.53	7.2
4421	-3.8	-0.085	0.103	0.238	16.0	1.47	6.0
4424	-3.8	-0.082	0.100	0.239	16.0	1.38	4.8
23012	-1.4	-0.014	0.107	0.247	18.0	1.79	12.0
23015	-1.0	-0.007	0.107	0.243	18.0	1.72	10.0
23018	-1.2	-0.005	0.104	0.243	16.0	1.60	11.8
23021	-1.2	0	0.103	0.238	15.0	1.50	10.3
23024	-0.8	0	0.097	0.231	15.0	1.40	9.7
63-006	0	0.005	0.112	0.258	10.0	0.87	7.7
-009	0	0	0.111	0.258	11.0	1.15	10.7
63-206	-1.9	-0.037	0.112	0.254	10.5	1.06	6.0
-209	-1.4	-0.032	0.110	0.262	12.0	1.4	10.8
-210	-1.2	-0.035	0.113	0.261	14.5	1.56	9.6
63-012	0	0	0.116	0.265	14.0	1.45	12.8
-212	-2.0	-0.035	0.114	0.263	14.5	1.63	11.4
-412	-2.8	-0.075	0.117	0.271	15.	0	1.77
63-015	0	0	0.117	0.271	14.5	1.47	11.0
-215	-1.0	-0.030	0.116	0.267	15.0	1.60	8.8
-415	-2.8	-0.069	0.118	0.262	15.0	1.68	10.0
-615	-3.6	-0.108	0.117	0.266	15.0	1.67	8.6
63-018	0	0	0.118	0.271	15.5	1.54	11.2
-218	-1.4	-0.033	0.118	0.271	14.5	1.85	8.0
-418	-2.7	-0.064	0.118	0.272	16.0	1.57	7.0
-618	-3.8	-0.097	0.118	0.267	16.0	1.59	4.2

Airfoil	α_{0L} (deg)	C_{m0}	$C_{c_{\alpha}}$ (per deg)	a.c.	$\alpha_{c_{f_{max}}}$ (per deg)	$C_{f_{max}}$	$c_{f_{max}^*}$ (deg)
63,-021	0	0	0.118	0.273	17.0	1.38	9.0
-221	-1.5	-0.035	0.118	0.269	15.0	1.44	9.2
-421	-2.8	-0.062	0.120	0.275	16.0	1.48	6.7
63.4-420	-2.2	-0.059	0.109	0.265	14.0	1.42	7.6
63.4-420 _{D-3}	-2.4	-0.037	0.111	0.265	16.0	1.35	6.0
63(420)-422	-3.2	-0.065	0.112	0.271	14.0	1.36	6.0
63(420)-517	-3.0	-0.084	0.108	0.264	15.0	1.60	8.0
64-006	0	0	0.109	0.256	9.0	0.8	7.2
-009	0	0	0.110	0.262	11.0	1.17	10.0
64-108	0	-0.015	0.110	0.255	10.0	1.1	10.0
-110	-1.0	-0.020	0.110	0.261	13.0	1.4	10.0
64-206	-1.0	-0.040	0.110	0.253	12.0	1.03	8.0
-208	-1.2	-0.039	0.113	0.257	10.5	1.23	8.8
-209	-1.5	-0.040	0.107	0.261	13.0	1.40	8.9
-210	-1.6	-0.040	0.110	0.258	14.0	1.45	10.8
64,-012	0	0	0.111	0.262	14.5	1.45	11.0
-112	-0.8	-0.017	0.113	0.267	14.0	1.50	12.2
212	-1.3	-0.027	0.113	0.262	15.0	1.55	11.0
-412	-2.6	-0.065	0.112	0.267	15.0	1.67	8.0
64,-015	0	0	0.112	0.267	15.0	1.48	13.0
-215	-1.6	-0.030	0.112	0.265	15.0	1.57	10.0
-415	-2.8	-0.070	0.115	0.264	15.0	1.65	8.0
64,-018	0	0.004	0.111	0.266	17.0	1.50	12.0
-218	-1.3	-0.027	0.115	0.271	16.0	1.53	10.0
-418	-2.9	-0.065	0.116	0.273	14.0	1.57	8.0
-618	-3.8	-0.095	0.116	0.273	16.0	1.58	5.6
64,-021	+0.005	-0.029	0.110	0.274	14.0	1.30	10.3
-221	-1.2	-0.029	0.117	0.271	13.0	1.32	6.8
-421	-2.8	-0.068	0.120	0.276	13.0	1.42	6.4
65-006	0	0	0.105	0.258	12.0	0.92	7.6
-009	0	0	0.107	0.264	11.0	1.08	9.8
65-206	-1.6	-0.031	0.105	0.257	12.0	1.03	6.0
-209	-1.2	-0.031	0.106	0.259	12.0	1.30	10.0
-210	-1.6	-0.034	0.108	0.262	13.0	1.40	9.6
65-410	-2.5	-0.067	0.112	0.262	14.0	1.52	8.0
65,-012	0	0	0.110	0.261	14.0	1.36	10.0
-212	-1.0	-0.032	0.108	0.261	14.0	1.47	9.4

[NACA Report 824 - Summary of airfoil data](#)

(continued)



Cálculo C_{Lmax} - Datos Experimentales - II

Airfoil	α_{0L} (deg)	C_{m0}	$C_{L\alpha}$ (per deg)	a.c.	$\alpha_{C_{Lmax}}$ (per deg)	C_{Lmax}	α^{*0} (deg)
-212 ₀₋₆	-1.4	-0.033	0.108	0.269	14.0	1.50	9.6
-412	-3.0	-0.070	0.111	0.265	15.5	1.66	10.5
65 ₂ -015	0	0	0.111	0.257	15.0	1.42	11.2
-215	-1.2	-0.032	0.112	0.269	15.5	1.53	10.0
-415	-2.6	-0.060	0.111	0.268	16.0	1.61	8.7
-415 ₀₋₅	-2.6	-0.051	0.111	0.264	20.0	1.60	7.0
65(215)-114	-0.7	-0.019	0.112	0.265	15.0	1.44	10.5
65(216)-415 ₀₋₅	-3.0	-0.057	0.106	0.267	18.0	1.60	6.0
65,3-018	0	0	0.100	0.262	17.0	1.44	10.0
-418 ₀₋₈	-3.0	-0.081	0.112	0.266	20.0	1.58	4.4
-618	-4.0	-0.100	0.110	0.273	20.0	1.60	4.9
65 ₂ -018	0	0	0.100	0.267	16.0	1.37	10.0
-218	-1.2	-0.030	0.100	0.263	18.0	1.48	8.8
-418	-2.4	-0.059	0.110	0.265	18.0	1.54	4.9
-418 ₀₋₅	-2.8	-0.055	0.115	0.267	18.0	1.50	6.0
-618	-4.0	-0.102	0.113	0.276	18.0	1.64	5.2
-618 ₀₋₅	-4.2	-0.078	0.104	0.265	20.0	1.51	5.3
65 ₂ -021	0	0	0.112	0.267	18.5	1.40	7.4
-221	-1.3	-0.029	0.115	0.274	20.5	1.46	6.0
-421	-2.8	-0.066	0.116	0.272	22.0	1.56	5.0
-421 ₀₋₅	-2.8	-0.052	0.116	0.272	20.0	1.43	5.6
65(421)-420	-2.4	-0.061	0.116	0.276	20.0	1.52	4.7
66-006	0	0	0.100	0.252	9.0	0.80	6.5
-009	0	0	0.103	0.259	10.0	1.05	10.0
66-206	-1.6	-0.038	0.108	0.257	10.5	1.00	7.0
-209	-1.0	-0.034	0.107	0.257	11.0	1.17	9.0
-210	-1.3	-0.035	0.110	0.261	11.0	1.27	10.0
66 ₂ -012	0	0	0.106	0.258	14.0	1.25	11.2
-212	-1.2	-0.032	0.102	0.259	15.0	1.46	11.6
66 ₂ -015	0	0.005	0.105	0.265	15.5	1.35	12.0
-215	-1.3	-0.031	0.106	0.260	16.0	1.50	11.4
-415	-2.6	-0.069	0.106	0.260	17.0	1.60	10.0
66(215)-016	0	0	0.105	0.260	14.0	1.33	10.0
-216	-2.0	-0.044	0.114	0.262	16.0	1.55	8.8
-216 ₀₋₆	-1.2	-0.030	0.100	0.257	16.0	1.46	7.0
-416	-2.6	-0.068	0.100	0.265	18.0	1.60	4.0
63A010	0	0.005	0.105	0.254	13.0	1.20	10.0

Airfoil	α_{0L} (deg)	C_{m0}	$C_{L\alpha}$ (per deg)	a.c.	$\alpha_{C_{Lmax}}$ (per deg)	C_{Lmax}	α^{*0} (deg)
63A210	-1.5	-0.040	0.103	0.257	14.0	1.43	10.0
64A010	0	0	0.110	0.253	12.0	1.23	10.0
64A210	-1.5	-0.040	0.105	0.251	13.0	1.44	10.0
64A410	-3.0	-0.080	0.100	0.254	15.0	1.61	10.0
64 ₂ A212	-2.0	-0.040	0.100	0.252	14.0	1.54	11.0
64 ₂ A215	-2.0	-0.040	0.095	0.252	15.0	1.50	12.0

α^{*0} = angle of attack at which lift curve ceases to be linear (incipient stall).
 Note: C_{m0} is about the aerodynamic center (a.c.).

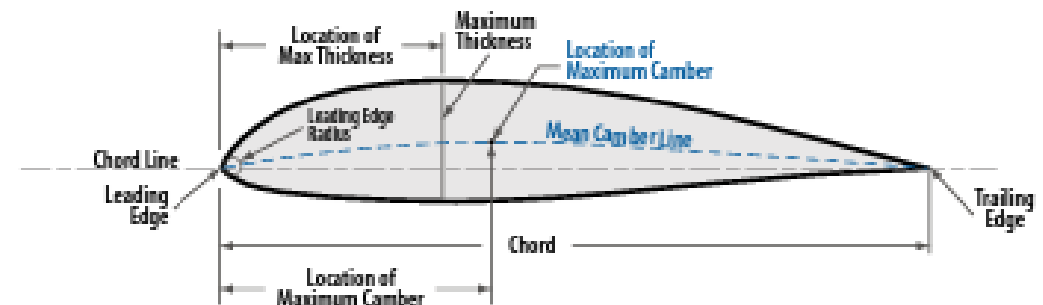


Figure F.1 Airfoil terminology.

[NACA Report 824 - Summary of airfoil data](#)

Companies Datos Experimentales - III

Company	Aircraft	Airfoil (Root)
AAI	RQ-2 Pioneer	NACA 4415
AAI	Shadow 200/400	NACA 4415
AerMacchi	MB. 339	NACA 64A114
AerMacchi	MC. 202/205	NACA 23018
AerMacchi	MC. 72	Bloomvex
AerMacchi	SF-260	NACA 64-212
Aero Commander	Shrike 500/600/720	NACA 23012
Aero	L-139/39/59	NACA 64A012
AeroVironment	Gossamer Condor	Lissaman 7769
AeroVironment	Hellas	Selig S6078
AeroVironment	Pathfinder	Liebeck LA2573A
Airbus	A300B	15%
Avro	Vulcan	NACA 0010 mod
Avro	CF-105 Arrow	NACA 0003.5 mod
Bede	BD-4/6/7	NACA 64-415
Bede	BD-5	NACA 64-212
Beech	Bonanza/Lightning	NACA 23016.5
Beech	King Air	NACA 23016.5
Beech	Queen Air	NACA 23018

Company	Aircraft	Airfoil (Root)
Schleicher	ASW 24	Delft DU89-158
Schleicher	ASW 28	Delft DU99-146
Schleicher	Ka-6 Rhonsegler	NACA 63-618
Silingsby	T.4 Falcon	Goettingen 535 mod
Silingsby	T.41 Skylark 2	NACA 63-620
Silingsby	T.67 Firefly	NACA 23015
Stinson	Reliant	Clark Y
Stoddard-Hamilton	Glasair	NASA GA(W)-2
Stoddard-Hamilton	Glasair	NASA GA(W)-2
Supermarine	Spitfire	NACA 2213
Swearingen	Queen Air 800	NACA 23018
Swearingen	Merlin II/IV	NACA 65A215

Company	Aircraft	Airfoil (Root)
Bell	P-39 Aircobra	NACA 0015
Bell	P-59 Aircomet	NACA 66-014
Bell	P-63 Kingcobra	NACA 66-116
Bell	X-5	NACA 64AD11
Bellanca	Citabria	NACA 4412
Boeing	B-17	NACA 0018
Boeing	B-29	Boeing 117 (22%)
Boeing	707/727/737/747/757	Boeing airfoils (12%-15%)
Boeing	Condor	Liebeck LD-17A
Boeing	C-17	DLBA 142
Boeing	F-15 Eagle	NACA 64A006.6
Boeing	F-18	NACA 65A005 mod
Breguet	941	NACA 63A416
BAE	AV-8 Harrier	Hawker 10%
Cessna	150/152/172/180/182206	NACA 2412
Cessna	208 Caravan	NACA 23017
Cessna	310/L-27/U-3	NACA 2412
Cessna	T-37	NACA 23018
Cessna	Citation III/V	NACA 23014
Convair	B-58 Hustler	NACA 0003.46
Convair	F-102	Delta Dagger
Convair	F-106 Delta Dart	NACA 0004-65 mod
DeHavilland	DH-106 Comet	NACA 63A116 mod
Douglas	A-4 Skyhawk	NACA 0008-1.1-25
Douglas	DC-3	NACA 2215
Douglas	DC-4	NACA 23016
Douglas	DC-6	NACA 23016
Douglas	DC-8/DC-9/DC-10	DSMA
Douglas	D-558-II Skyrocket	NACA 63-010
Fairchild	A-10 Thunderbolt II	NACA6716
Ford	Trimotor	Goettingen 386
General Atomics	RQ-1 Predator	A
General Atomics	RQ-9	Predator B
General Dynamics	F-111	NACA 64-210.6B
Grumman	SA-16/HU-16 Albatross	NACA 23017
Grumman	E-2 Hawkeye	NACA 63A216
Grumman	A-6 Intruder	NACA 64A009 mod
Grumman	F-14 Tomcat	NACA 64A209.65 mod
Grumman	F9F Cougar	NACA 64AD10

Company	Aircraft	Airfoil (Root)
Gulfstream	GII/GIII/GVI	NACA 0012 mod
Hawker	Hurricane	Clark YH (19%)
Hawker	Typhoon	NACA 2219
Hughes	H-1 (Long Wing)	NACA 23016.5
Hughes	H-1 (short wing)	NACA 2418
Hughes	H-4 Hercules	NACA 63(420)-321
Learjet	23-60	NACA 64A109
Leshner	(Univ of Mich)Teal	NACA 63A615
Lockheed	P-80 Shooting Star	NACA 65-213
Lockheed	P-38 Lightning	NACA 23016
Lockheed	F-94	NACA 65-213
Lockheed	P-3 Orion/Electra	NACA 0014-1.1
Lockheed	U-2A/R/S	NACA 64A409
Lockheed	C-130	NACA 64A318
Lockheed	L-1011 Tristar	Lockheed airfoil (12.4%)
Lockheed	F-117 Nighthawk	3 flats upper, 2 lower
Lockheed Martin	F-16	NACA 64A204
Lockheed Martin	Falcon	LM airfoil
McDonnell Douglas	F-4 Phantom	NACA 0006.4-64 mod
McDonnell	F-101 Voodoo	NACA 65A007 mod
Messerschmitt	Bf 109	NACA 2R1 14.2
Messerschmitt	Bf 110/161/162	NACA 2R1 18.5
Messerschmitt	Me 209	NACA 2R1 16
Messerschmitt	Me 263	Me 1.8 25 14-1.1-30
Mooney	(All)	NACA 63-215
North American	P-51B/C/D Mustang	NACA 45-100
North American	B-25 Mitchell	NACA 23017
North American	F-86F	NACA 0009-64 mod
North American	F-100C/D	NACA 64A007
North American	T-39 Sabreliner (-40/60)	NACA 64A212
Northrop	B-2 Spirit	Modified supercritical
Northrop	F-5 Tiger	NACA 65A004.8
Northrop	F-20 Tigershark	NACA 65A004.8
Northrop	T-38 Talon	NACA 65A004.8
Northrop	Tacit Blue	Clark Y mod
Northrop Grumman	RQ-4A Global Hawk	NASA LRN 1015
Pilatus	PC-12	NASA LS(1)-0417
Pilatus	PC-6 Turbo Porter	NACA 64-514

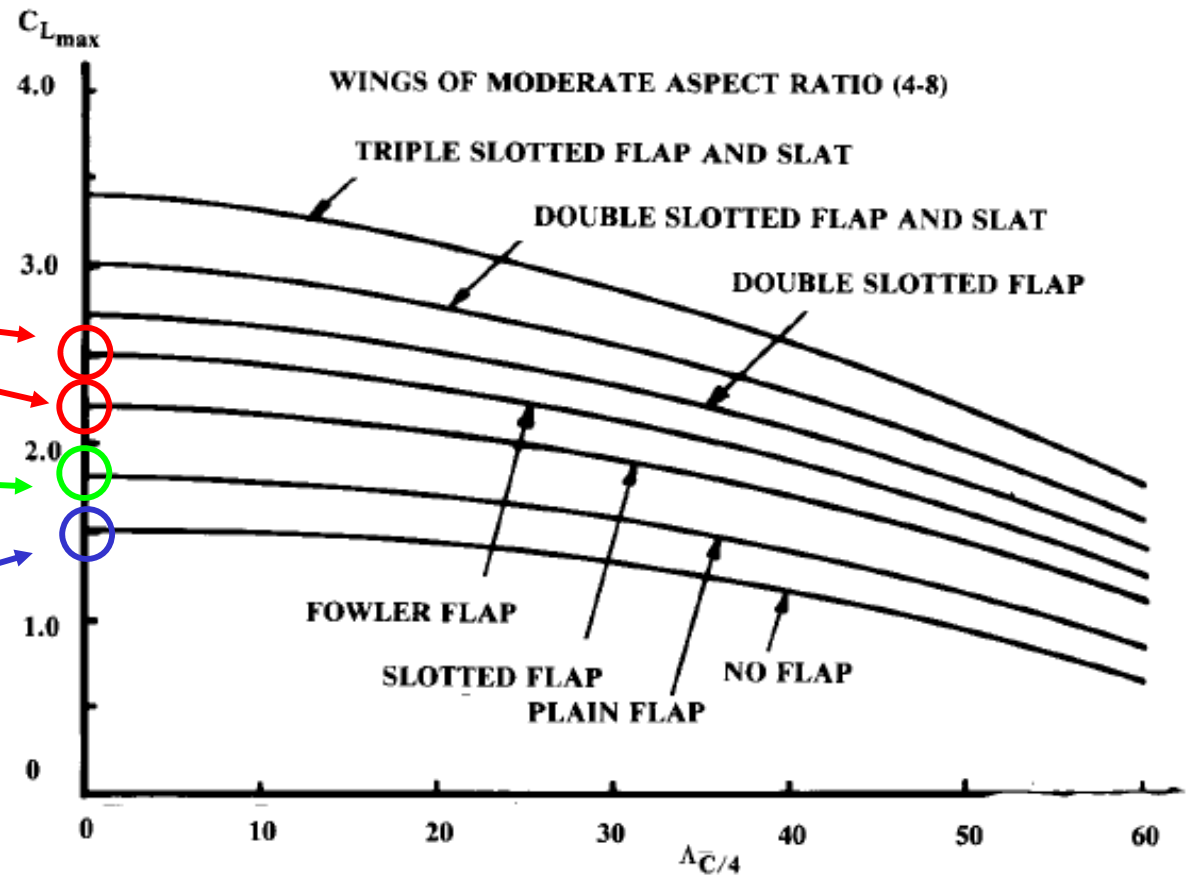
Company	Aircraft	Airfoil (Root)
Pilatus	PC-7 Turbo Trainer	NACA 64A415
Pilatus	PC-8B Twin Porter	NACA 64-514
Pilatus	PC-9	PIL15M825
Piper	J-3 Cub	USA 35B
Piper	L-14	USA 35B
Piper	PA-22 Tripacer	USA 35B
Piper	PA-24 Comanche	NACA64A215
Piper	PA-28 Cherokee	NACA 65-415
Piper	PA-31 Cheyenne	NACA 63A415
Piper	PA-32 Saratoga	NACA 65-415
Piper	PA-34 Seneca	NACA 65-415
Piper	PA-38 Tomahawk	NASA GA(W)-1
Piper	PA-40 Arapaho	NACA 64A215
Piper	PA-46 Malibu	NACA 23015
Piper	PA-48 Enforcer	NACA 45-100
Pitts	S-1C/D	NACA M-6
Pitts	S-1E	Symmetrical
Republic	F-84F Thunderstreak	NACA 64A010
Republic	F-105 Thunderchief	NACA 65A005.5
Republic	P-47 Thunderbolt	Seversky S-3
Rutan	VariViggen	Roncz R1145MS
Rutan	Proteus	NACA 4414
Rutan	VariZe	NACA 4414
Rutan	Pond Racer	Roncz
Rutan	Raptor	Roncz RQW17B
Rutan	Global Flyer	Roncz
Rutan	Space Ship One	Rutan
Rutan	White Knight	Hatfield
Ryan	AGM-34 Firebee	NACA 10% hybrid
Ryan	XV-5A	NACA 0012-64
Ryan	Supersonic Firebee	Symmetrical 3%
Ryan	Spirit of St. Louis	Clark Y
Ryan	Navion	NACA 4415R
Ryan	RQ-4 Global Hawk	NASA LRN 1015
Schempp-Hirth	Nimbus II	Wortmann FX 67K-170
Schempp-Hirth	Nimbus 3	Goettingen 681
Schleicher	ASW 20C	Wortmann FX 62-131 (14.4)
Schleicher	ASW 22	Wortmann FX S-02-196
Schleicher	ASW 23	Wortmann FX 61-168

Entrada en pérdida - I

NGI Configuración despegue

UAV Configuración despegue

UAV & NGI Configuración limpia



After Ref. 39

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

Aerodinámica – Estudio Avanzado

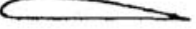
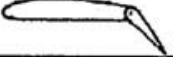


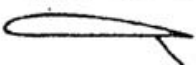
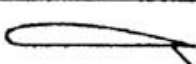



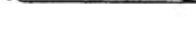
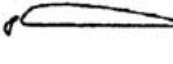
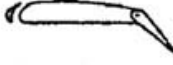

- 1º - Conversión de 2D a 3D
 - 1 - Calcular las características del ala en 2D
 - 2 - Calcular la corrección de 2D a 3D: del ala
 - 3 - Calcular como se ven afectados por HLD (High Lift Devices)
- 2º - Calculo de la polar
 - 1 – Calcular la polar simplificada
 - Configuración limpia
 - Configuración sucia
 - 2 – Calcular la polar corregida:
- 3º - Evaluar requisitos asociados a las áreas de trabajo
 - Actuaciones
 - Estructuras
 - Estabilidad

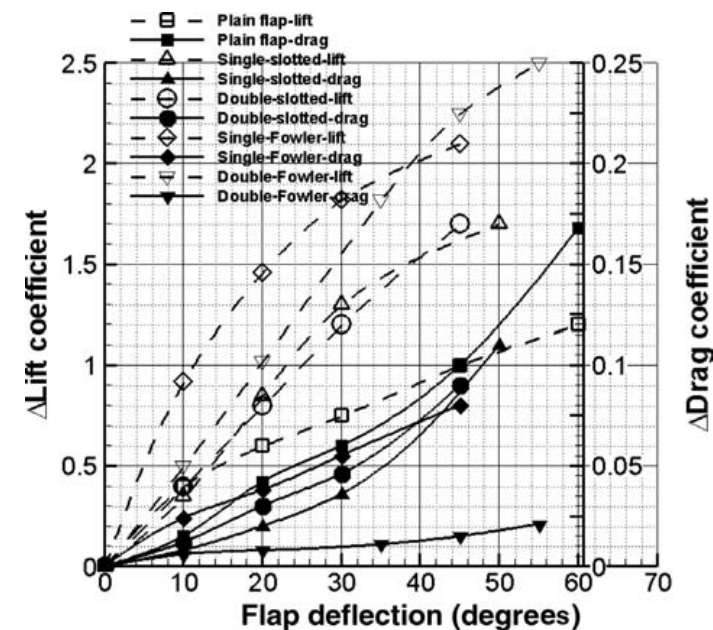
Aerodinámica – II

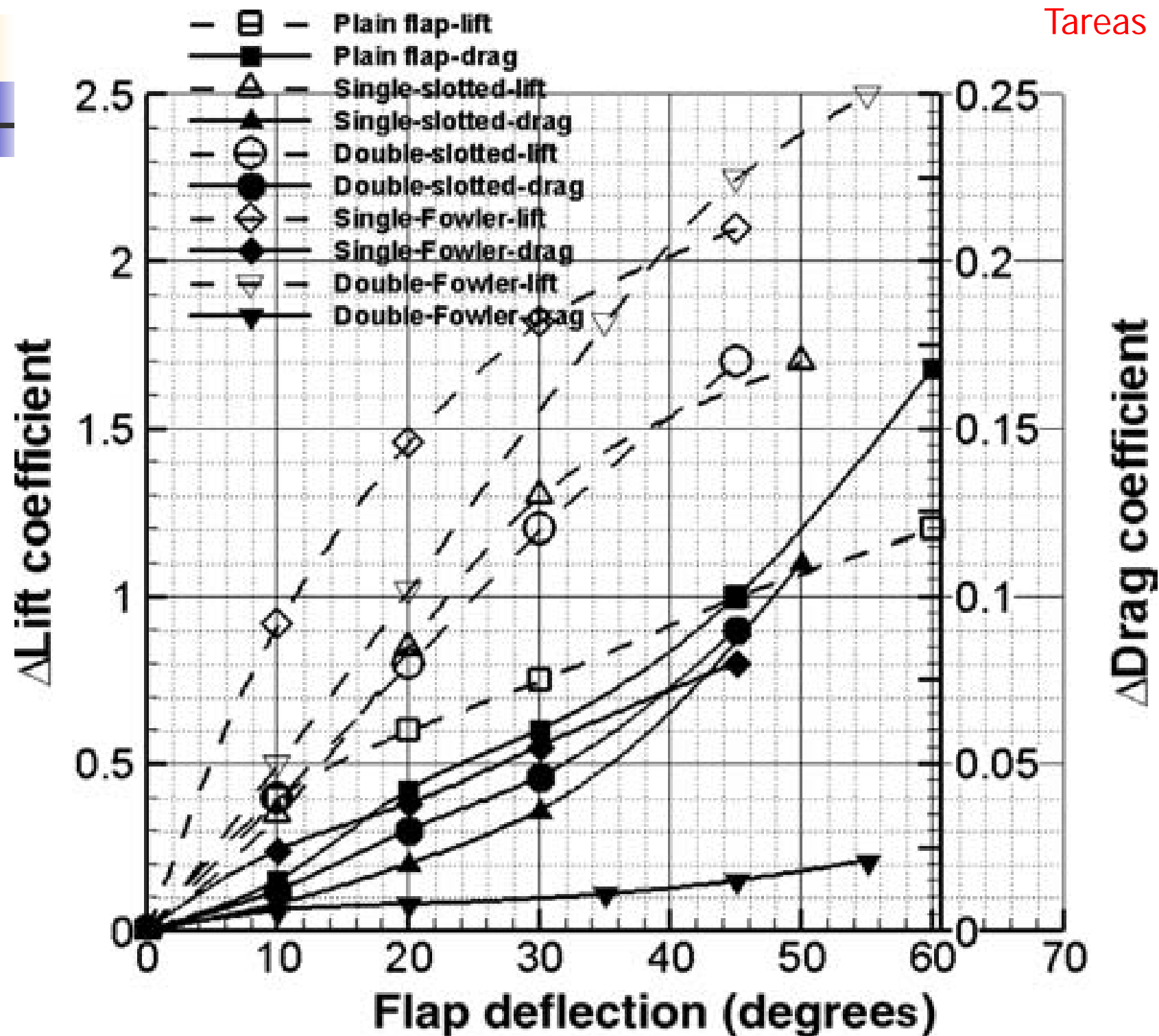
- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Selección depurada de los perfiles para superficies sustentadoras.
 - Requisitos estabilidad.
 - Requisitos actuaciones.
 - Estudio comparativo de XFLR5 (usar todo el potencial)
 - Comparación 3 perfiles (2D)
 - Comparación 3 planta alares (3D)
 - Posible comparación de diferentes plantas con diferentes perfiles
 - Elección de la configuración elegida en función de parámetros
 - Eficiencia (E)
 - Coeficiente de Oswald (e)
 - Resistencia ...
 - Comparativa configuración de cola y perfiles (dpto. estabilidad)
 - Cálculo de sustentación máxima
 - Métodos mixtos, XFLR5 + métodos clásicos
 - Estudio del avión por partes
 - Superficies aerodinámicas
 - Estudio del avión al completo
 - Superficies aerodinámicas + fuselaje+...

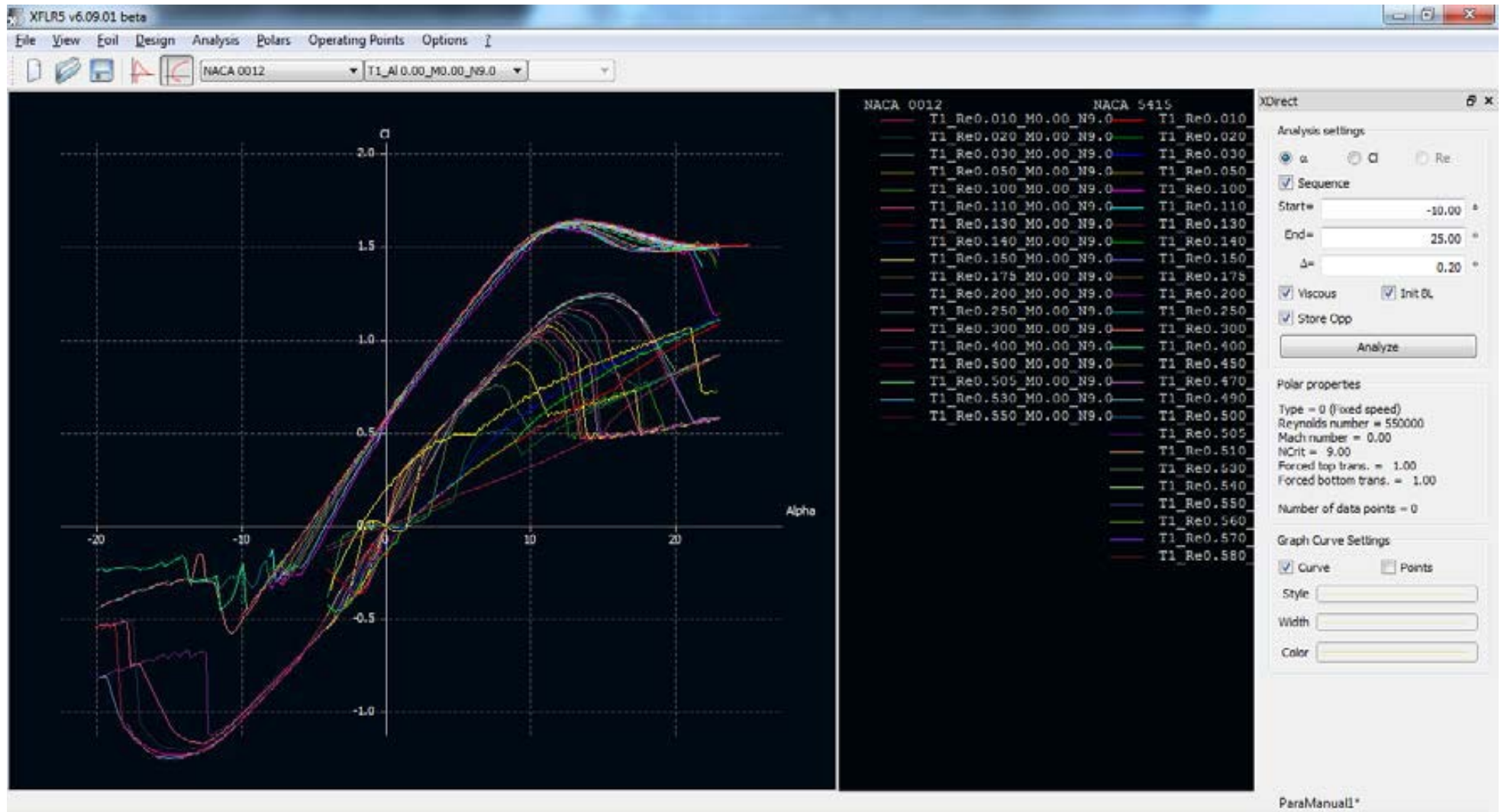


Métodos mixtos, XFLR5 + métodos clásicos

Designation	Diagram	$C_{L_{max}}$	α at $C_{L_{max}}$ (degrees)	L/D at $C_{L_{max}}$	$C_{m_{ac}}$	Reference NACA
Basic aerofoll Clark Y		1.29	15	7.5	-.085	TN 459
.30c Plain flap deflected 45°		1.95	12	4.0	-	TR 427
.30c Slotted flap deflected 45°		1.98	12	4.0	-	TR 427
.30c Split flap deflected 45°		2.16	14	4.3	-0.250	TN 422
.30c hinged at .80c Split flap (Zap) deflected 45°		2.26	13	4.43	-0.300	TN 422
.30c hinged at .90c Split flap (Zap) deflected 45°		2.32	12.5	4.45	-0.385	TN 422
.30c Fowler flap deflected 40°		2.82	13	4.55	-0.660	TR 534
.40c Fowler flap deflected 40°		3.09	14	4.1	-0.860	TR 534
Fixed slot		1.77	24	5.35	-	TR 427
Handley Page automatic slot		1.84	28	4.1	-	TN 459
Fixed slot and .30c plain flap deflected 45°		2.18	19	3.7	-	TR 427
Fixed slot and .30c slotted flap deflected 45°		2.26	18	3.77	-	TR 427
Handley Page slot and .40c Fowler flap deflected 40°		3.36	16	3.7	-0.740	TN 459



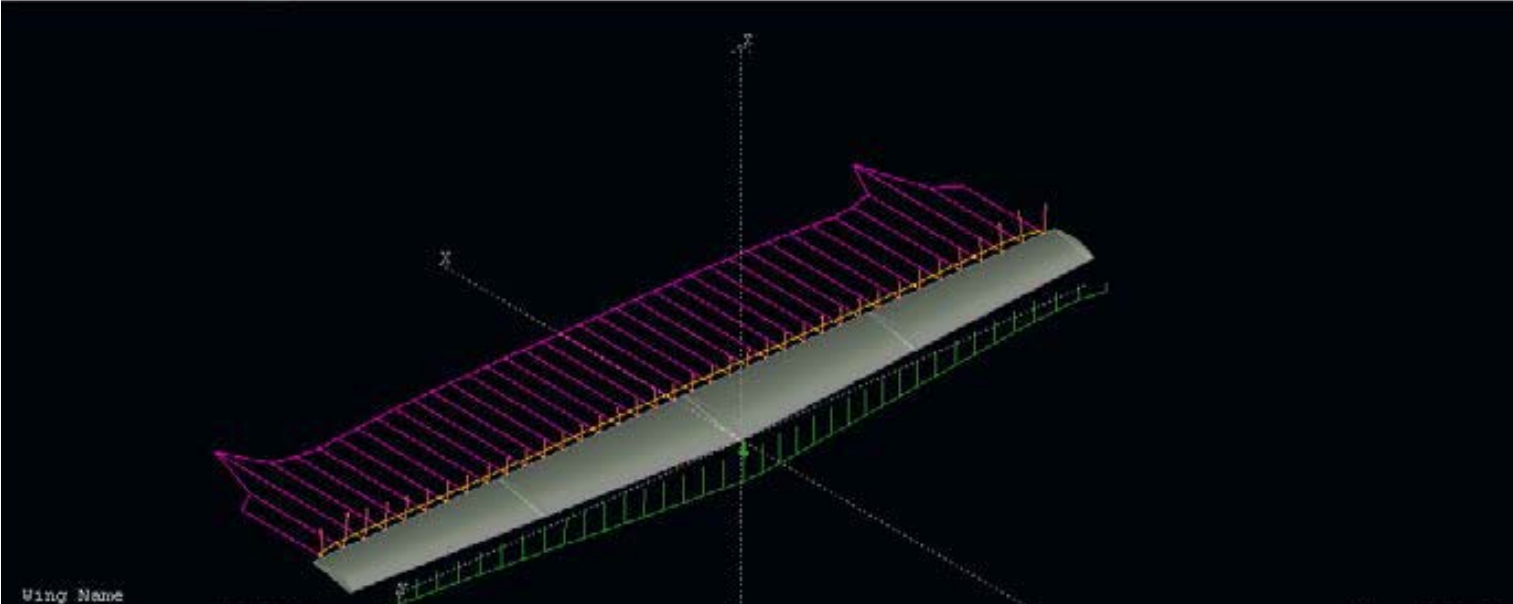




XFRL5 v6.09.01 beta

File View Wing-Plane Body Polars OpPoint Analysis Options ?

Wing Name T1-22.0 m/s-VLM1 -8.00



Wing Name = T1-22.0 m/s-VLM1

Wing Span = 2000.000 mm

XYProj. Span = 2000.000 mm

Root Chord = 100.000 mm

M.A.C. = 152.000 mm

X CG = 0.000 mm

Wing Area = 3000.000 cm²

XYProj. Area = 3000.000 cm²

Plane Mass = 0.00 kg

Wing Load = 0.000 kg/cm²

Tip Twist = 0.00

Aspect Ratio = 13.33

Taper Ratio = 1.50

Root-Tip Sweep = 2.50

V = 22.0 m/s

Alpha = -8.0000°

Sideslip = 0.0000°

Bank = 0.0000°

Control pos. = 0.0000

CL = -0.2913

CD = 0.0298

Efficiency = 1.0163

CL/CD = -9.7651

C_l = -0.0000

C_m = -0.0118

C_n = -0.0000

X_{CP} = -6.169 mm

Marx

Analysis settings

Sequence

Start = -8.000 °

End = 15.000 °

Δα = 0.500 °

Init LLT Store OpPoint

Analyze

Results

Cp Panel Forces

Lift Moment

Ind. Drag Visc. Drag

Trans. Downw.

Surf. vel. Stream

Animate

Display

Axes Panels

Surfaces Outline

Foil Names Masses

Reset Pick Center

Clip: [Slider]

ParaManual

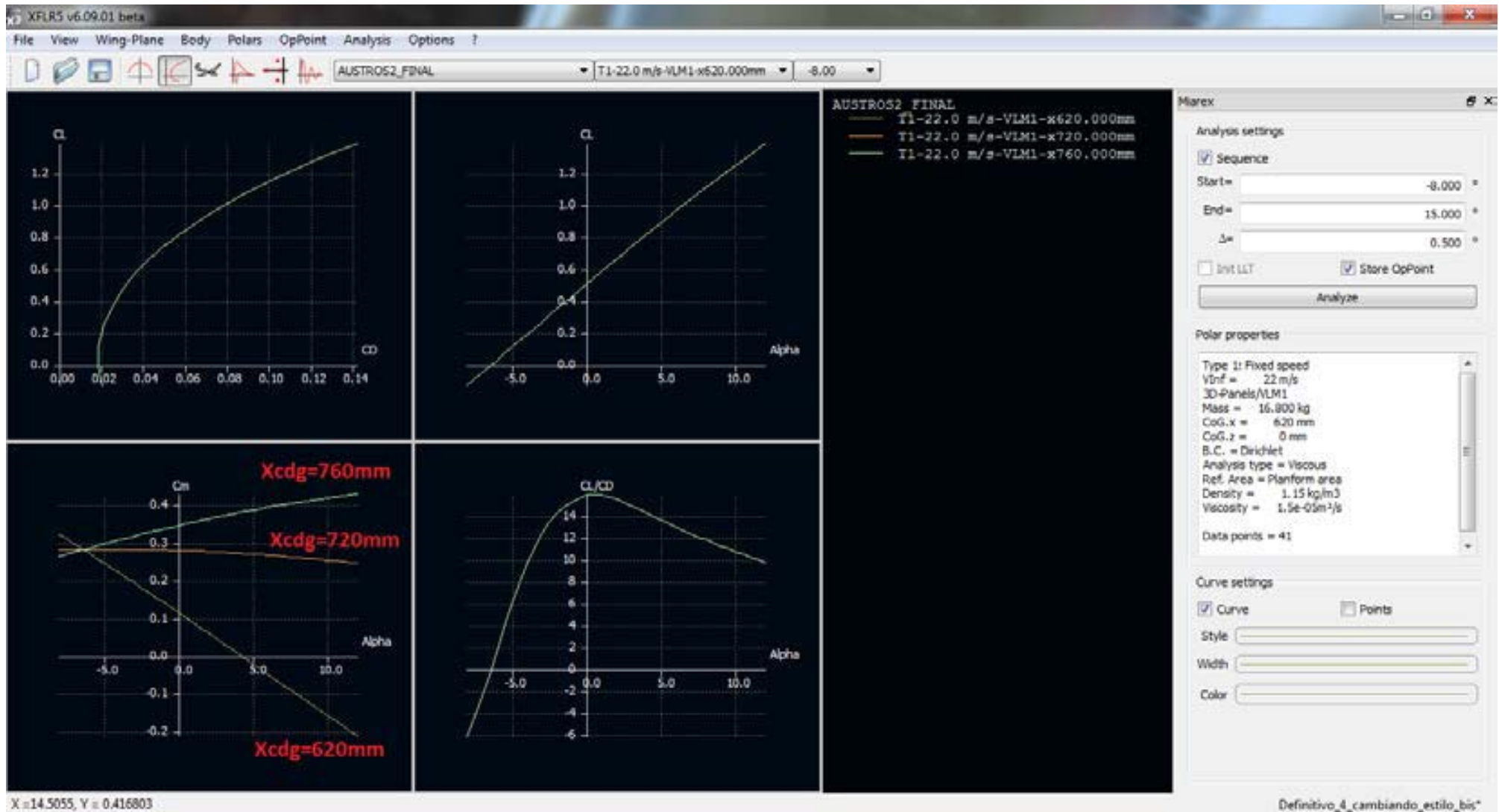
The screenshot displays the XFLR5 v6.09.01 beta software interface. The main window shows a 3D model of an aircraft wing and tail section. A 'Morex' panel on the right contains analysis settings and display options. A data table in the bottom-left corner lists various aircraft parameters.

Morex Analysis Settings:

- Analysis settings:
 - Sequence
 - Start = -8.000
 - End = 15.000
 - Δx = 0.500
 - Init LLT
 - Store OpPoint
 - Analyze
- Results:
 - Cp
 - Panel Forces
 - Lift
 - Moment
 - Ind. Drag
 - Visc. Drag
 - Trans.
 - Downw.
 - Surf. Vel.
 - Stream
 - Animate
- Display:
 - Axes
 - Panels
 - Surfaces
 - Outline
 - Fol Names
 - Masses
 - Reset
 - Pick Center
 - Clip: [Slider]

Plane Data Table:

Plane Name	Value	Unit
Wing Span	2000.000	mm
XVProj. Span	2000.000	mm
Root Chord	180.000	mm
M.A.C.	152.000	mm
X _{CG}	0.000	mm
Wing Area	3000.000	cm ²
XVProj. Area	3000.000	cm ²
Tail Volume	0.34	
Tip Twist	0.00	
Aspect Ratio	13.33	
Taper Ratio	1.50	
Root-Tip Sweep	2.58	



Aerodinámica – III

- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Estudio de la polar del avión para las diferentes configuraciones:
 - Depuración de polar (dept de Diseño y sistemas)
 - Configuración limpia:
 - Subida,
 - Crucero,
 - Descenso
 - Configuración sucia:
 - despegue,
 - aterrizaje
 - Modelo de Polar
 - Polar parabólica **No compensada**

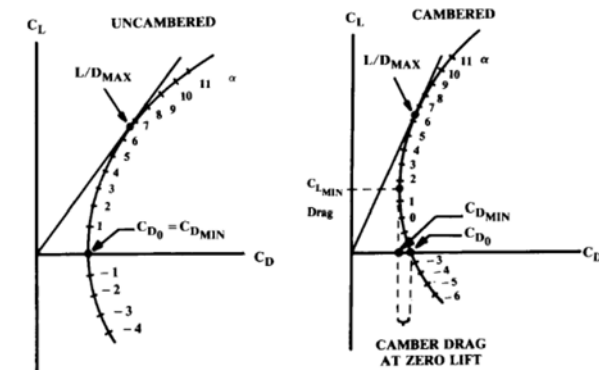


Fig. 12.3 Drag polar.

$$C_D = C_{D_0} + KC_L^2$$

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_{min}} + K (C_L - C_{L_{min-drag}})^2 \\ &= C_{D_{min}} + KC_{L_{min-drag}}^2 + KC_L^2 - 2KC_L C_{L_{min-drag}} \\ &= C_{D_0} + k_1 C_L^2 - k_2 C_L \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{D_0} &= C_{D_{min}} + KC_{L_{min-drag}}^2 \\ k_1 &= K \\ k_2 &= 2KC_L C_{L_{min-drag}} \end{aligned}$$

Aerodinámica – IV

- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Polar parabólica **No compensada**
 - Análisis de las actuaciones
 - Despegue y aterrizaje, subida, crucero, espera, descenso
 - Definir núm Reynolds de análisis (simplificado)
 - No es factible definir polar para todo el rango de velocidades
 - Polar parabólica **Compensada**
 - Mejora actuaciones Crucero.
 - Análisis de Empuje (Potencia) necesaria vs. disponible
 - Evaluar requisitos asociados a las áreas de trabajo
 - Actuaciones:
 - Despegue, crucero: $C_{L,max}$
 - Estructuras:
 - Estimado un nuevo $W_0 \rightarrow W_0/S \rightarrow$ cálculo de nueva S_w
 - Estabilidad:
 - Trimado (aumento o disminución de S_w)
 - Modificación geometría alar o perfil

Aerodinámica – V

- Estudio Aerodinámico más detallado:
 - Estudio de resistencia de trimado
 - Incluir $C_{dtrimado}$
 - Coordinar con departamento de Estabilidad y Actuaciones
 - Métodos Clásicos
 - Composite Build-Up Methods
 - Métodos modernos
 - XFLR5:
 - Revisar si XFLR5 proporciona o no resistencia parasitaria de cuerpos sin perfil
 - Análisis Mixto
 - Análisis Mixto Composite Build-UP + XFLR5
 - Estimación de resistencia parasitaria
 - Estudio comparativo de diferentes resistencias para diferentes configuraciones de fuselaje
 - Comparación con métodos clásicos

Aerodinámica – VI

Componente de Ala

$$(C_{D0})_{\text{subsonic}} = \frac{\Sigma(C_{fc} F F_c Q_c S_{\text{wet}c})}{S_{\text{ref}}} + C_{D_{\text{misc}}} + C_{D_{L\&P}}$$

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_{\text{min}}} + K (C_L - C_{L_{\text{min-drag}}})^2 \\ &= C_{D_{\text{min}}} + K C_{L_{\text{min-drag}}}^2 + K C_L^2 - 2K C_L C_{L_{\text{min-drag}}} \\ &= C_{D0} + k_1 C_L^2 - k_2 C_L \end{aligned}$$

$$C_{D0} = C_{D_{\text{min}}} + K C_{L_{\text{min-drag}}}^2$$

$$k_1 = K$$

$$k_2 = 2K C_{L_{\text{min-drag}}}$$

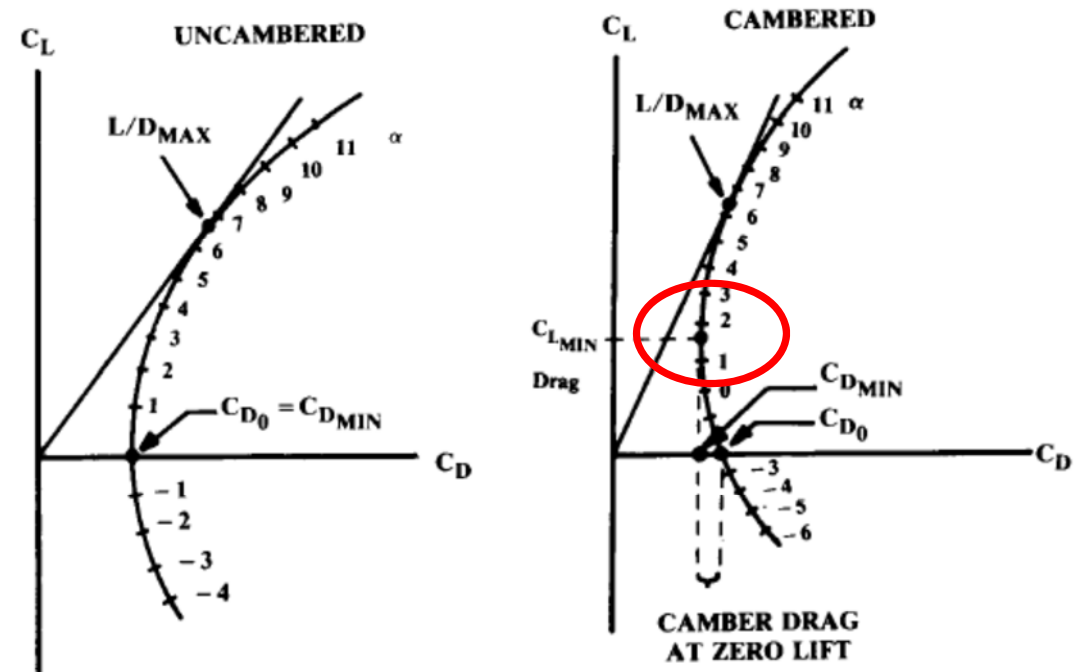


Fig. 12.3 Drag polar.

Estabilidad y Control – Estudio Preliminar

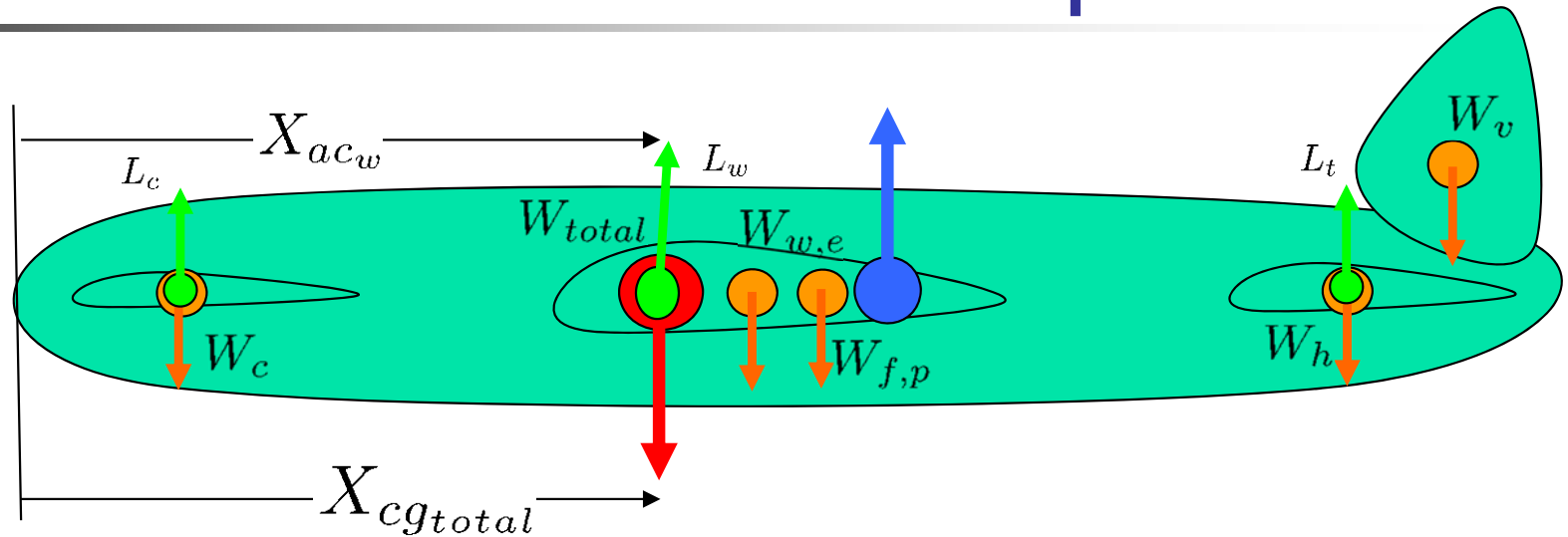
- Estabilidad y Control:
 - Estudio del trimado (longitudinal y lateral direccional):
 - Viabilidad del diseño mediante estudio de trimado.
 - Plantear problemas de configuración y prever solución para rev. 3.
 - Inicio de la **estabilidad estática**.
 - Inicio modelado (**derivadas estabilidad**).
 - Interacción:
 - Dimensionado e ubicación superficies (Diseño)
 - Corrección pesos (Estructuras)
 - Necesidades de Estabilidad (Aerodinámica)
- Centrar esfuerzos en líneas bien diferenciadas
 - Trimado longitudinal y lateral-direccional
 - Optimización de trimado (α óptimo, C_D mínimo)
 - Centrado de masas

Estabilidad y Control - I

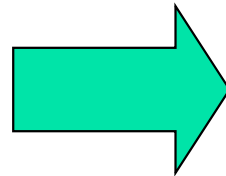
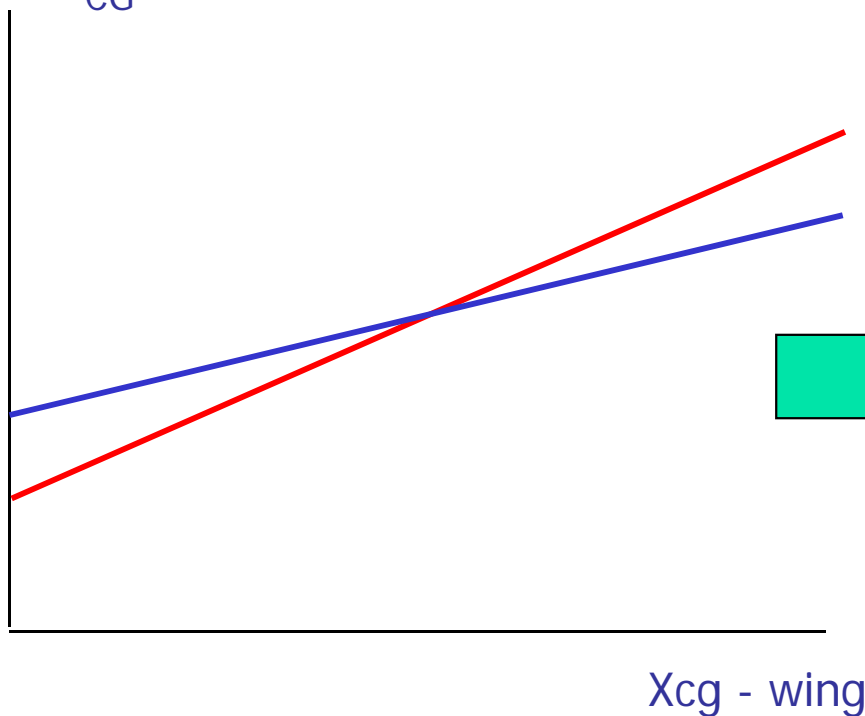
■ Trimado Longitudinal

- 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 $C_{M\delta e}$

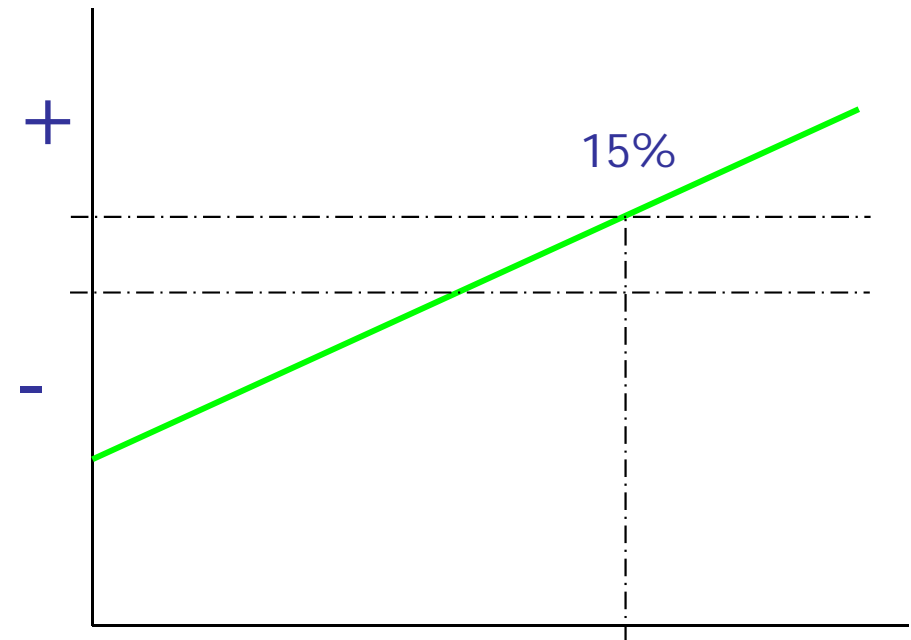
Variación física de las superficies



X_{NA} & X_{CG}



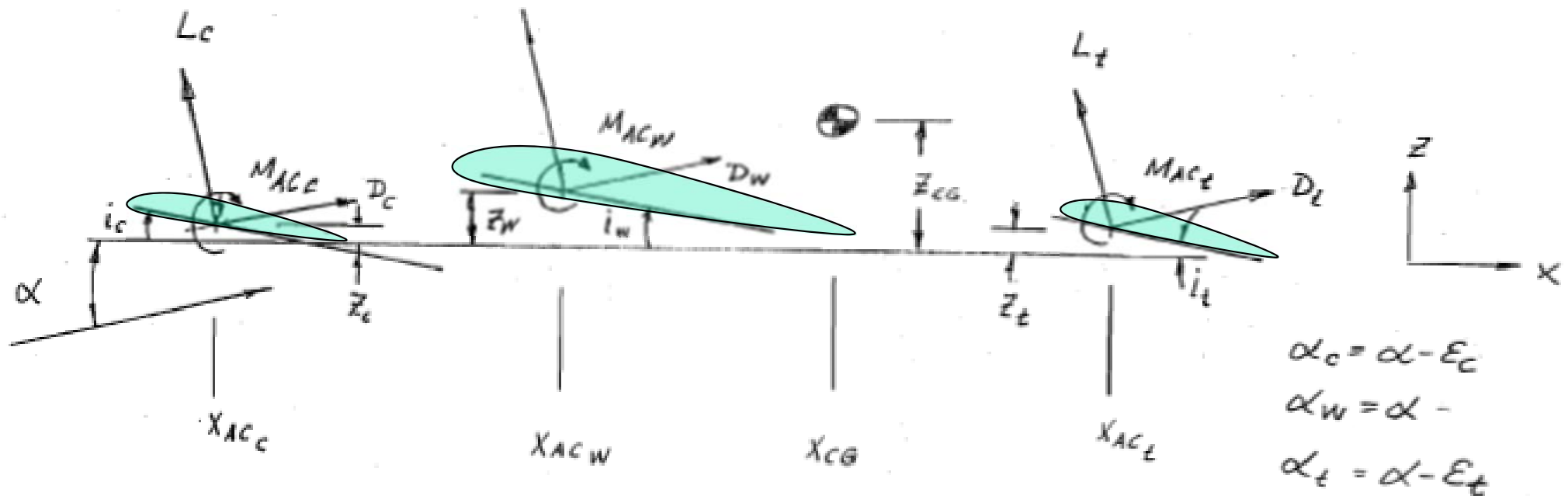
SM



Análisis de Trimado – I

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

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



Análisis de Vuelo Equilibrado - II

$$\Sigma F_x = W - L = \frac{W}{qS} - C_{L0} - C_{L\alpha} \alpha - C_{L\delta_e} \delta_e$$

$$\Sigma M = 0 = C_{M0} + C_{M\alpha} \alpha + C_{M\delta_e} \delta_e$$

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

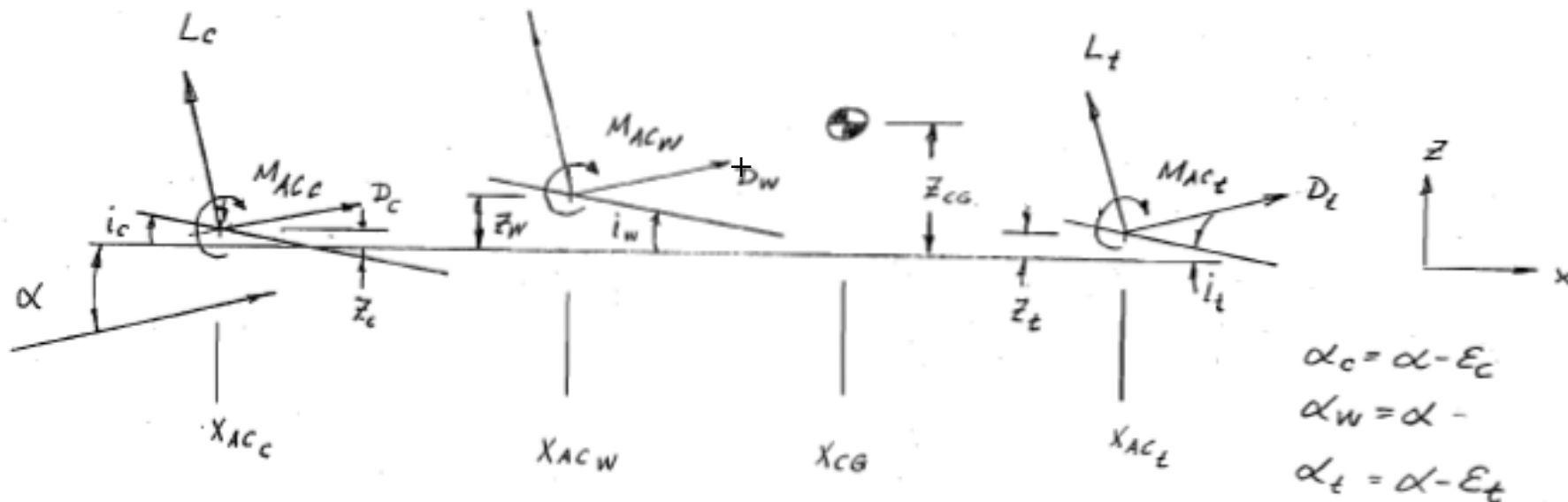
$$C_{L\delta_c} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L\delta_c \delta_e}$$

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

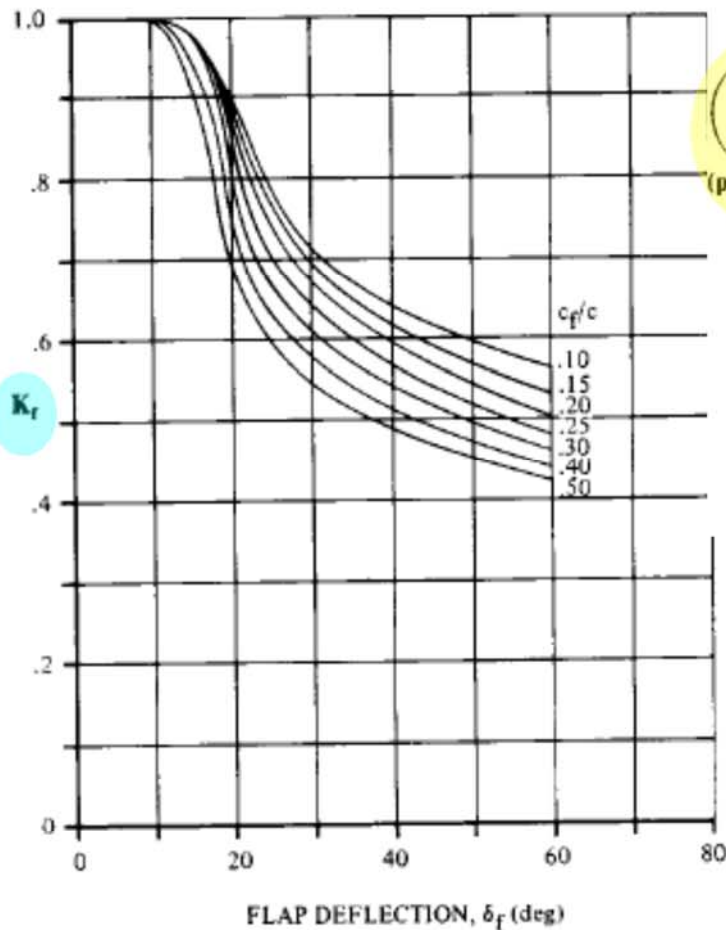
Efectividad de las Superficies de control

$$C_{L0} = C_{L0WB} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L0c} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L0t} + C_{L\alpha WB} i_w + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L\alpha c} (i_c + \epsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L\alpha t} (i_t - \epsilon_{0t})$$

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



Efectividad de las superficies de control



$$\left(\frac{\partial C_l}{\partial \delta_f}\right) \text{ (per rad)}$$

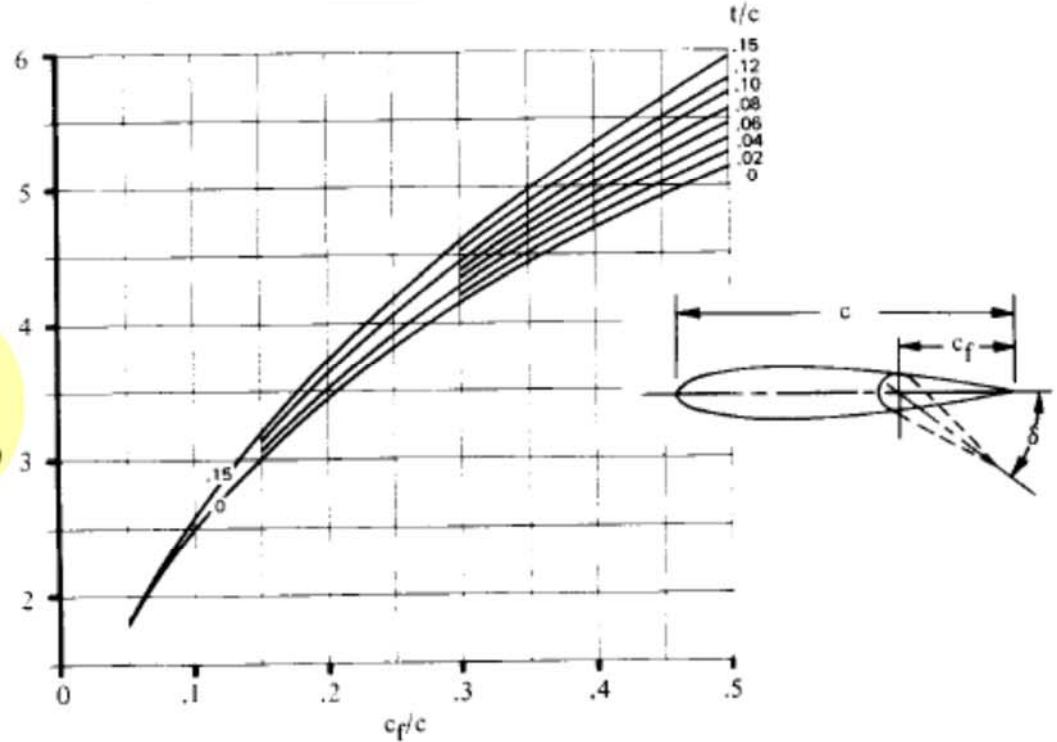


Fig. 16.6 Theoretical lift increment for plain flaps. (Ref. 37)

Fig. 16.7 Empirical correction for plain lift increment. (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

Análisis de Vuelo Equilibrado - IV

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

$$\begin{aligned}\Sigma F_x &= W - L = \frac{W}{qS} - C_{L_0} - C_{L_\alpha} \alpha - C_{L_{\delta_e}} \delta_e \\ \Sigma M &= 0 = C_{M_0} + C_{M_\alpha} \alpha + C_{M_{\delta_e}} \delta_e\end{aligned}$$

- 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

$$C_{D_{i_{trimmed}}} = K [C_{L_\alpha} (\alpha + i_w)]^2 + \frac{q_c S_c}{q S} K_c [C_{L_c}]^2 + \frac{q_t S_t}{q S} K_t [C_{L_t}]^2$$

$K = \frac{1}{\pi A e}$

Estabilidad – Estudio Avanzado

- 1° - Trimado longitudinal
 - Selección de ubicación S_w .
 - Selección de S_H .
 - Timón de profundidad
 - Centrado de X_{cg}
- 2° - Trimado lateral-direccional
 - Selección S_V .
 - Selección superficies de control:
 - Alerones & timón de dirección
- 3° - Análisis de Estabilidad Lateral direccional
 - Estudio de respuestas dinámicas

Estabilidad - II

- Revisión del estudio de equilibrio para nuevas configuraciones.
 - Realimentación con aerodinámica
- Determinación de la posiciones del CG en función de variación peso (Crucero)
 - Realimentación estructuras y diseño
 - Determinación de la posición más avanzada y más atrasada del CG
- Estudio de la estabilidad Estática:
 - Longitudinal
 - Trimado del avión longitudinal
 - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
 - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas horizontales.
 - Estudio comparativo de trimado con diferentes configuraciones geométricas
 - Comparativa de 3 casos: Por ejemplo:
 - Geometría: $W/S, l_h, l_h, St, i_w, i_t, i_c, x_{cg} \dots$
 - Características aerodinámicas de los perfiles C_{LOPT}
 - Condiciones de vuelo

Análisis de Vuelo Equilibrado - IV

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

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

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

- 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

$$K = \frac{1}{\pi A e}$$

$$C_{D_{i_{trimmed}}} = K [C_{L_\alpha} (\alpha + i_w)]^2 + \frac{q_c S_c}{q S} K_c [C_{L_c}]^2 + \frac{q_t S_t}{q S} K_t [C_{L_t}]^2$$

siendo

$$C_{L_t} = C_{L_{\delta_t}} \delta_t$$

$$C_{L_c} = C_{L_{\delta_c}} \delta_c$$

Análisis de Vuelo Equilibrado - V

- ¿Como abordar el análisis de equilibrado?
 - Hay que resolver

Deseadas

- Carga alar elegida
- Altitud de vuelo (RFP)
- Velocidad de vuelo (RFP)

$$\Rightarrow \frac{W}{qS} = C_L \Leftarrow$$

Actuales

- Características aerodinámicas:
- Superficies aerodinámicas
 - Incidencias
 - Geometría

$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$

- Dependencia compleja

$$C_{L_0} = C_{L_{0WB}} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}} + C_{L_{\alpha WB}} i_w + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} (i_c + \varepsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} (i_t - \varepsilon_{0t})$$

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

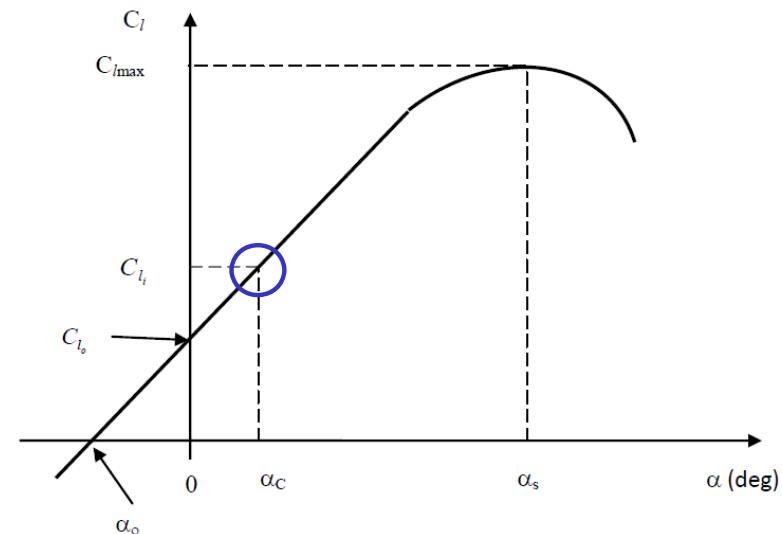
$$C_{L_{\delta_e}} = \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\delta_c \delta_e}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\delta_t \delta_e}}$$

- ¿Qué hacer entonces?

Análisis de Vuelo Equilibrado - VI

- Dejar que las ecuaciones hablen... para ello hay que hacer simplificaciones
 - Para el caso de un avión trimado, se desea que el C_L de vuelo sea el óptimo $C_{L_{OPT}}$
 - El $C_{L_{OPT}}$ define la configuración del avión
 - Aerodinámica determina cual debe de ser la incidencia del ala i_w tal que para el crucero se óptimo

$$\frac{W}{qS} = C_L \Rightarrow C_L = C_{L_{OPT}}$$



- Esto implica que se puede hacer la aproximación que α y δ_e se haga 0
 - Esto sólo puede ocurrir en un punto del crucero ya que la carga alar disminuye a medida que se consume combustible

Análisis de Vuelo Equilibrado - VII

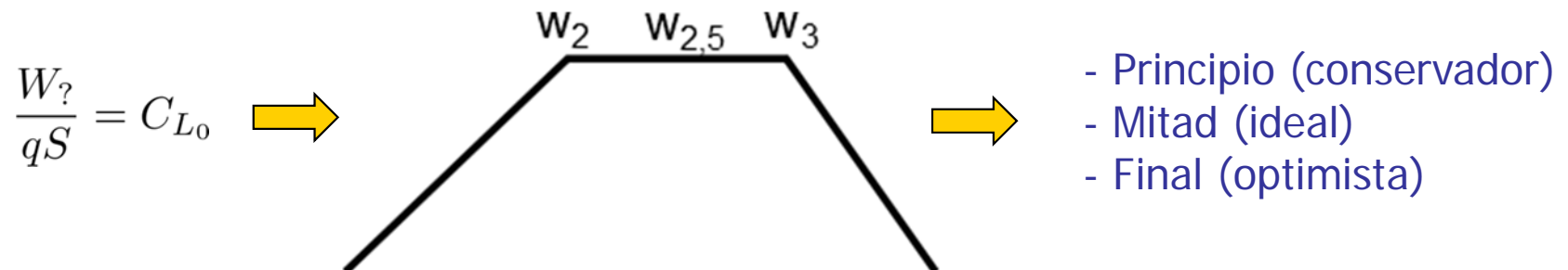
- Hacer la hipótesis de que en un punto del crucero, el vuelo puede ser óptimo y por lo tanto con $\alpha = \delta_e = 0$ tenemos que

$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} = C_{L_{OPT}}$$



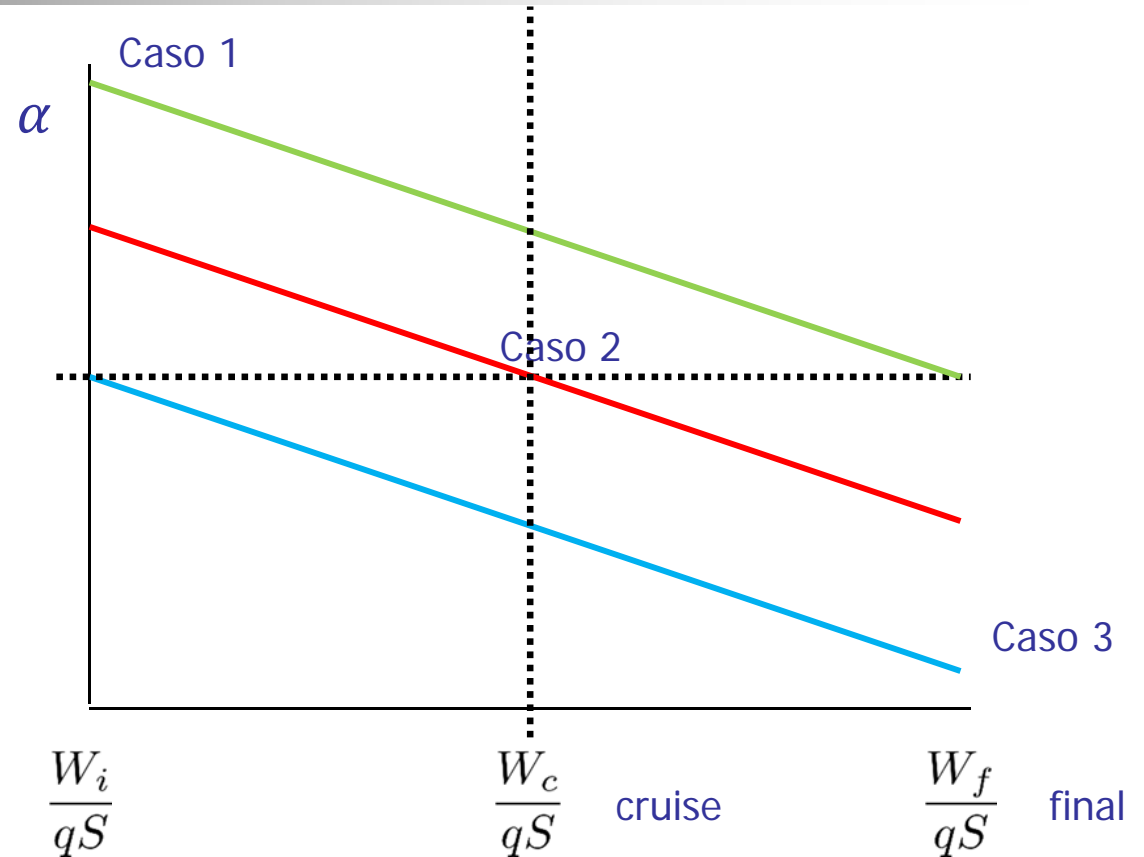
$$C_{L_0} = C_{L_{0WB}} + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{0c}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{0t}} + C_{L_{\alpha WB}} i_w + \frac{q_c S_c}{q S} C_{L_{\alpha c}} (i_c + \varepsilon_{0c}) + \frac{q_t S_t}{q S} C_{L_{\alpha t}} (i_t - \varepsilon_{0t})$$

- Que incidencia de ala (i_w), del horizontal (i_t) y canard (i_c)?
 - i_w asociada a $C_{L_{OPT}}$
 - $i_t \approx -1^\circ$
 - $i_c \rightarrow i_w$ ya que tiene que entrar en pérdida antes que el ala
- ¿Que punto del segmento de crucero tomo como punto de partida?



Análisis de Vuelo Equilibrado - VIII

Caso 1: avión volando con $C_{L_{OPT}} > \frac{W_f}{qS}$
 Caso 2: avión volando con $C_{L_{OPT}} \approx \frac{W_f}{qS}$
 Caso 3: avión volando con $C_{L_{OPT}} < \frac{W_f}{qS}$



72

$$\frac{W}{qS} = C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{\delta_e}} \delta_e$$



Caso 1: $\frac{W}{qS} > C_{L_0}$

Caso 2: $\frac{W_c}{qS} \approx C_{L_0}$

Caso 3: $\frac{W}{qS} < C_{L_0}$



- Corregir $\frac{W}{S} \rightarrow$ superficie alar y/o peso
- Corregir $q \rightarrow$ velocidad y/o altura
- Corregir $C_{L_0} \rightarrow$ perfil/es y/o superficies

Estabilidad - III

- Estudio de la estabilidad Estática:
 - Lateral-direccional
 - Determinación de los valores de las derivadas de estabilidad críticas.
 - Trimado lateral direccional
 - Determinación de la ubicación, forma, tamaño de las derivas para cumplir situaciones críticas (viento, fallo motor).
 - Fallo motor y viento cruzado

ϕ - β - δ_a and δ_r
 select : ϕ and solve for β , δ_a and δ_r
 select : β and solve for ϕ , δ_a and δ_r
 select : δ_a and solve for ϕ , β and δ_r
 select : δ_r and solve for ϕ , β and δ_a

$$\begin{bmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{-(mg \sin \phi \cos \gamma + F_{y_{T_1}})}{\bar{q}_1 S} \\ \frac{-L_{T_1}}{\bar{q}_1 S b} \\ \frac{-N_{T_1} - \Delta N_{D_1}}{\bar{q}_1 S b} \end{Bmatrix}$$

Estabilidad - IV

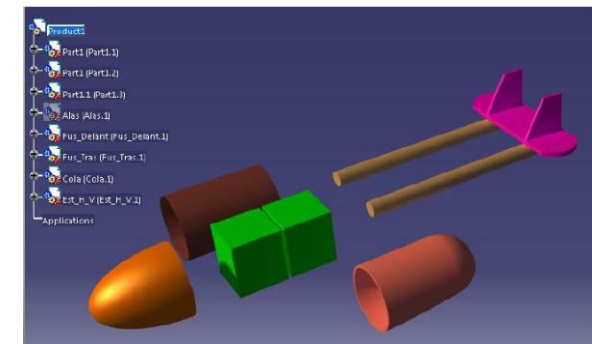
- Definición del modelo de estabilidad dinámica:
 - Modelado definido (derivadas de estabilidad).
 - Preparando estudio estabilidad dinámica.
 - Simplificación aproximaciones
 - Modelos más precisos
 - Estudio de los modos:
 - Longitudinal
 - Lateral direccional

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (X_u + X_{T_u}) & X_\alpha & X_q & -g \cos \theta_1 \\ \frac{Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{(Z_q + U_1)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} & \frac{-g \sin \theta_1}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_u}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + (M_u + M_{T_u}) & \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_\alpha}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + (M_\alpha + M_{T_\alpha}) & \frac{M_{\dot{\alpha}}(Z_q + U_1)}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ \frac{Z_{\delta_e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} \\ \frac{M_{\dot{\alpha}} Z_{\delta_e}}{U_1 - Z_{\dot{\alpha}}} + M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_e$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{U_1} & Y_p & Y_r - U_1 & g \cos \theta_o & 0 \\ \frac{L_\beta + A_1 [N_\beta + N_{T\beta}]}{(1 - A_1 B_1) U_1} & \frac{L_p + A_1 N_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{L_r + A_1 N_r}{1 - A_1 B_1} & 0 & 0 \\ \frac{B_1 L_\beta + N_{T\beta} + N_{TB}}{(1 - A_1 B_1) U_1} & \frac{B_1 L_p + N_p}{1 - A_1 B_1} & \frac{B_1 L_r + N_r}{1 - A_1 B_1} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_o & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{\cos \theta_o} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} \\ \frac{L_{\delta_A} + A_1 N_{\delta_A}}{1 - A_1 B_1} \\ \frac{B_1 L_{\delta_A} + N_{\delta_A}}{1 - A_1 B_1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} [\delta_A]$$

Estructuras – Estudio Preliminar

- 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)
 - Aportación información relativa a estructura simplificada:
 - Volumen, espesor, densidades, etc...



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 - 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 - II

- 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
 - DAR Corporation - Roskam
 - 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	1,3497
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	12,9237
Propulsion	2,354		70,931	Total weight empty	11,495	23.6	27,1379
Engine(s)—installed	1,517	33.0	50,061	Useful load	4,985		
Accessory drive			0	Crew	220	15.0	3,300
Exhaust system			0	Fuel—usable	3,836	22.3	85,551
Engine cooling	172	33.0	5,676	Fuel—trapped	39	22.3	864
Oil cooling	37.8	33.0	1,247	Oil	50	33.0	1,650
Engine controls	20	33.0	660	Passengers			0
Starter	39.5	15.7	620	Cargo/payload	840	21.7	18,228
Fuel system/tanks	568	22.3	12,666	Guns			0
			0	Ammunition	0	21.7	0
			0	Misc. useful load			0
			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

$$W_w = 96.948 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.65} (A / \cos \Lambda_{1/4})^{0.57} (S/100)^{0.61} x$$

$$x \{ (1+\lambda) / 2 (t/c)_m \}^{0.36} (1 + V_H / 500)^{0.5}]^{0.993} \quad (5.4)$$

- Torenbeek Method

$$W_w = 0.00125 W_{TO} (b / \cos \Lambda_{1/2})^{0.75} [1 + \{6.3 \cos(\Lambda_{1/2}) / b\}^{1/2}] x$$

$$x (n_{ult})^{0.55} (bS / t_r W_{TO} \cos \Lambda_{1/2})^{0.30} \quad (5.5)$$

- 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

$$W_h = 127 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_h / 100)^{1.2} x$$

$$x 0.289 (l_h / 10)^{0.483} (b_h / t_{r_h})^{0.5}]^{0.458}$$

$$W_v = 98.5 [(W_{TO} n_{ult} / 10^5)^{0.87} (S_v / 100)^{1.2} x$$

$$x 0.289 (b_v / t_{r_v})^{0.5}]^{0.458}$$

- Torenbeek Method

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

Estimación de Pesos - V

- General Aviation Airplanes:
 - Raymer Method

$$W_{\text{wing}} = 0.036 S_w^{0.758} W_{\text{fw}}^{0.0035} \left(\frac{A}{\cos^2 \Lambda} \right)^{0.6} q^{0.006} \lambda^{0.04} \left(\frac{100 t/c}{\cos \Lambda} \right)^{-0.3} (N_z W_{\text{dg}})^{0.49}$$

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Estimación de Pesos - VI

- Cargo Transport Airplanes:
 - Raymer Method

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

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

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

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

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

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

$$W_{\text{nacelle group}} = 0.6724 K_{\text{ng}} N_{\text{Lt}}^{0.10} N_w^{0.294} N_z^{0.119} W_{\text{ec}}^{0.611} N_{\text{en}}^{0.984} S_n^{0.224}$$

(includes air induction)

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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	3,512	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
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



Comparativa de pesos – Aviones similares

Ejemplo – más información carpeta de material extra

Table I.1 Jet Transport Aircraft Weights Summary (Weights in Pounds)

Aircraft	McDonnell Douglas		Boeing			Airbus
	MD-80	DC-10-30	737-200	727-100	747-100	A-300
Wing	15,560	58,859	10,613	17,764	86,402	44,131
Empennage	3,320	14,676	2,718	4,133	11,850	5,941
Fuselage	16,150	47,270	12,108	17,681	71,845	35,820
Nacelle	5,340	9,127	1,392	3,870	10,031	7,039
Landing gear	5,340	25,761	4,354	7,211	31,427	13,611
Nose gear	550	1,832	—	—	—	—
Main gear	4,790	23,929	—	—	—	—
Structure total	42,490	155,693	31,185	50,659	211,555	106,542
Engine	8,820	26,163	6,217	9,325	34,120	16,825
Nozzle system and $T_{reversor}$	1,540	6,916	1,007	1,744	6,452	4,001
Air induction system ^a	0	0	0	0	0	0
Fuel system	640	4,308	575	1,143	2,322	1,257
Propulsion install	—	—	378	250	802	814
Propulsion total	11,000	37,387	8,177	12,462	43,696	22,897
Avionics and instruments	2,130	4,274	625	756	1,909	377
Surface controls	2,540	6,010	2,348	2,996	6,982	5,808
Hydraulic system	540	2,587	873	1,418	4,471	3,701

^aEngines in pods, weight included in nacelle.

Comparativa de pesos – Aviones similares

Aircraft	McDonnell Douglas		Boeing			Airbus
	MD-80	DC-10-30	737-200	727-100	747-100	A-300
Pneumatic system	1,720	5,912	—	—	—	—
Electrical system	—	—	1,066	2,142	3,348	4,923
Electronics	—	—	956	2,142	3,348	4,923
Auxiliary power units (APU)	840	1,643	836	1,591	4,429	1,726
Oxygen system	220	256	—	—	—	—
Environmental control system (ECS)	1,580	2,723	1,416	1,976	3,969	3,642
Anti-icing system	550	471	—	—	—	—
Furnishings	8,450	34,124	6,643	10,257	37,245	13,161
Miscellaneous	3,650	16,274	124	85	421	732
Equipment total	25,460	76,194	14,887	21,281	63,062	35,053
Empty weight (lb)	78,950	269,274	60,210	88,300	353,398	168,805
Fuel	39,362	247,034	34,718	48,353	331,675	76,512
Oil	—	—	—	—	—	—
Payload (lb)	43,950	98,726	34,790	29,700	140,000	69,865
TOGW (lb)	140,000	555,000	115,500	160,000	710,000	302,000
Wing span (ft)	107.7	165.3	94.0	108.0	195.7	147.3
Wing area, S (ft ²)	1,270	3958	980	1,700	5,500	2,799
Horizontal tail area, S_H (ft ²)	314	1,338	321	376	1,470	748
Vertical tail area, S_V (ft ²)	168	605	233	356	830	487

Estructuras – Estimación Avanzada

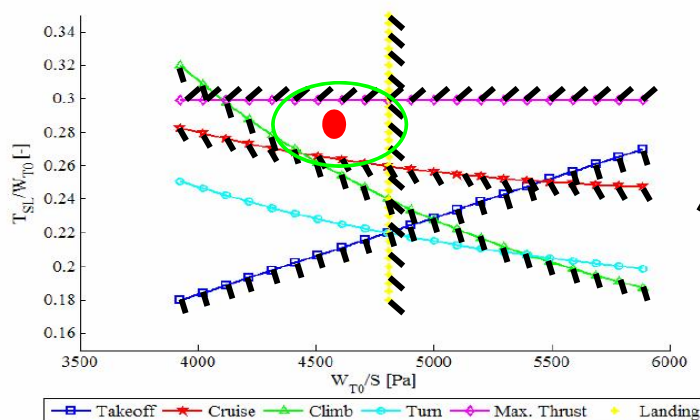
- Definición del centro de gravedad más preciso mediante estimaciones más exactas de los pesos de los componentes.
 - Realimentación estabilidad.
- Definición de todos los elementos que constituyen el avión:
 - Sistemas
 - Estructuras
 - Propulsión...
 - Tren de aterrizaje
- Empleo de ecuaciones método Roskam (moderno)
- Definir necesidades estructurales debido a las cargas:
 - Aerodinámicas
 - Estructurales.
- Estudio de posibles materiales para definir pesos de forma más precisa.

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

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

Estimación de Pesos - II

- Pautas 1ª Fase
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Empleo de multiplicadores lineales para determinar el peso en vacío (W_e) de las estructuras principales: ala (W_{wing}), horizontal (W_{hor}), vertical (W_{vert}), canard (W_{can}), fuselaje (W_{fus}), tren de aterrizaje (W_{lg}), motores (W_{eng}), y miscelaneos (W_{misc})

$$W_{empty} = W_{wing} + W_{hor} + W_{vert} + W_{can} + W_{fus} + W_{fuel} + W_{eng} + W_{misc} + W_{lg}$$

- B) Tener en cuenta que W_{lg} y W_{misc} dependen de W_0 si se emplean multiplicadores lineales
- C) Estimación del peso total del avión atendiendo a la siguiente ecuación

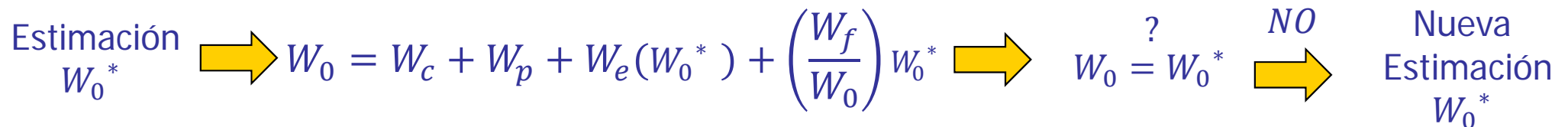
Reescribiendo la ecuación \Rightarrow
$$W_0 = W_c + W_p + W_e(W_0) + \left(\frac{W_f}{W_0}\right) W_0$$

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un W_0 que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:

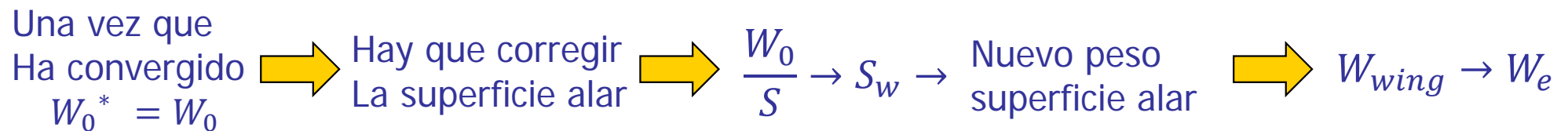
Estimación de Pesos - III

■ Pautas 1ª Fase

- D) Se calcula el peso inicial asumiendo un W_0 que permita calcular el peso en vacío y el peso de combustible definido por el departamento de actuaciones/propulsión mediante un proceso iterativo:
 - 1 - Estimar un W_0^*
 - 2 - Resolver la ecuación de la estimación de W_0 empleando W_0^*
 - 3 - Comparar el valore resultante de $W_0 = W_0^*$
 - 4 - Si no son iguales, hay que hacer una nueva estimación del W_0^* hasta que $W_0 = W_0^*$

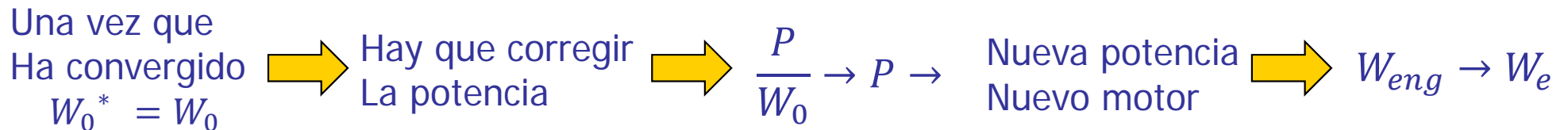


- 5 - Una vez que se ha determinado el W_0 , hay que recalcular la nueva superficie alar asociada a la carga lar fija (W_0/S)
- 6 - Esto determina una nueva S_w lo que genera un nuevo W_{wing}
- 7 - Volver al paso A) y repetir el proceso hasta que S_w no varíe



Estimación de Pesos - IV

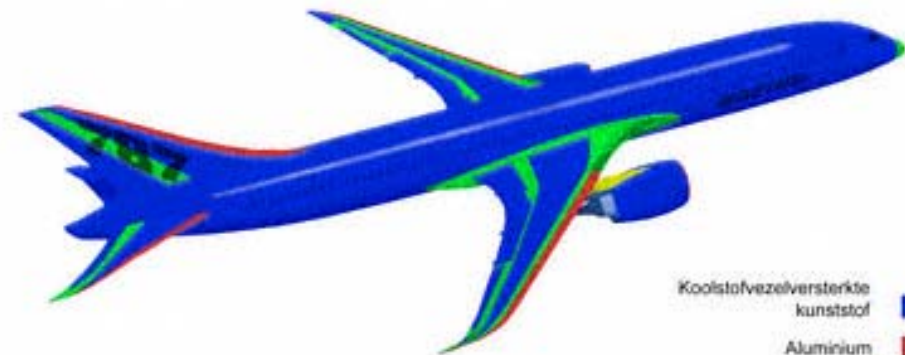
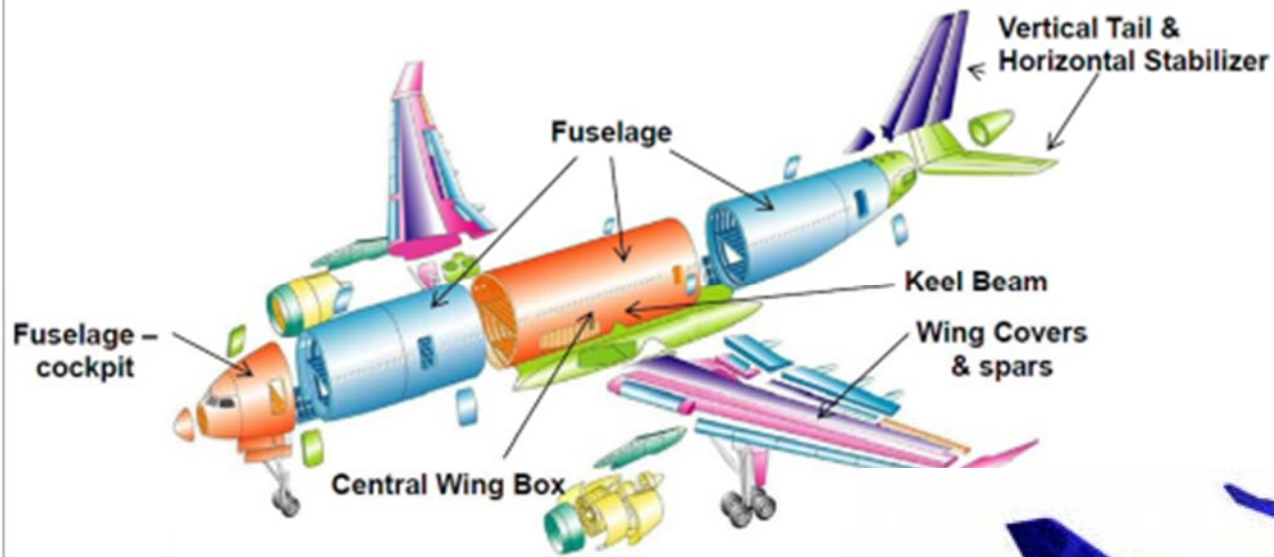
- Pautas de la 2ª Fase,
- El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 1ª Fase, pero utilizando las ecuaciones más avanzadas para determinar el peso en vacío de la estructura en vacío (fuselaje, ala, estabilizadores horizontal, motor, tren de aterrizaje, % de misceláneos)
 - B) Cabe la posibilidad de agregar los siguientes pasos
 - 8 - Con el nuevo cálculo de W_0 determinar nuevo requisito de P, lo que a su vez determina nuevo peso del motor/es



- C) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
- D) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial (W_0) se recalculará la superficie alar y la potencia

Estimación de Pesos - V

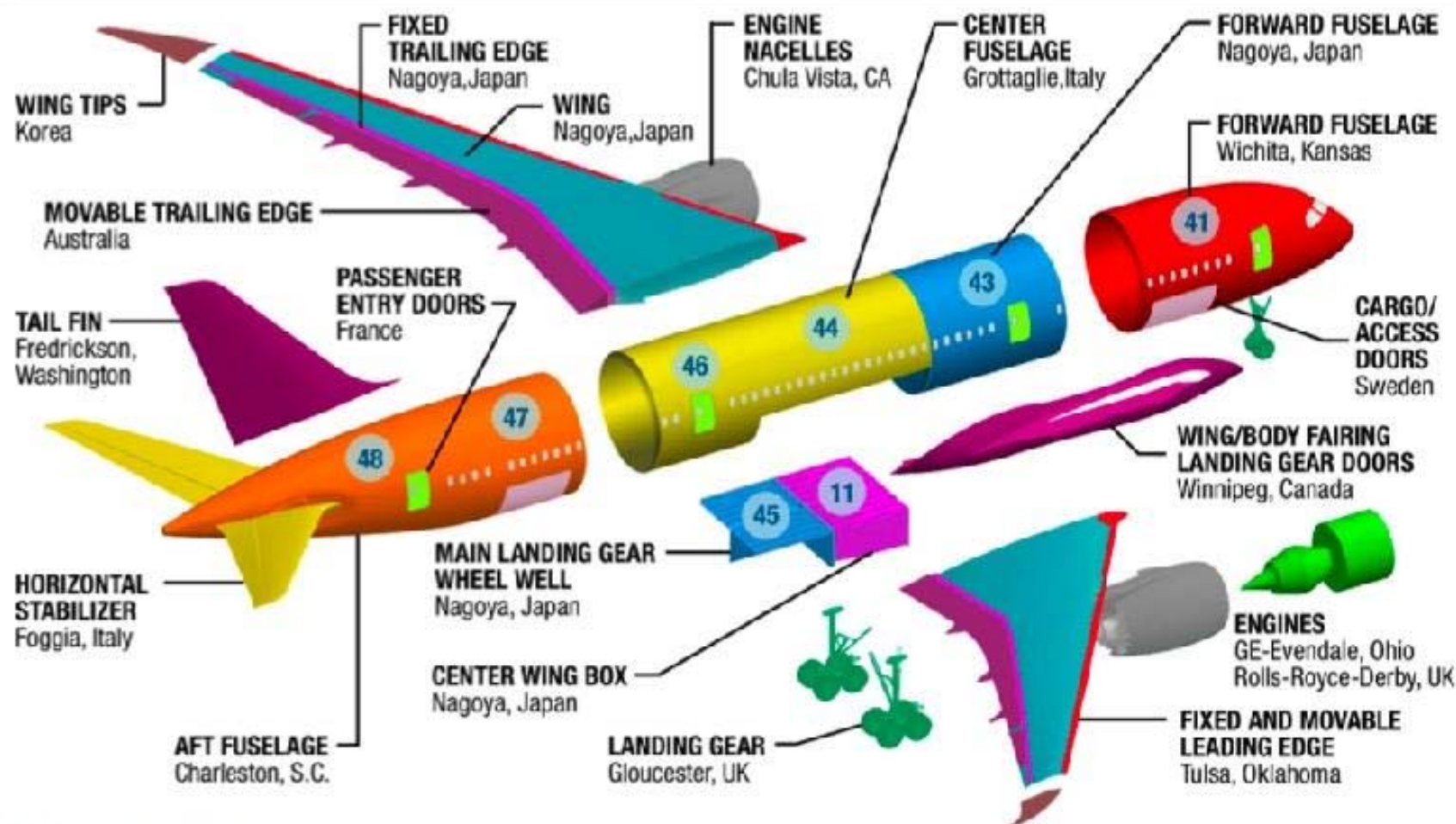
- Pautas de la 3ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 2ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo los sistemas aplicables.
 - B) Cabe la posibilidad que para el cálculo del combustible no se emplee la fracción de peso si el departamento de actuaciones/propulsión ha determinado el consumo real de combustible
 - C) Dependiendo de las decisiones a tomar por cada grupo de diseño cuando se modifica el peso inicial (W_0) se recalculará la superficie alar y la potencia
- Pautas de la 4ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 3ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la estimación de incremento de peso asociado a los refuerzos estructurales.
- Pautas de la 5ª Fase,
 - El procedimiento ha de seguir las siguientes pautas
 - A) Se realiza el mismo procedimiento que en la 4ª Fase, pero ajustando el peso en vacío incluyendo la reducción de pesos por empleo de materiales compuestos.
- Estas pautas pueden ser modificada con vista a optimizar el proceso de diseño de tal manera que se agilicen los cálculos



- Koolstofvezelversterkte kunststof ■
- Aluminium ■
- Glasvezel ■
- Titanium ■
- Aluminium/ Al-lithium ■
- Aluminium/ Al-lithium of Koolstofvezelversterkte kunststof ■

THE COMPANIES

U.S.	CANADA	AUSTRALIA	JAPAN	KOREA	EUROPE
Boeing	Boeing	Boeing	Kawasaki	KAL-ASD	Messier-Dowty
Spirit	Messier-Dowty		Mitsubishi		Rolls-Royce
Vought			Fuji		Latecoere
GE					Alenia
Goodrich					Saab



COPYRIGHT © 2007 THE BOEING COMPANY

Actuaciones y Propulsión

- Estimación Preliminar
 - 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

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



Propulsión y Actuaciones

Estudio Avanzado

- Estudio en precisión de las actuaciones según segmentos:
 - Despegue
 - Subida
 - Crucero (High & Low)
 - Giro mantenido
 - Planeo
 - Aterrizaje
- Cálculo de los ángulos, velocidades, T/W, W/S.
- Estimación de consumos de combustibles por segmentos:
 - actualización de fracciones de pesos
- Cálculos de:
 - Empuje (T) requerido vs. necesario.
 - Potencia requerida y necesaria.
 - Análisis de velocidades:
 - RFP
 - Óptimas
 - Definir posición palanca para cumplir velocidades RFP.

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_x}{W_0} \right)$$

Aterrizaje - 3

- Flare: Velocidad de aterrizaje $V_{TD} = 1.15V_{STALL}$
 - El avión decelera desde V_a hasta $1.15V_{STALL}$ por lo que la velocidad media es $1.23V_{STALL}$
- 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

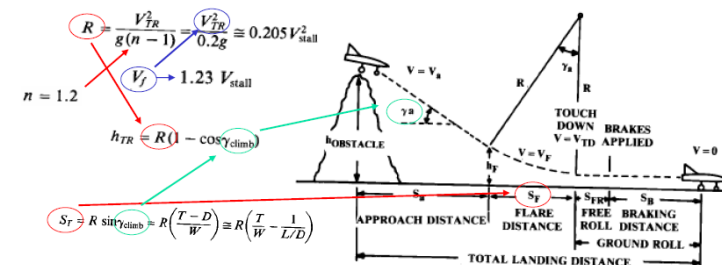


Fig. 17.18 Landing analysis.

30/05/2008

Cálculo de Aviones © 2008 Sergio Esteban Roncero

32

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

$$W_0 = W_c + W_p + \left(\frac{W_f}{W_0} \right) W_0 + \left(\frac{W_e}{W_0} \right) W_0$$

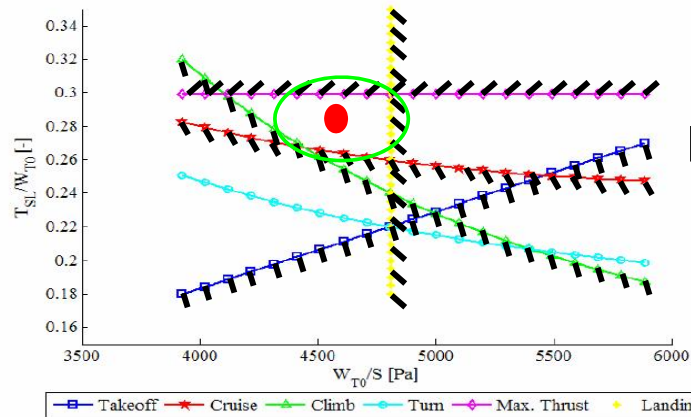
$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0} \right) - \left(\frac{W_e}{W_0} \right)}$$

$$W_x/W_0 = W_1/W_0 \times W_2/W_1 \times W_3/W_2 \dots \times W_i/W_{i-1}$$

¿Dónde Estamos?

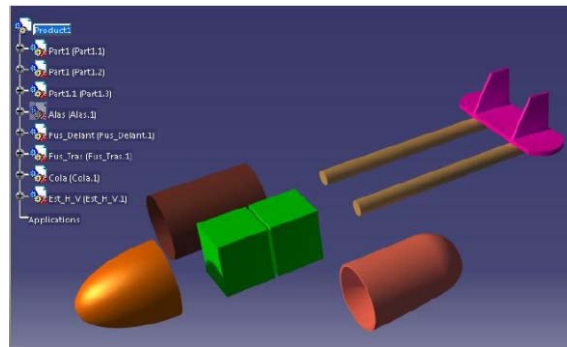
RFP → W/S & T/W

$$\frac{T_{t0}}{W_0} \geq \frac{T_{t0}}{T_{t0loiter}} \frac{W_{loiter}}{W_{t0}} \left(\frac{K W_{t0} W_{loiter}}{q S W_{t0}} n^2 + \frac{C_{D0} q}{S W_{t0}} \right)$$

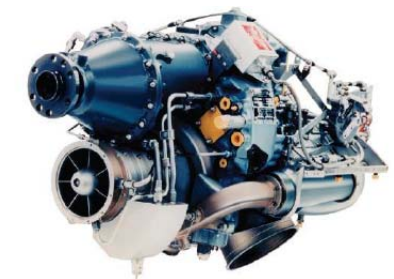


W/S & T/W
Elige

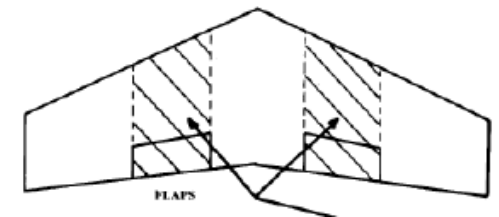
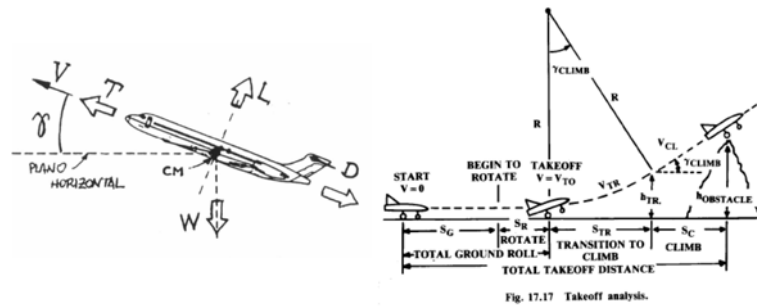
Elegidos
W/S & T/W



Estimación
W



Elegidos
W,S,T

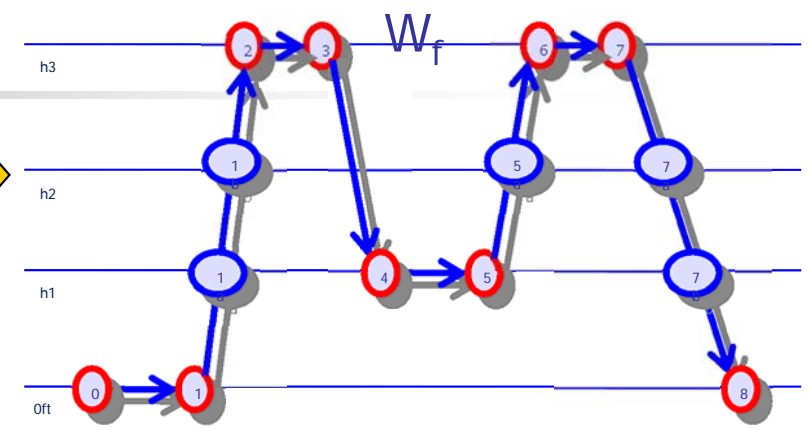
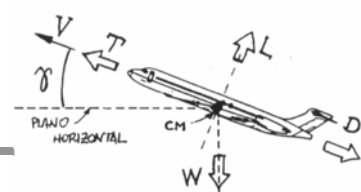


¿Cumple?
Requisitos

RFP

Análisis de Actuaciones

Estimación Fracciones



Análisis de Actuaciones

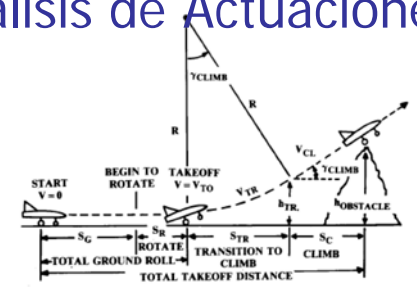
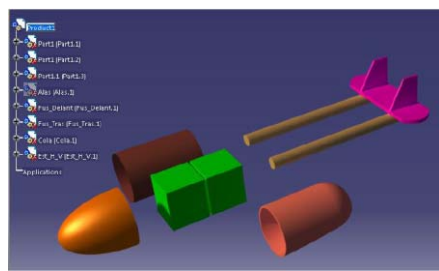


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

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



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

Estimación Fracciones

W_e

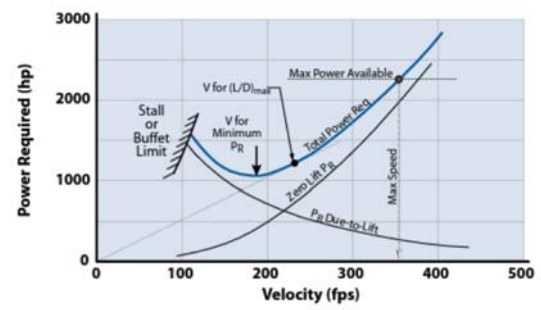


Figure 3.3 Power required for typical reciprocating-engine aircraft at constant altitude.

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

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

¿Cumple?
Requisitos
RFP

Elegidos
 W, S, T

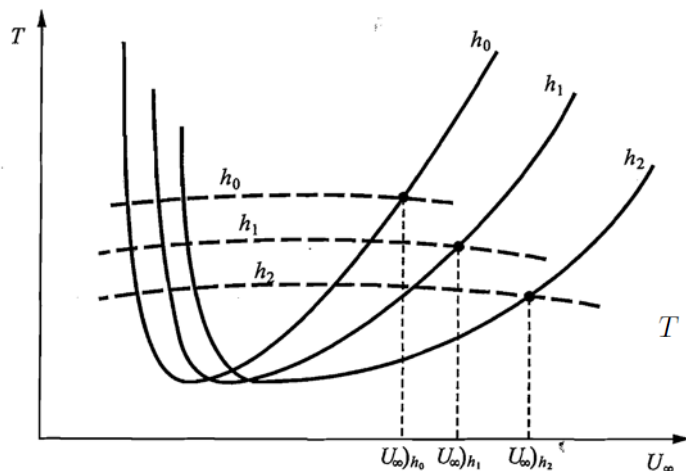


Pautas Actuaciones

- 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

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
 - 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



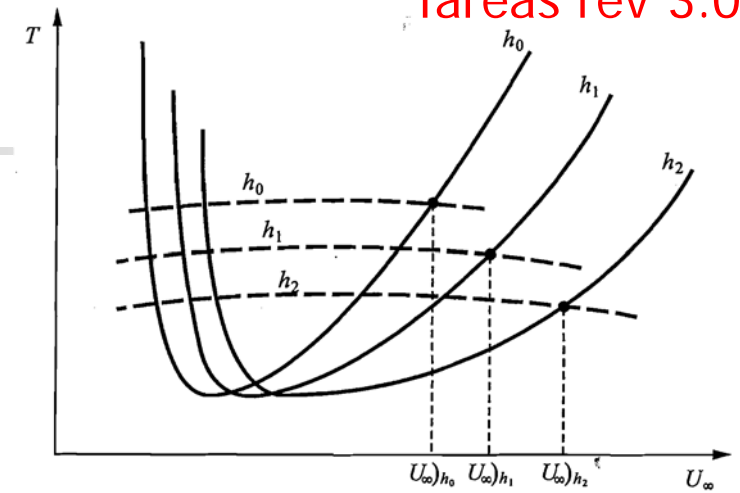
$$T = \frac{P}{V} \eta_p \quad \Rightarrow \quad P = \delta_T P_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \frac{P}{P_{SL}}$$

$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

Modelo - Turbofan

Tareas rev 3.0

- Empuje: Variación (V,h)



$$T = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\delta}{\theta} = \delta_T T_{SL} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1,00 - 0,49\sqrt{M}) \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

$$\delta_T = \frac{1}{T_{SL}} \frac{\rho_{SL}}{\rho} \frac{D}{(1,00 - 0,49\sqrt{M})} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{-\left(\frac{\gamma - 1}{\gamma}\right)} \Rightarrow T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_i} \Rightarrow C_{D_i} = C_{D_{0,i}} + k C_{L_i}^2$$

$$C_{L_i} = \frac{2W}{\rho V^2 S}$$

- Consumo:

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

High bypass

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 1,2M) \sqrt{\theta}$$

Low bypass

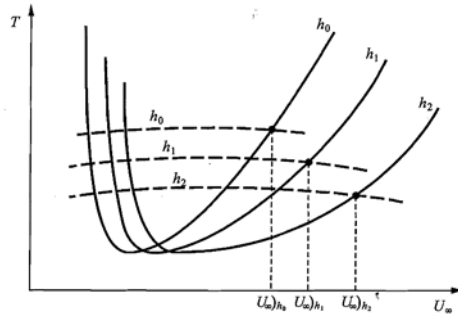
$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 0,33M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia militar}) \Rightarrow [\text{lb/lbf} \cdot \text{hr}]$$

$$c_{TSFC} = c_{SL} (1,0 + 0,16875M) \sqrt{\theta} \rightarrow (\text{potencia maxima})$$



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:

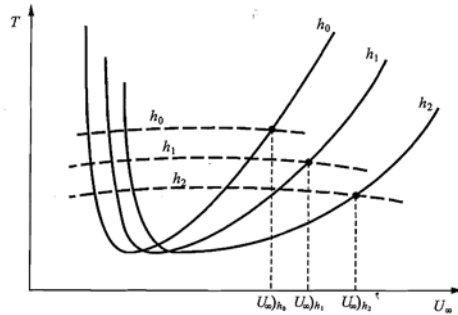
- JET-A-1 (motor turbo-prop): densidad 0.8159 kg/l

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

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

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

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

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