

Fig. 3.2 Typical mission profiles for sizing.

# Dimensionado Preliminar & Inicial

## Tema 3

**Sergio Esteban Roncero**  
**Departamento de Ingeniería Aeroespacial**  
**Y Mecánica de Fluidos**

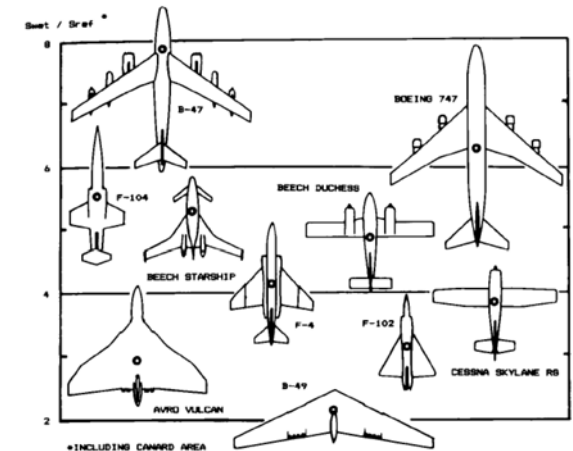
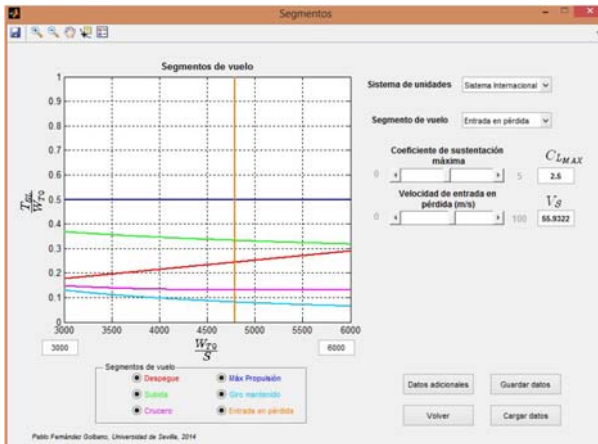


Fig. 3.5 Wetted area ratios.



# Outline

---

- ¿Dónde Empezar?
- Como Establecer Criterios Comparativos.
- First Order Sizing.
- Dimensionado Inicial
  - Estimación de fracciones de pesos
- Ejemplo.
- Definición Carga de las Alas.
- Definición Relación Empuje/Peso.
- Actuaciones que definen T/W y carga de las alas.
- Especificaciones FAR, MIL, JAR
- Bibliografía.

# Classical Aircraft Sizing I



Aerospace and  
Ocean Engineering

from Sandusky, Northrop

slide 1 — 12/2/97



# ¿Dónde y Cómo Empezamos?

- Para abordar el dilema de dónde empezar hay que definir los requerimientos de la aeronave:
  - ¿Qué tipo de tarea se supone que tiene que realizar?
    - Autonomía de vuelo
    - Alcance.
    - Rango velocidades.
    - Requisitos de despegue y aterrizaje.
      - Carga de Pago
    - Maniobrabilidad.
  - Definir criterios de selección que sirvan de pautas para comparación.
- Requisitos de MIL, FAR, CS
  - ¡Utilizarlos como pautas no como restricciones!

# Criterios de Selección

## Múltiples Criterios en la Industria

- Definir criterios de selección: algunas posibilidades son:
  - Mínimo coste durante el ciclo de vida (life cycle)
  - Mínimo coste operativo directo (Direct Operating Cost).
  - Mínimo coste de retorno a vuelo (flyaway)
  - Mínimo coste de combustible
  - Mínimo TOGW
- Coste es el verdadero criterio de selección pero es muy difícil de estimar.
- Para una clase similar de aviones, el coste por unidad de peso de combustible es similar.
- Un buen criterio puede ser el de mínimo peso para poder así comparar alternativas.
  - Dimensionado Inicial – Estudio pesos.

## Boeing Studied the Same Design Problem Using Several Figures of Merit

Item	Min Gross Weight	Min Life Cycle cost	Min DOC	Min fuel
TOGW, lb	504,000 <sup>a</sup>	524,000	508,000	547,000
DOC, \$/ton-mile-day	.0516	.0567	.0497 <sup>a</sup>	.0567
Fuel, lb	115,000	127,000	119,000	111,000 <sup>a</sup>
Life cycle cost, \$B	17.7	16.6 <sup>a</sup>	17.7	18.0
Wing loading, psf	136	128	142	115
Thrust/Weight	0.239	0.202	0.238	0.191
Wing Aspect Ratio				
Structural	15 <sup>b</sup>	10.2	13.2	15 <sup>b</sup>
Aerodynamic	8.5	9.9	8.6	14.2
Wing Sweep, deg	41	10	36	13
Wing mean <i>t/c</i>	0.122	0.128	0.090 <sup>b</sup>	0.090 <sup>b</sup>
Takeoff distance, ft	8000 <sup>b</sup>	8000 <sup>b</sup>	8000 <sup>b</sup>	7680
Initial cruise Mach	0.782	0.645	0.790	0.669

<sup>a</sup>optimum design      <sup>b</sup>boundary value

source: Jensen, Rettie and Barber, "Role of Figures of Merit in Design Optimization and Technology Assessment"  
*Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 2, Feb. 1981



# Boeing Found Minimum Gross Weight and DOC Were Best “Average” Figures of Merit

Off-design <u>figure of merit</u>	<u>Penalty in off-design figure of merit, %</u>			
	<u>Gross Weight</u>	<u>Life cycle cost</u>	<u>DOC</u>	<u>Fuel</u>
Gross Weight	-	4.0	0.8	8.5
Life cycle cost	6.6	-	6.6	8.4
DOC	3.8	14.1	-	14.1
Fuel	3.6	14.4	7.2	-
Cumulative Penalty	34.7	53.6	33.9	87.8
Average off-design penalty	5.78	8.93	5.65	14.63

source: Jensen, Rettie and Barber, "Role of Figures of Merit in Design Optimization and Technology Assessment"  
*Journal of Aircraft*, Vol. 18, No. 2, Feb. 1981

# Importancia del Dimensionado Inicial

- Dimensionado inicial es la parte más importante en el diseño de una aeronave.
  - Determina el tamaño de la aeronave: el peso que el avión debe de tener para ser capaz de satisfacer los requisitos de actuaciones con la carga de pago requerida.
- La filosofía del dimensionado sigue un proceso inverso al lógico:
  - Se conocen los requisitos de actuaciones (carga de pago, alcances, autonomía, etc...) y se quiere saber como de grande tiene que ser el avión para ser capaz de satisfacer dichos requerimientos.
- Existen varias etapas en el proceso de dimensionado:
  - FIRST ORDER SIZING: Dimensionado a partir de un boceto conceptual y herramientas
    - Empleo de datos estadísticos que sirven para definir los órdenes de magnitud
  - INITIAL SIZING: Dimensionado a partir de FIRST ORDER SIZING y estimaciones basadas en
    - Datos relacionados con las actuaciones mediante los métodos basados en el tipo de motor



# First Order Sizing - Estudio Pesos

- Dimensionado inicial del avión basándonos en los pesos fijos y estimaciones de pesos no determinados
- Peso de despegue acumulativo (Takeoff-Weight Buildup)

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

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

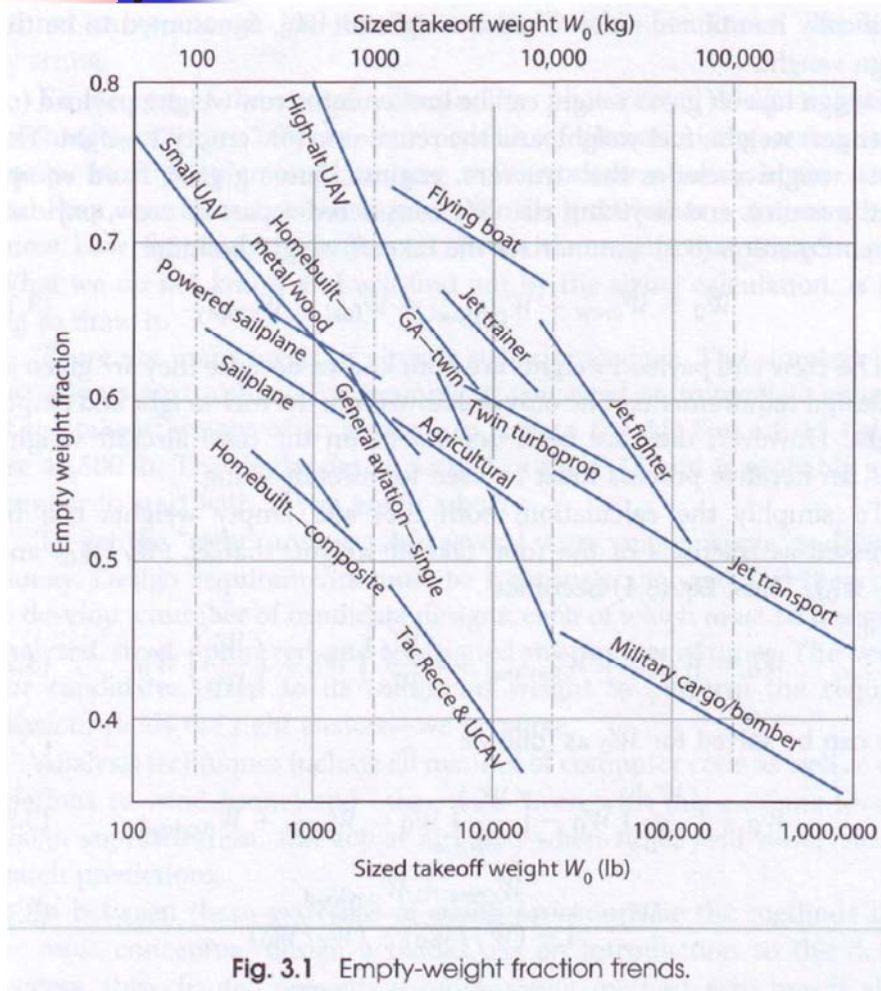
$$W_0 = \frac{W_c + W_p}{1 - \left(\frac{W_f}{W_0}\right) - \left(\frac{W_e}{W_0}\right)}$$

- Dos incógnitas que tiene que ser estimadas ya que carga de pago y tripulación son consideradas fijas.
  - Fracción de combustible.
  - Fracción del peso en vacío.
- Proceso:
  - Estimación de la fracción de peso en vacío
  - Estimación de la fracción de combustible
  - Cálculo del peso de despegue de forma iterativa

# Estimación de la fracción de peso en vacío - $\frac{W_e}{W_0}$

- Calculado de forma semi-estadística y empírica estimando y sumando la contribución de cada uno de los diferentes componente que forman la aeronave:
  - Los valores suelen oscilar entre 0.3~0.7.
- Métodos empleados: First Order Sizing
  - Determinación mediante ecuaciones empíricas generadas por las empresas que diseñan aviones para establecer pesos orientativos de cada una de los componentes que constituyen un a aeronave:
    - Ala, fuselaje, derivas verticales y horizontales, tren de aterrizaje, componentes eléctricos, etc...
    - Es conveniente no depender completamente de las datos empíricos disponibles en la literatura, y genera dentro de la posible medida los propios datos en función de las aeronaves que se aproximan a los requisitos del RFP.
      - Mas detalle "Estructuras Detalladas" (estimación de pesos...).
    - Las ecuaciones se han obtenido a partir de datos disponibles de aeronaves similares y encontrado relaciones empíricas que producen valores mas precisos que el First Order Method.
      - Jane's All Aircraft, Raymer, Roskam, etc...
  - Datos históricos o ecuaciones estadísticas.
  - Consideraciones de materiales y de configuraciones.

# Estimación de la fracción de peso en vacío - $\frac{W_e}{W_0}$



**La fracción de peso en vacío disminuye al incrementar el peso inicial de despegue**

## First Order Method

$\frac{W_e}{W_0}$  es función del  $W_0$

$$\frac{W_e}{W_0} = AW_0^C K_{vs}$$

**Hay que hacer una estimación inicial**

Table 3.1 Empty Weight Fraction vs  $W_0$

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06
UAV—Tac Recce & UCAV	1.67	{1.53}	-0.16
UAV—high altitude	2.75	{2.48}	-0.18
UAV—small	0.97	{0.86}	-0.06

$K_{vs}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep = 1.00 if fixed sweep

# Estimación de la fracción de peso en vacío - $\frac{W_e}{W_0}$

**Table 3.1** Empty Weight Fraction vs  $W_0$

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06
UAV—Tac Recce & UCAV	1.67	{1.53}	-0.16
UAV—high altitude	2.75	{2.48}	-0.18
UAV—small	0.97	{0.86}	-0.06

$K_{vs}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep = 1.00 if fixed sweep

# Estimación de la fracción de peso en vacío - $\frac{W_e}{W_0}$

**Table 6.1 Empty weight fraction vs  $W_0$ ,  $A$ ,  $T/W_0$ ,  $W_0/S$ , and  $M_{\max}$**

$$W_e/W_0 = (a + bW_0^{C1}A^{C2}(T/W_0)^{C3}(W_0/S)^{C4}M_{\max}^{C5})K_{vs}$$

fps units	$a$	$b$	$C1$	$C2$	$C3$	$C4$	$C5$
Jet trainer	0	4.28	-0.10	0.10	0.20	-0.24	0.11
Jet fighter	-0.02	2.16	-0.10	0.20	0.04	-0.10	0.08
Military cargo/bomber	0.07	1.71	-0.10	0.10	0.06	-0.10	0.05
Jet transport	0.32	0.66	-0.13	0.30	0.06	-0.05	0.05

$K_{VS}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep  
 = 1.00 if fixed sweep

Se requieren estimación  $\frac{T}{W_0} \left(\frac{lb}{lb}\right)$  y  $\frac{P}{W_0} \left(\frac{hp}{lb}\right)$

**Table 6.2 Empty weight fraction vs  $W_0$ ,  $A$ ,  $hp/W_0$ ,  $W_0/S$ , and  $V_{\max}$  (knots)**

$$W_e/W_0 = a + bW_0^{C1}A^{C2}(hp/W_0)^{C3}(W_0/S)^{C4}V_{\max}^{C5}$$

fps units	$a$	$b$	$C1$	$C2$	$C3$	$C4$	$C5$
Sailplane—unpowered	0	0.76	-0.05	0.14	0	-0.30	0.06
Sailplane—powered	0	1.21	-0.04	0.14	0.19	-0.20	0.05
Homebuilt—metal/wood	0	0.71	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
Homebuilt—composite	0	0.69	-0.10	0.05	0.10	-0.05	0.17
Gen. Av.—single engine	-0.25	1.18	-0.20	0.08	0.05	-0.05	0.27
Gen. Av.—twin engine	-0.90	1.36	-0.10	0.08	0.05	-0.05	0.20
Agricultural aircraft	0	1.67	-0.14	0.07	0.10	-0.10	0.11
Twin turboprop	0.37	0.09	-0.06	0.08	0.08	-0.05	0.30
Flying boat	0	0.42	-0.01	0.10	0.05	-0.12	0.18

# Estimación de la fracción de peso en vacío - $\frac{W_e}{W_0}$

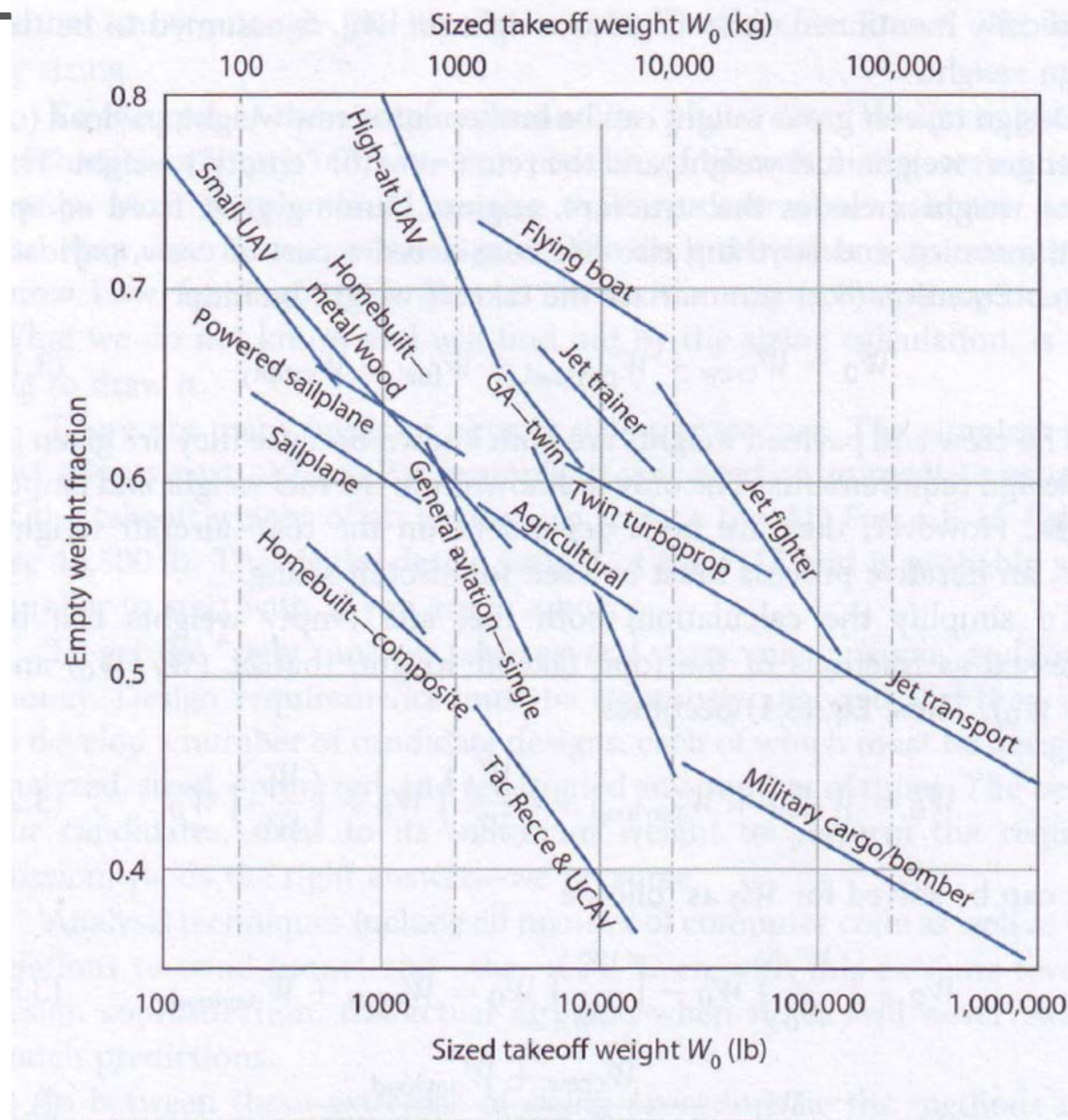


Fig. 3.1 Empty-weight fraction trends.

# Estadística UAV – Wingspan vs. Weight

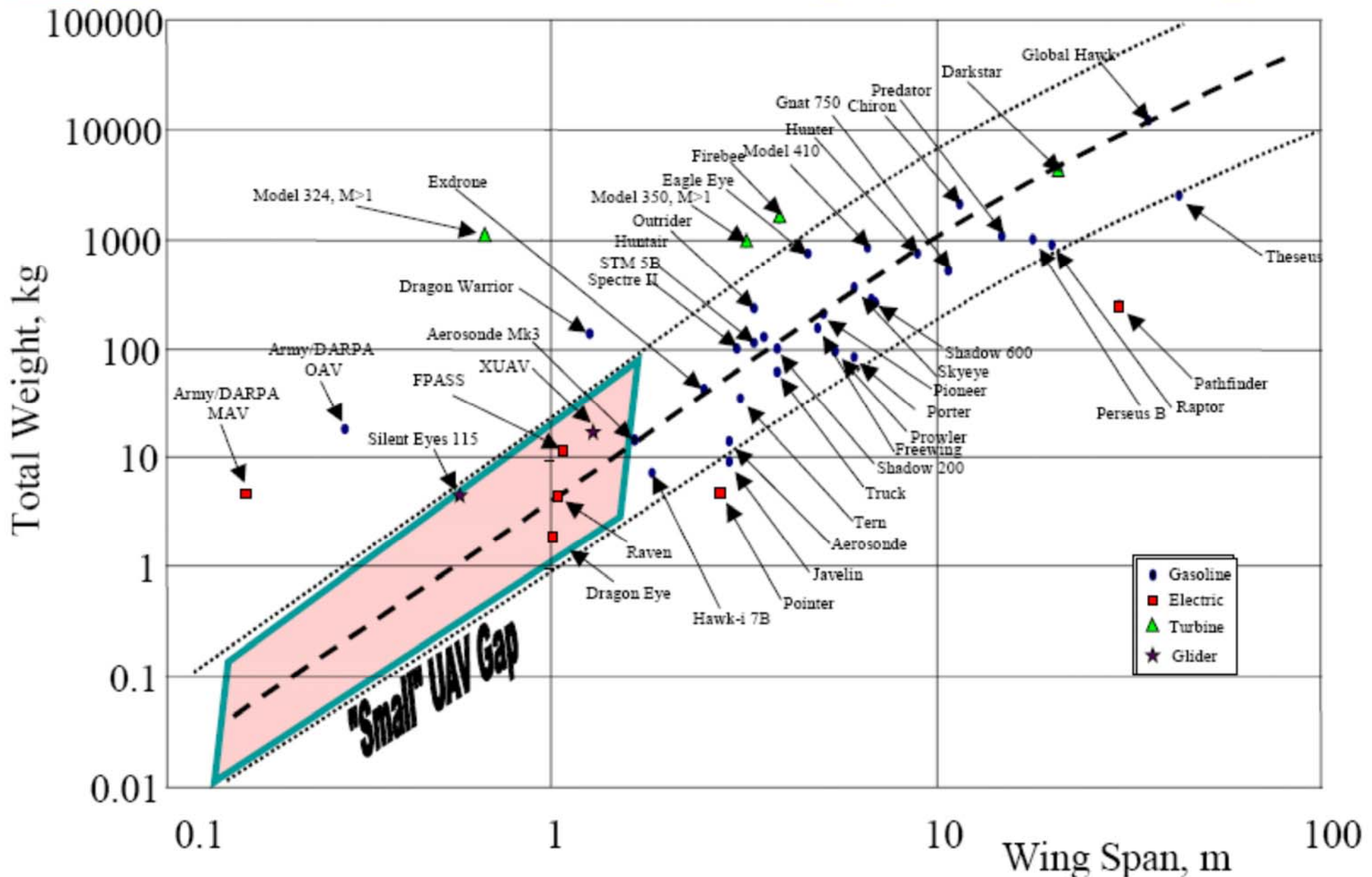


FIGURE E-1: UAV WINGSPAN VS. WEIGHT.





# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - II

Fighter

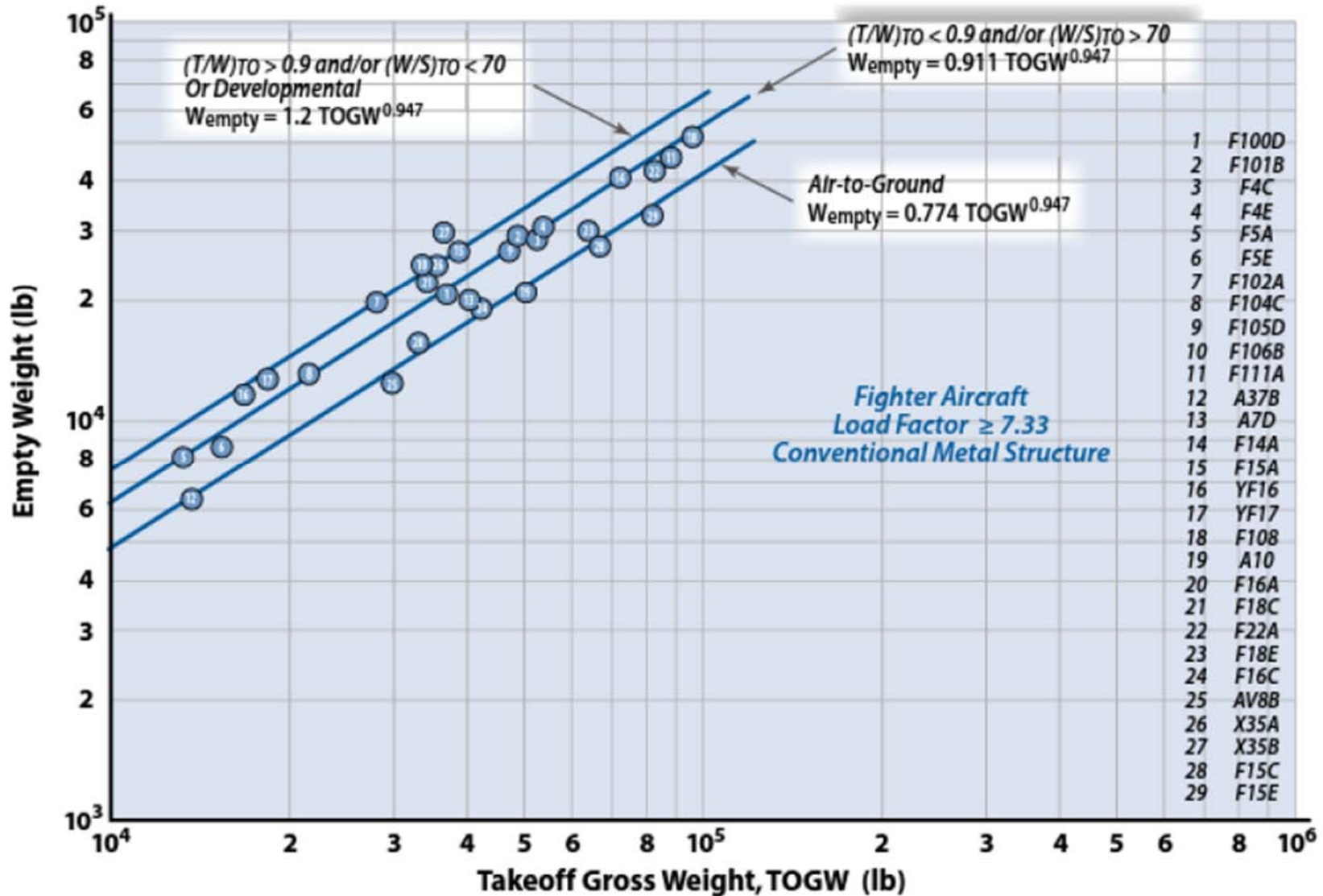


Figure I.1 Trend of empty weight with takeoff gross weight—fighter aircraft.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - III

## Bombers & Transports

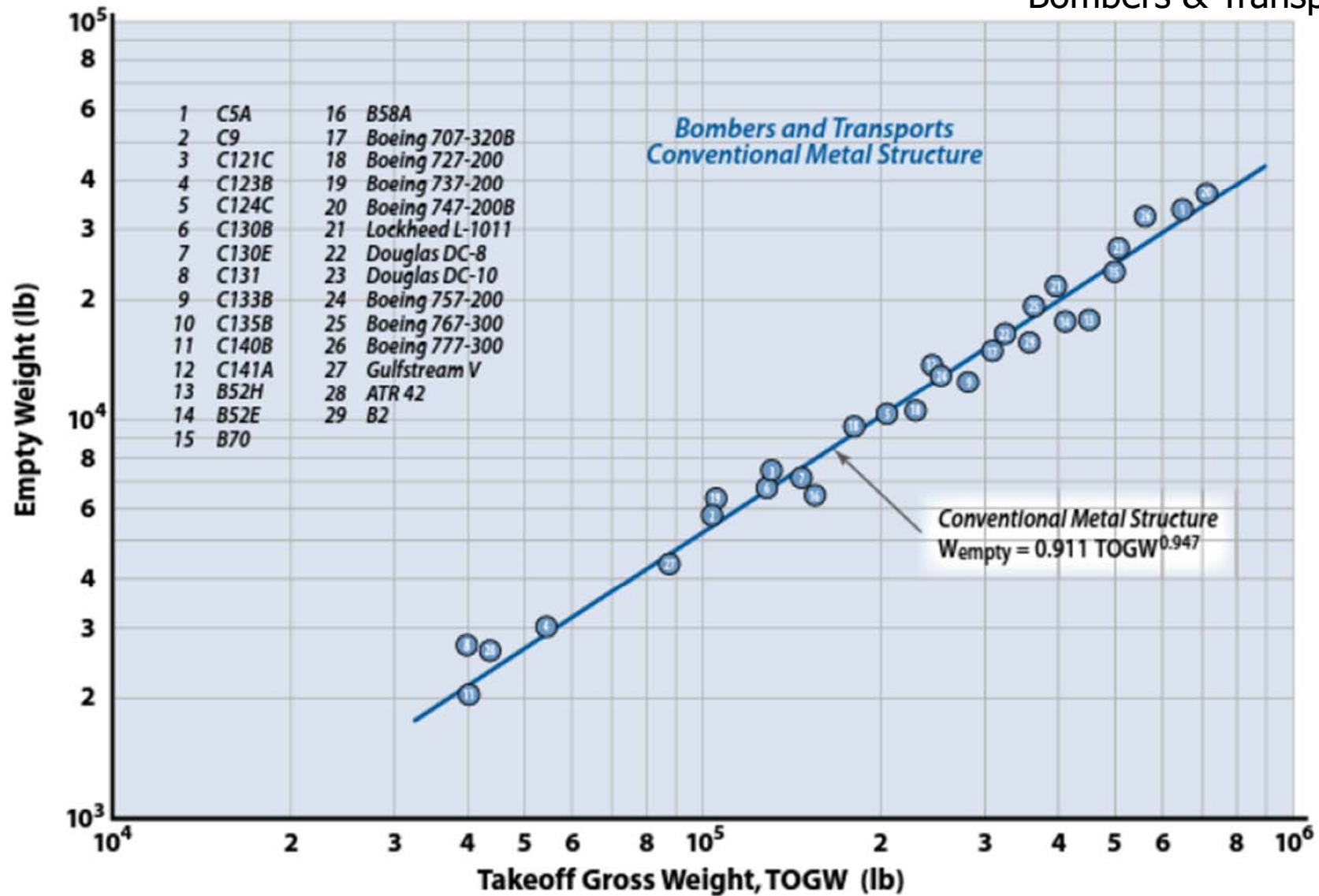


Figure I.2 Trend of empty weight with takeoff gross weight—bombers and transports.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - IV

Light Civil Aircraft

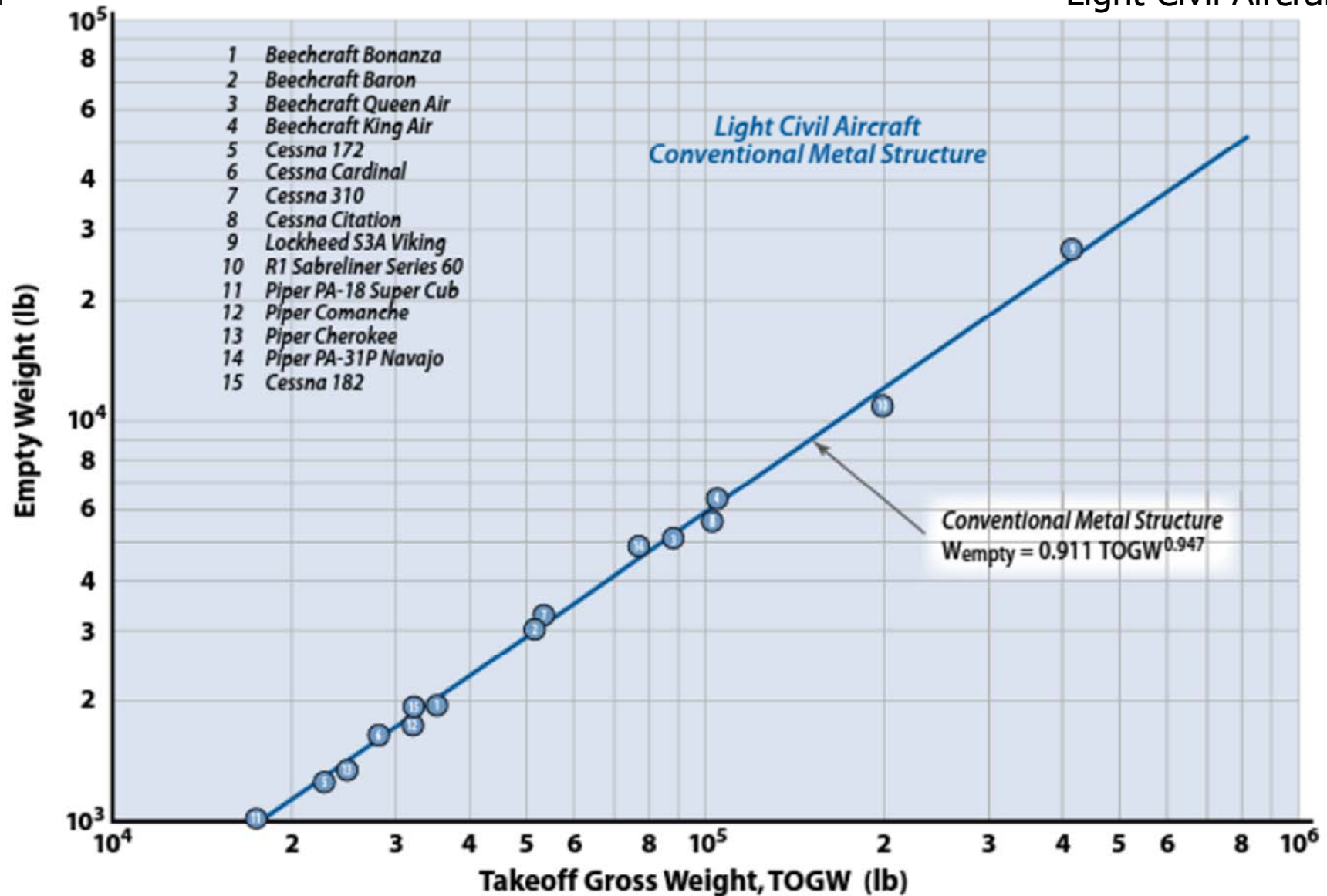


Figure I.3 Trend of empty weight with takeoff gross weight—light civil aircraft.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0} - V$

Jet Trainer

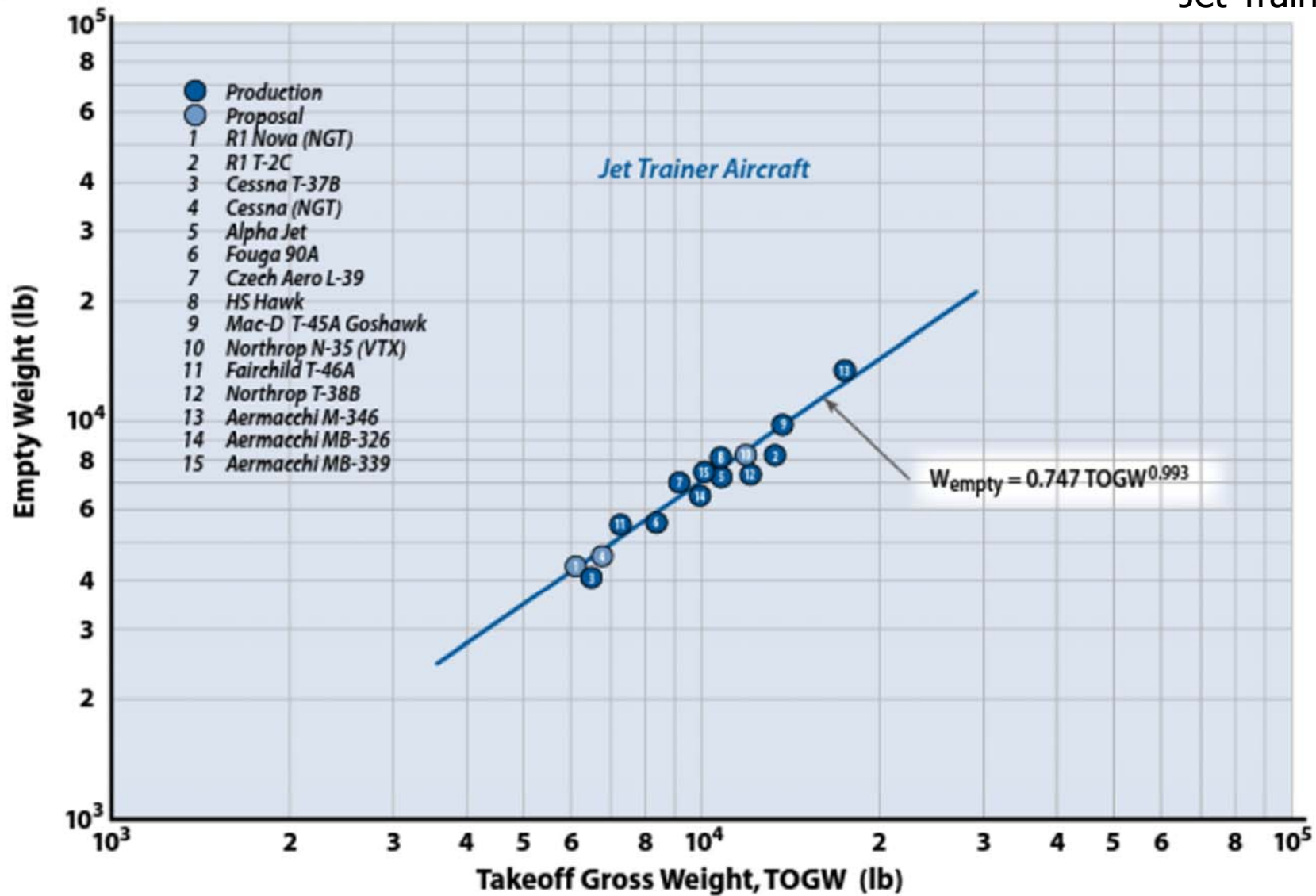


Figure I.4 Trend of empty weight with takeoff gross weight—jet trainer aircraft.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - VI

ISR

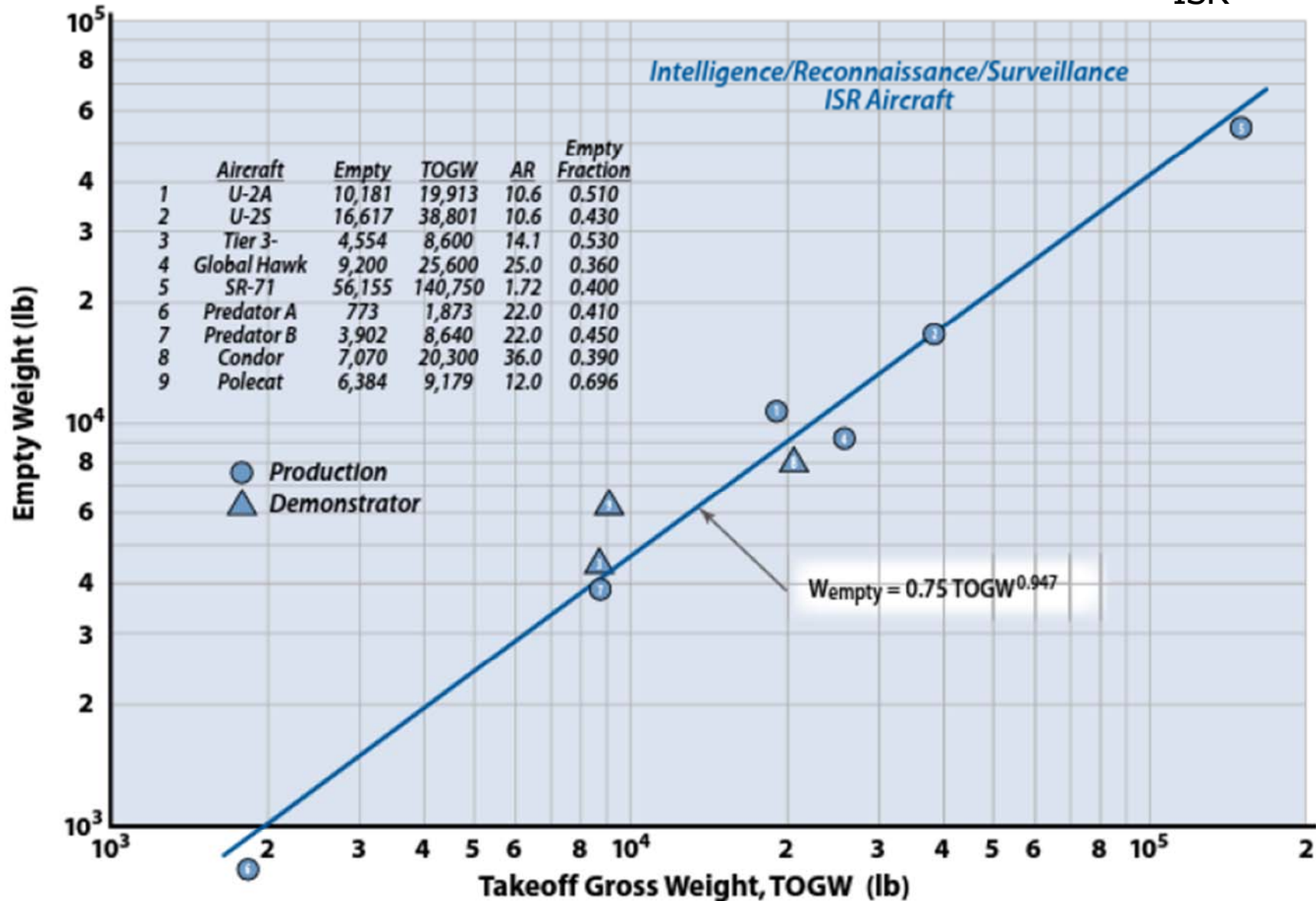


Figure I.5 Trend of empty weight with takeoff gross weight—ISR aircraft.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - VII

UAVs

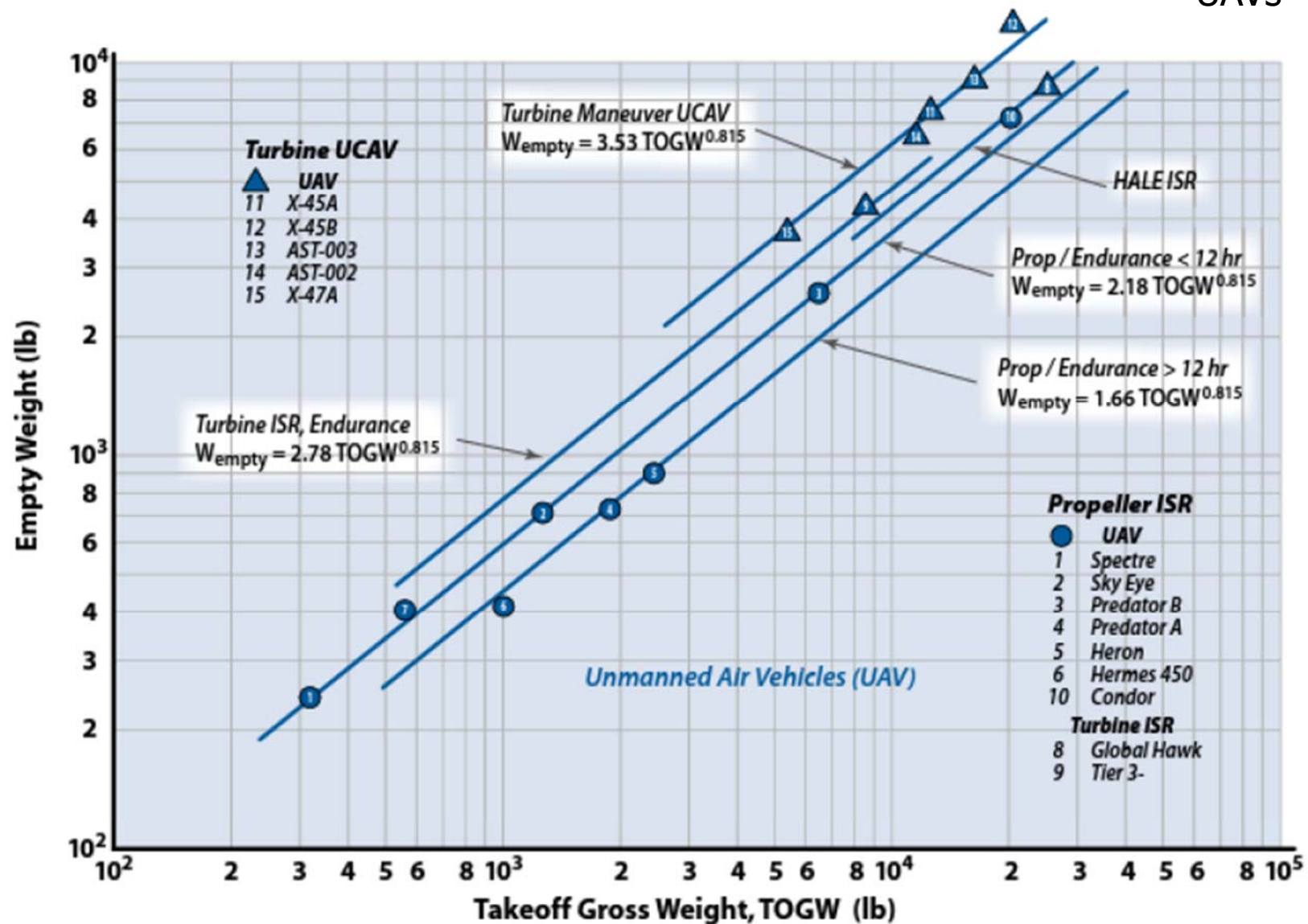


Figure I.6 Trend of empty weight with takeoff gross weight—UAVs.

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - VIII

## Empty weight fraction

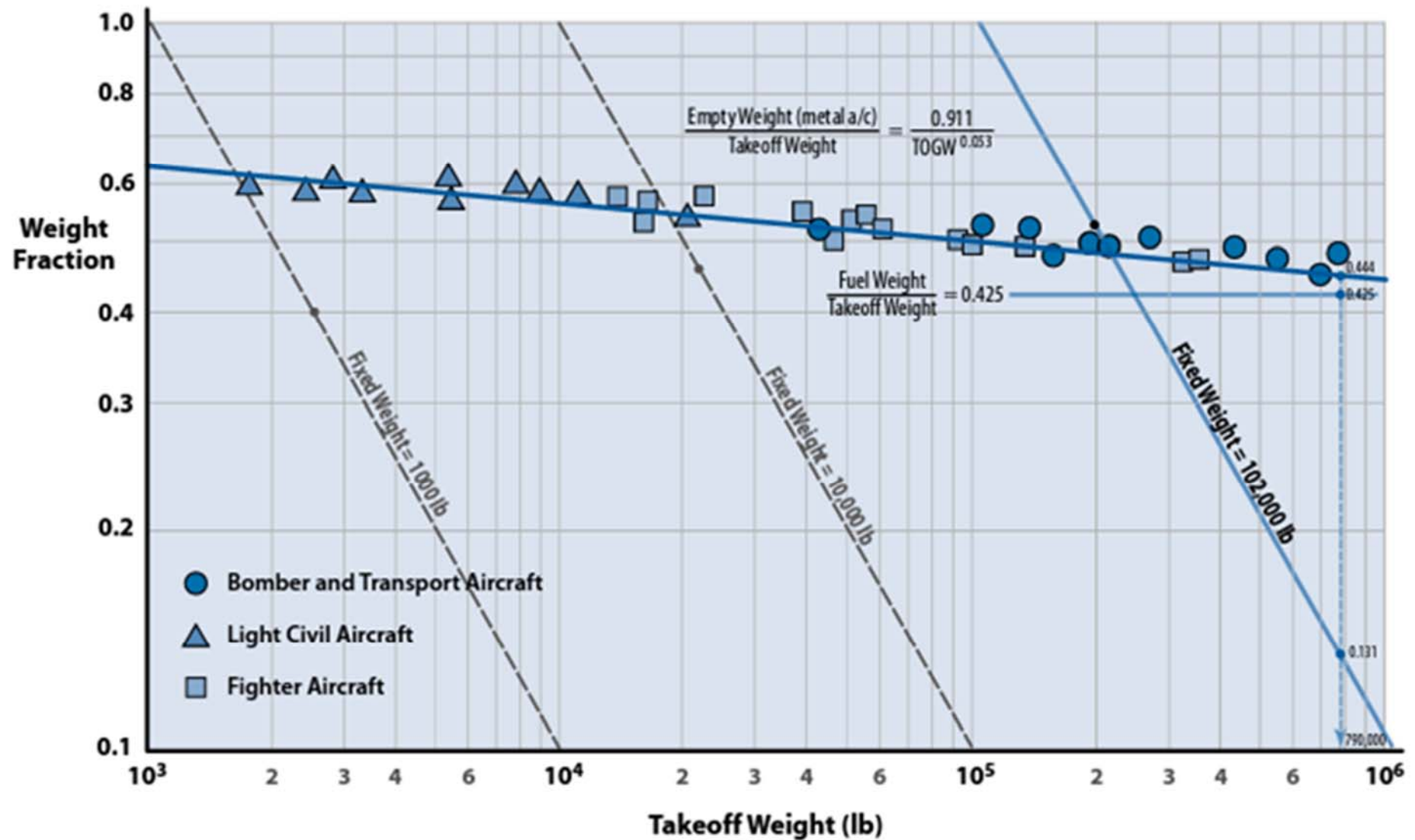


Figure 5.4 Empty-weight fraction for current aircraft (fighters, bombers, and light aircraft).

# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0}$ - IX

No	Aircraft	Type	Engine	S (m <sup>2</sup> )	m <sub>TO</sub> (kg)	m <sub>E</sub> (kg)	$\frac{W_E}{W_{TO}}$
1	Voyager	Circumnavigation	piston	30.1	4398	1020	0.23
2	Questair Spirit	Sport homebuilt	Piston	6.74	771	465	0.6
3	Skystar Kitfox V	Kit-built	Piston	12.16	544	216	0.397
4	Beech Bonanza A36	Utility	Piston	16.8	1,655	1,047	0.63
5	Air & Space 20A	Autogyro	Piston	11.33 <sup>2</sup>	907	615	0.68
6	Stemme S10	Motor glider	Piston	18.7	850	640	0.75
7	BN2B Islander	Multirole transport	Turboprop	30.19	2,993	1866	0.62
8	C-130H Hercules	Tactical transport	Turboprop	162.12	70,305	34,686	0.493
9	Saab 2000	Regional transport	Turboprop	55.74	22,800	13,800	0.605
10	ATR 42	Regional transport	Turboprop	54.5	16,700	10,285	0.616
11	Air Tractor AT-602	Agricultural	Turboprop	31.22	5,443	2,471	0.454
12	Cessna 750	Business jet	Turbofan	48.96	16,011	8,341	0.52
13	Gulfstream V	Business jet	Turbofan	105.63	40,370	21,228	0.523
14	Falcon 2000	Business transport	Turbofan	49.02	16,238	9,405	0.58
15	Airbus A340	Wide bodied airliner	Turbofan	363.1	257,000	123,085	0.48
16	MD-90	Airliner	Turbofan	112.3	70,760	39,916	0.564
17	Beechjet	Military trainer	Turbofan	22.43	7,303	4,819	0.66
18	Boeing 777-300	Wide bodied airliner	Turbofan	427.8	299,370	157,215	0.525
19	Airbus 380-841	Wide bodied airliner	Turbofan	845	590,000	270,015	0.485
20	BAe Sea Harrier	Fighter and attack	Turbofan	18.68	11,880	6,374	0.536
21	F-16C Falcon	Fighter	Turbofan	27.87	12,331	8,273	0.67
22	Eurofighter 2000	Fighter	Turbofan	50	21,000	9,750	0.46
23	Volmer VJ-25 Sunfun	Hang glider/Kite	No engine	15.14	140.5	50	0.35
24	Manta Fledge III	Sailplane/Glider	No engine	14.95	133	33	0.25
25	MIT Daedalus 88	Man-powered	Prop- human	29.98	104	32	0.307
26	Global hawk	Unmanned	Turbofan	50.2	10,387	3,851	0.371



# Estimación de la fracción de peso en vacío $\frac{W_e}{W_0} - X$

Pesos el lb

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = aW_{TO} + b$$

No	Aircraft	a	b
1	Hang glider	$6.53 \times 10^{-3}$	-1.663
2	Man-powered	$-1.05 \times 10^{-5}$	0.31
3	Glider/Sailplane	$-2.3 \times 10^{-4}$	0.59
4	Motor-glider	$-1.95 \times 10^{-4}$	1.12
5	Mirco-light	$-7.22 \times 10^{-5}$	0.481
6	Homebuilt	$-4.6 \times 10^{-5}$	0.68
7	Agricultural	$3.36 \times 10^{-4}$	-3.57
8	GA-single engine	$1.543 \times 10^{-5}$	0.57
9	GA-twin engine	$2.73 \times 10^{-4}$	-9.08
10	Twin turboprop	$-8.2 \times 10^{-7}$	0.65
11	Jet trainer	$1.39 \times 10^{-6}$	0.64
12	Jet transport	$-7.754 \times 10^{-8}$	0.576
13	Business jet	$1.13 \times 10^{-6}$	0.48
14	Fighter	$-1.1 \times 10^{-5}$	0.97
15	Long range, long endurance	$-1.21 \times 10^{-5}$	0.95

Correcciones  $\frac{W_e}{W_0}$

- multiplicarse por 0.9 para aviones de materiales compuestos
- multiplicarse por 1.03 si GA es "utility"
- Multiplicarse por 1.06 si GA es acrobático

# Estimación de la fracción de combustible - $\frac{W_f}{W_0}$

- La estimación de la fracción de combustible incluye a su vez el estudio de diversos factores:
  - Selección Perfiles de Misión (Mision Profiles).
  - Fracciones del peso según el segmento de la misión (Mission Segment Weight Fractions)
  - Consumo específico de combustible (Specific Fuel Consumption)
  - Estimación de la fracción L/D (L/D Estimation)
  - Estimación de la fracción de combustible  $\frac{W_f}{W_0}$  (Fuel-Fraction Estimation)
  - Proceso Iterativo.
- Métodos empleados:
  - Dimensionado Preliminar (First Order Sizing).
    - Métodos estadísticos.
  - Dimensionado Inicial (Initial Sizing).
    - Refinamiento del primero método de aproximación utilizando ecuaciones empíricas y métodos más precisos.

# Fracciones del peso según el segmento de la misión - I

- Una vez obtenidos todos las fracciones de combustible de los diferentes segmentos, se multiplican todos ellos para obtener la fracción de peso total.
- Fracción del combustible
  - para todos los segmentos si no hay perdida de carga de pago

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left( 1 - \frac{W_x}{W_0} \right) \quad \frac{W_x}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \times \frac{W_2}{W_1} \times \frac{W_3}{W_2} \times \dots \times \frac{W_i}{W_{i-1}}$$

- Con perdida de pago, la fracción de combustible tiene que calcularse independientemente para cada segmento, y luego sumarse.
  - Para First Order Method asumir que no hay perdida de carga de pago
    - Si hay perdidas de cargo: romper los tramos en segmento con y sin pérdida de carga de pago, y en aquellos que si tenga carga de pago reducir  $W_i$  por el valor de pérdida

$$W_{fi} = \left( 1 - \frac{W_i}{W_{i-1}} \right) W_i \quad W_{fm} = \sum_1^x W_{fi} \quad W_0 = W_{crew} + W_{fixed\ payload} + W_{dropped\ payload} + W_f + \left( \frac{W_e}{W_0} \right) W_0$$

- Hay que tener en cuenta como combustible de reserva un 6%
  - Consumo de combustible degradado: 5 %
  - Combustible no accesible – 1 %

$$W_f = 1.06 \left( \sum_1^x W_{fi} \right)$$

# Selección Perfiles de Misión

- Simple Cruise Misión es el perfil típico de aviones de transporte comercial.
- Generalmente por seguridad hay que prever:
  - 20-30 min. de espera (10,000 pies de altitud)
  - Alcance adicional al aeropuerto más cercano
- Aunque el perfil de la misión puede ser un alto porcentaje del tiempo total, los requisitos de peso no están solo sujetos al perfil de la misión:
  - Distancias de despegue.
  - Maniobrabilidad.
  - Ratios de subida...

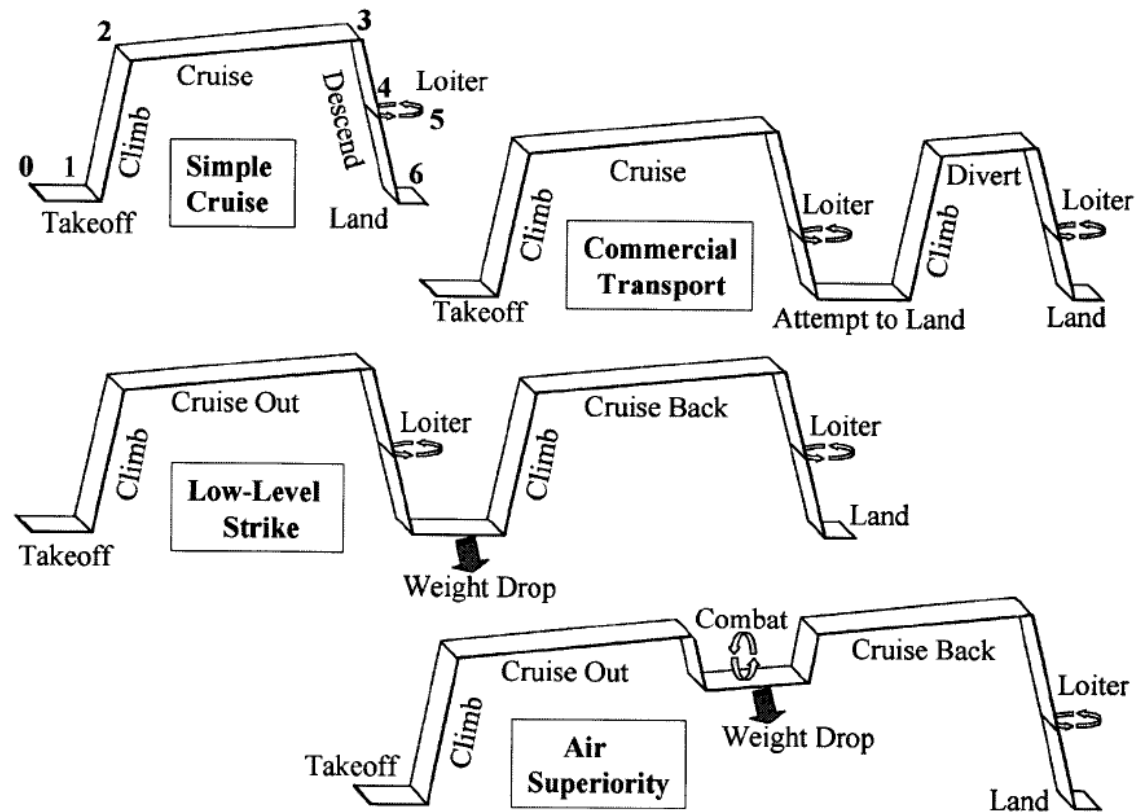


Fig. 3.2 Typical mission profiles for sizing.

# Fracciones del peso según el segmento de la misión - 1

- Dividir y enumerar las diferentes secciones de la misión :

- $W_0$ : Peso inicial.
- $W_1$ : Calentamiento y despegue.
- $W_2$ : Subida.
- $W_3$ : Crucero.
- $W_4$ : Espera.
- $W_5$ : Aterrizaje.

- Durante cada misión específica, el avión pierde peso por el consumo de combustible (no es un avión de combate por lo que no puede desprenderse de la carga de pago).

- Se trabaja mejor con fracciones de la relación entre el peso en cada segmento ( $W_i$ ) i el peso del segmento anterior inicial ( $W_{i-1}$ )

- Los segmentos de calentamiento y despegue, subida y aterrizaje se calculan utilizando datos históricos.

- Los segmentos de crucero y de espera se calculan utilizando las ecuaciones de Breguet para el alcance y autonomía de vuelo

- ¡Importante ser consistentes con las unidades!

Table 1: Typical average segment weight fractions

No	Mission Segment	$W_i/W_{i-1}$
1	Taxi and take-off	0.97 – 0.975
2	Climb	0.985
3	Descent	0.99
4	Approach and landing	0.995

$$R = \frac{V L}{C D} \ln \left( \frac{W_{i-1}}{W_i} \right) \Rightarrow \frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp \left( -\frac{R \cdot C}{V (L/D)} \right)$$

$$E = \frac{1 L}{C D} \ln \left( \frac{W_{i-1}}{W_i} \right) \Rightarrow \frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp \left( -\frac{E \cdot C}{L/D} \right)$$

R = alcance

E = autonomía de vuelo

C = consumo específico de combustible

V = velocidad

L/D = ratio Empuje/Resistencia

$$C = \frac{W_f / \text{time}}{\text{Thrust}} = C_{power} \frac{V}{\eta_p} = C_{bhp} \frac{V}{550 \eta_p} \text{ (fps units)}$$

# Consumo Especifico de combustible

$$C = \frac{W_f/time}{Thrust} = C_{power} \frac{V}{\eta_p} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p} \text{ (fps units)}$$

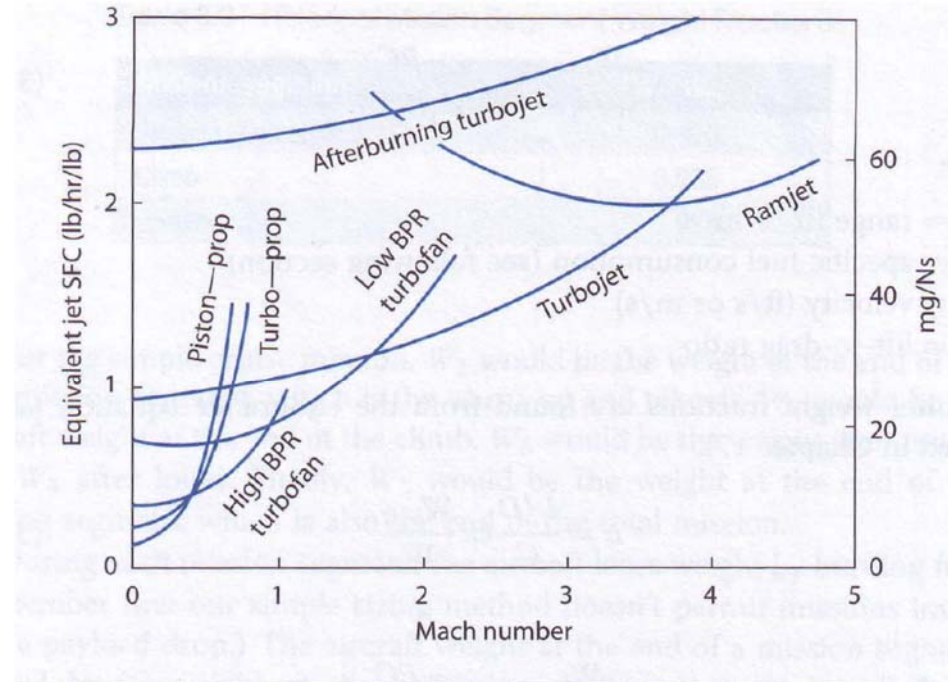
- Valores históricos de diferentes motores para determinar las tendencias del consumo específico en función de diferentes velocidades

**Table 3.3** Specific Fuel Consumption,  $C$

Typical jet SFCs: 1/hr {mg/Ns}	Cruise	Loiter
Pure turbojet	0.9 {25.5}	0.8 {22.7}
Low-bypass turbofan	0.8 {22.7}	0.7 {19.8}
High-bypass turbofan	0.5 {14.1}	0.4 {11.3}

**Table 3.4** Propeller-Specific Fuel Consumption,  $C_{bhp}$

Propeller: $C = C_{power} V/\eta_p = C_{bhp} V/(550\eta_p)$ Typical $C_{bhp}$ : lb/hr/bhp {mg/W-s}	Cruise	Loiter
Piston-prop (fixed pitch)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Piston-prop (variable pitch)	0.4 {0.068}	0.5 {0.085}
Turboprop	0.5 {0.085}	0.6 {0.101}



**Fig. 3.3** Specific fuel consumption trends (at typical cruise altitudes).

$$\eta_p \approx 0.75$$

# Tendencia Consumo Específico

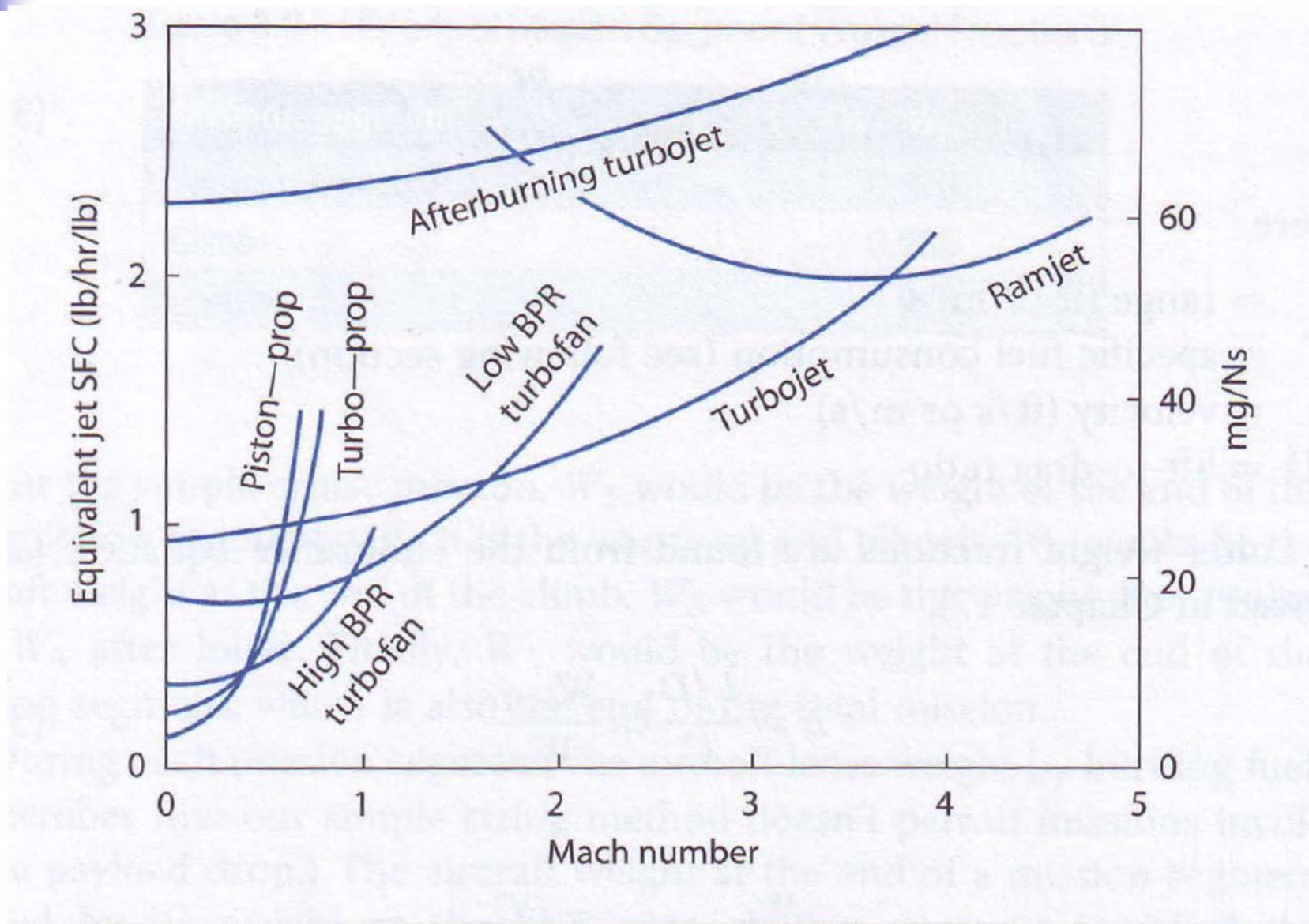


Fig. 3.3 Specific fuel consumption trends (at typical cruise altitudes).

# Fracciones del peso según el segmento de la misión - II

- $W_1$ : Calentamiento y despegue:  $\frac{W_1}{W_0} = 0.97 - 0.99$ 
  - Datos estadísticos históricos
- $W_2$ : Subida y aceleración:
  - La aceleración se calcula desde una velocidad inicial  $M=0.1$  hasta la velocidad final
  - se calcula la fracción de peso introduciendo el Mach al que se quiere acelerar

$$\text{Subsonic} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = 1.0065 - 0.0325M$$

$$\text{Supersonic} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.991 - 0.007M - 0.01M^2$$

- Si la aceleración fuera/fuese desde una velocidad diferente a  $M=0.1$ , se calcula primero la fracción de peso con la ecuación correspondiente (subsonic/supersonic) y luego se divide por la fracción de peso calculada para la velocidad inicial
- Ejemplo: Acelerar de  $M=0.5 \Rightarrow 0.8$

$$\frac{W_i}{W_{i-1} M=0.5} = 1.0065 - 0.0325(0.5) = 0.9902$$

$$\frac{W_i}{W_{i-1} M=0.8} = 1.0065 - 0.0325(0.8) = 0.9805$$



$$\frac{W_i}{W_{i-1} M=0.5 \rightarrow M=0.8} = \frac{0.9805}{0.9902} = 0.9902$$



# Fracciones del peso según el segmento de la misión - II

## ■ W<sub>3</sub>: Crucero:

$$\text{Jet} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC}{V(L/D)}\right)$$

$$\text{Prop} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-RC_{bhp}}{550\eta_p(L/D)}\right)$$

$$R = \frac{V L}{C D} \ln\left(\frac{W_{i-1}}{W_i}\right)$$

$$E = \frac{1 L}{C D} \ln\left(\frac{W_{i-1}}{W_i}\right)$$

Estimación C<sub>D0</sub>      Estimación W/S

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{q C_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \frac{1}{q \pi A e}}$$

Estimación AR (A)

Estimación e ~0.85

**iiiDepende de la geometría!!!**

**iiiUNIDADES!!!**

## ■ W<sub>4</sub>: Espera:

$$\text{Jet} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-EC}{L/D}\right)$$

$$\text{Prop} \Rightarrow \frac{W_i}{W_{i-1}} = \exp\left(\frac{-E \cdot V \cdot C_{bhp}}{550\eta_p(L/D)}\right)$$

# Fracciones del peso según el segmento de la misión - III

- $W_5$ : Combate o tiempo conocido de gasto de combustible:
  - Normalmente definida por el tiempo de combate máximo ( $d \sim 3$  minutos).
  - $T/W$  definido para empuje y peso en el tramo de combate no en las condiciones de despegue.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 1 - C \left( \frac{T}{W} \right) d \Leftrightarrow d = \text{tiempo de combate}$$

- Si el tiempo de combate se define como como una serie de giros ( $x$ ) a una velocidad ( $V$ )

$$d = \frac{2\pi x}{\dot{\psi}} = \frac{2\pi V x}{g\sqrt{n^2 - 1}} \Rightarrow n = \frac{T}{W} \frac{L}{D} \Leftarrow$$

$$n \leq n_{max} \Rightarrow n \leq \frac{qC_{L_{max}}}{W/S}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{q \frac{C_{D0}}{n \frac{W}{S}} + n \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi A e}}$$

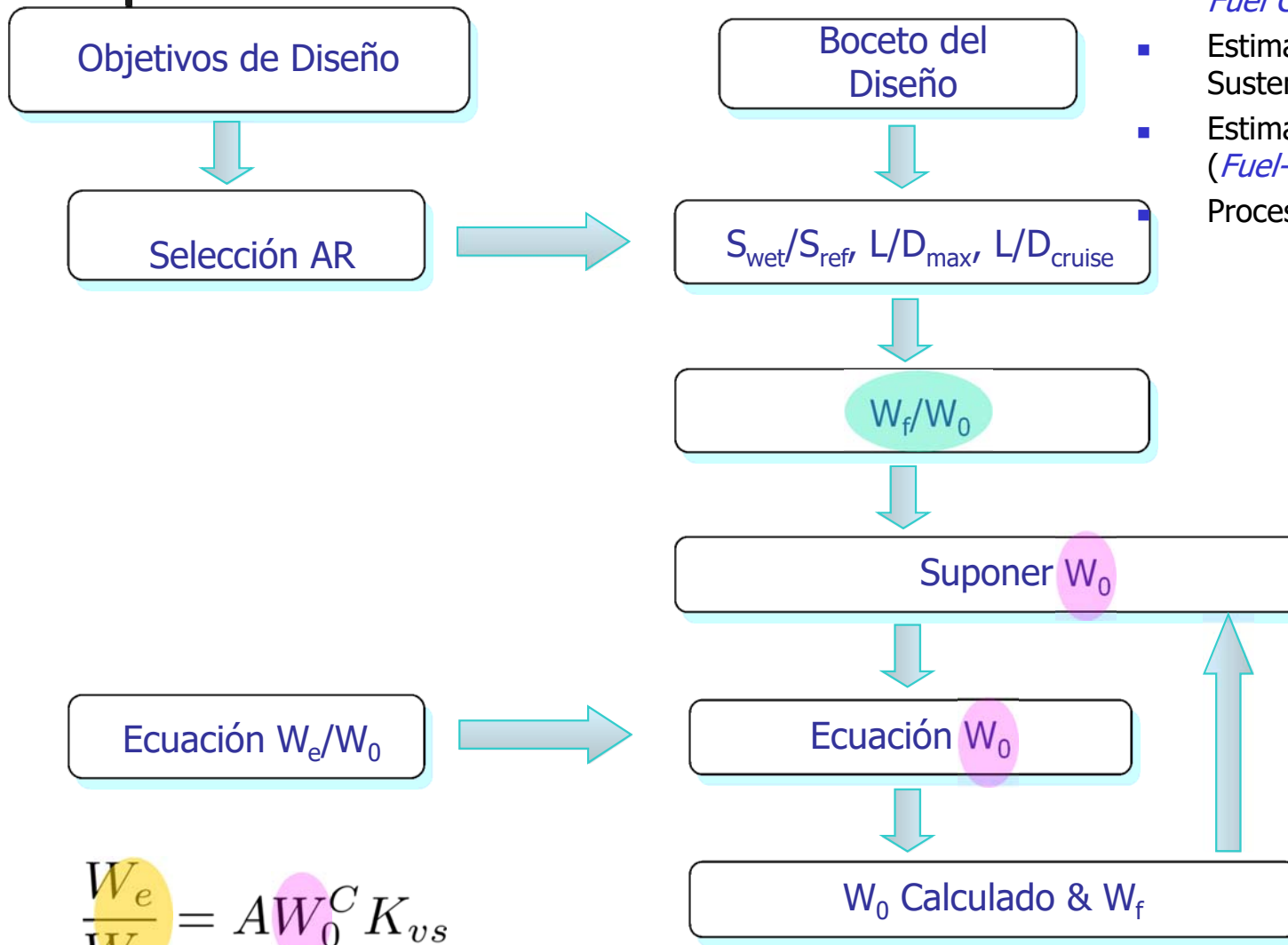
- $W_6$ : Descenso: datos históricos

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.990 - 0.995$$

- $W_7$ : Aterrizaje y taxi de regreso.

$$\frac{W_i}{W_{i-1}} = 0.992 - 0.997$$

# First Order Sizing



- Selección Perfiles de Misión (*Mission Profiles*).
  - Fracciones del peso según el segmento de la misión (*Mission Segment Weight Fractions*)
  - Consumo específico de combustible (*Specific Fuel Consumption*)
  - Estimación de la fracción Sustentación/Resistencia (*L/D Estimation*)
  - Estimación de la fracción de combustible (*Fuel-Fraction Estimation*)
- Proceso Iterativo

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

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

**Proceso Iterativo**

$$\frac{W_e}{W_0} = A W_0^C K_{vs}$$

# Design Example: ASW Aircraft

- Ejemplo del diseño preliminar de un avión para guerra antisubmarina (ASW)
- Requisitos:
  - Volar a 1500 nmi del punto de despegue
  - Vuelo en espera durante 3 hrs
  - Regresar al punto de despegue (1500 nmi)
  - Carga de pago (material electrónico) 10000 lbs
  - Pilotos y operadores: 800 lbs.
  - Velocidad de crucero: M 0.6

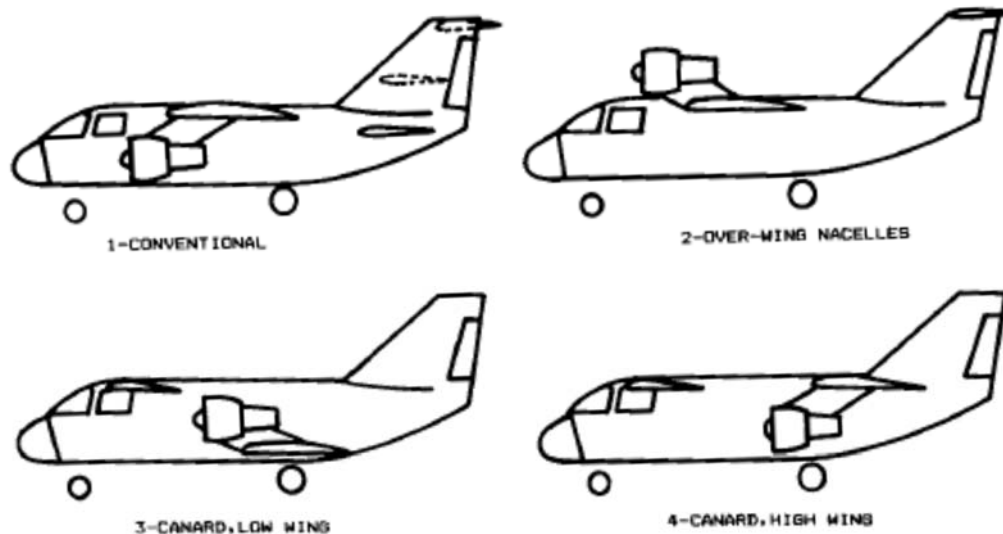


Fig. 3.9 ASW concept sketches.

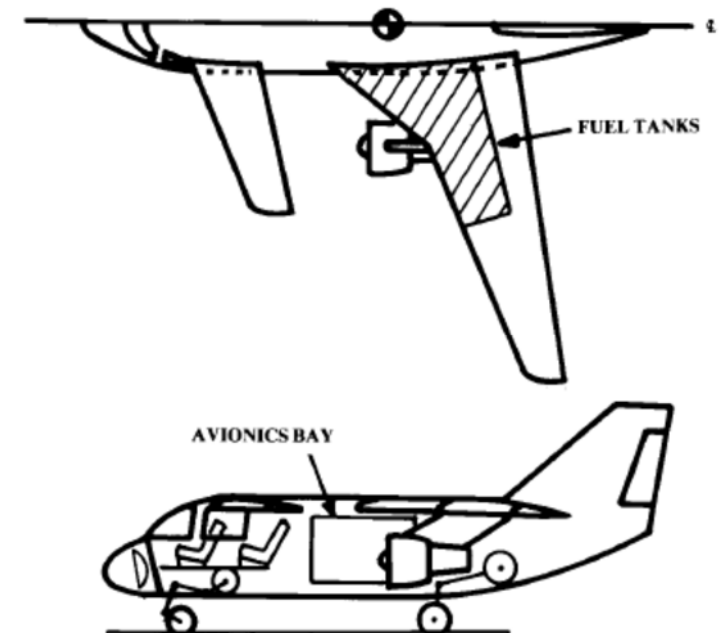


Fig. 3.10 Completed ASW sketch.

# Ejemplo

## Box 3.1 ASW sizing calculations

### Mission Segment Weight Fractions (British Units)

- 1) Warmup and takeoff  $W_1/W_0 = 0.97$  (Table 2)
- 2) Climb  $W_2/W_1 = 0.985$  (Table 2)
- 3) Cruise
  - $R = 1500 \text{ n.mi.} = 9,114,000 \text{ ft}$
  - $C = 0.5 \text{ l/hr} = 0.0001389 \text{ l/s}$
  - $V = 0.6M \times (994.8 \text{ ft/s}) = 596.9 \text{ ft/s}$
  - $L/D = 16 \times 0.866 = 13.9$
  - $W_3/W_2 = e^{(-RC/VL/D)} = e^{-0.153} = 0.858$
- 4) Loiter
  - $E = 3 \text{ hr} = 10,800 \text{ s}$
  - $C = 0.4 \text{ l/hr} = 0.0001111 \text{ l/s}$
  - $L/D = 16$
  - $W_4/W_3 = e^{(-EC/L/D)} = e^{-0.075} = 0.9277$
- 5) Cruise (same as 3)
- 6) Loiter
  - $E = \frac{1}{3} \text{ hr} = 1200 \text{ s}$
  - $C = 0.0001111 \text{ l/s}$
  - $L/D = 16$
  - $W_6/W_5 = e^{-0.0083} = 0.9917$
- 7) Land  $W_7/W_6 = 0.995$  (Table 2)

$$W_7/W_0 = (0.97)(0.985)(0.858)(0.9277)(0.852)(0.9917)(0.995) = 0.6441$$

$$W_f/W_0 = 1.06(1-0.6441) = 0.3773$$

$$W_e/W_0 = 0.93 W_0^{-0.07} \quad (\text{Table 1})$$

$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	57,863
60,000	0.4305	25,832	56,198
56,000	0.4326	24,227	56,814
56,500	0.4324	24,428	56,733
56,700	0.4322	24,508	56,702

Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

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

	Cruise	Loiter
Jet Prop	$0.866 L/D_{\max}$ $L/D_{\max}$	$L/D_{\max}$ $0.866 L/D_{\max}$

Table 3.3 Specific fuel consumption, C

Typical jet SFCs: 1/hr {mg/Ns}	Cruise	Loiter
Pure turbojet	0.9 {25.5}	0.8 {22.7}
Low-bypass turbofan	0.8 {22.7}	0.7 {19.8}
High-bypass turbofan	0.5 {14.1}	0.4 {11.3}

$$W_0 = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}}{1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)}$$

# Ejemplo

## Box 3.1 ASW sizing calculations

### Mission Segment Weight Fractions (British Units)

- 1) Warmup and takeoff  $W_1/W_0 = 0.97$  (Table 2)
- 2) Climb  $W_2/W_1 = 0.985$  (Table 2)
- 3) Cruise
  - $R = 1500 \text{ n.mi.} = 9,114,000 \text{ ft}$
  - $C = 0.5 \text{ l/hr} = 0.0001389 \text{ l/s}$
  - $V = 0.6M \times (994.8 \text{ ft/s}) = 596.9 \text{ ft/s}$
  - $L/D = 16 \times 0.866 = 13.9$
  - $W_3/W_2 = e^{(-RC/VL/D)} = e^{-0.153} = 0.858$
- 4) Loiter
  - $E = 3 \text{ hr} = 10,800 \text{ s}$
  - $C = 0.4 \text{ l/hr} = 0.0001111 \text{ l/s}$
  - $L/D = 16$
  - $W_4/W_3 = e^{(-EC/L/D)} = e^{-0.075} = 0.9277$
- 5) Cruise (same as 3)
- 6) Loiter
  - $E = \frac{1}{3} \text{ hr} = 1200 \text{ s}$
  - $C = 0.0001111 \text{ l/s}$
  - $L/D = 16$
  - $W_6/W_5 = e^{-0.0083} = 0.9917$
- 7) Land  $W_7/W_6 = 0.995$  (Table 2)

$$W_7/W_0 = (0.97)(0.985)(0.858)(0.9277)(0.852)(0.9917)(0.995) = 0.6441$$

$$W_f/W_0 = 1.06(1-0.6441) = 0.3773$$

$$W_e/W_0 = 0.93 W_0^{-0.07} \quad (\text{Table 1})$$

$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	57,863
60,000	0.4305	25,832	56,198
56,000	0.4326	24,227	56,814
56,500	0.4324	24,428	56,733
56,700	0.4322	24,508	56,702

Table 3.1 Empty weight fraction vs  $W_0$

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06

$K_{vs}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep  
= 1.00 if fixed sweep

$$W_0 = \frac{W_{\text{crew}} + W_{\text{payload}}}{1 - (W_f/W_0) - (W_e/W_0)}$$

# Estudio Alcance

## Box 3.1 ASW Sizing Calculations

### Mission-Segment Weight Fractions (British Units)

1. Warmup and takeoff  $W_1/W_0 = 0.97$  (Table 3.1)
2. Climb  $W_2/W_1 = 0.985$  (Table 3.1)
3. Cruise  
 $R = 1500 \text{ n.mi.} = 9,114,000 \text{ ft}$   
 $C = 0.5 \text{ l/hr} = 0.0001389 \text{ l/s}$   
 $V = 0.6M \times (994.8 \text{ ft/s}) = 596.9 \text{ ft/s}$   
 $L/D = 16 \times 0.866 = 13.9$   
 $W_3/W_2 = e^{\{-RC/VL/D\}} = e^{-0.153} = 0.858$
4. Loiter  
 $E = 3 \text{ hr} = 10,800 \text{ s}$   
 $C = 0.4 \text{ l/hr} = 0.0001111 \text{ l/s}$   
 $L/D = 16$   
 $W_4/W_3 = e^{\{-EC/L/D\}} = e^{-0.075} = 0.9277$
5. Cruise (same as 3)  $W_5/W_4 = 0.858$
6. Loiter  
 $E = \frac{1}{3} \text{ hr} = 1200 \text{ s}$   
 $C = 0.0001111 \text{ l/s}$   
 $L/D = 16$   
 $W_6/W_5 = e^{-0.0083} = 0.9917$
7. Land  $W_7/W_6 = 0.995$  (Table 3.1)

$$W_7/W_0 = (0.97)(0.985)(0.858)(0.9277)(0.858)(0.9917)(0.995) = 0.6441$$

$$W_f/W_0 = 1.06(1 - 0.6441) = 0.3773$$

$$W_e/W_0 = 0.93 W_0^{-0.07} \quad (\text{Table 3.1})$$

$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	57,863
60,000	0.4305	25,832	56,198
56,000	0.4326	24,227	56,814
56,500	0.4324	24,428	56,733
56,700	0.4322	24,508	56,702

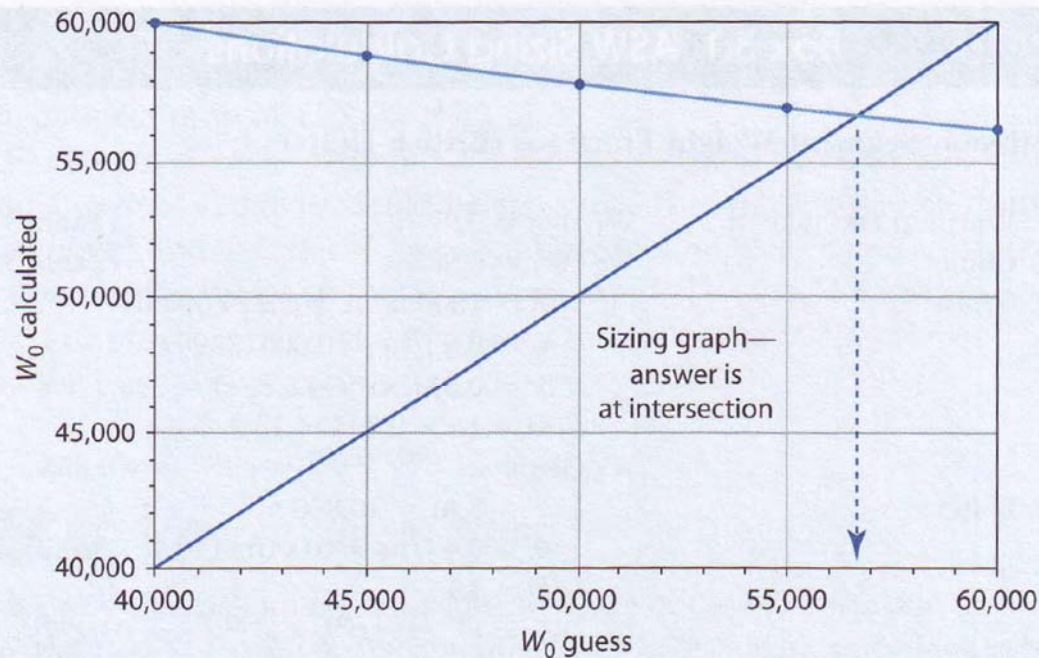


Fig. 3.11 Graphical sizing method for ASW example.

# Ejemplo

	Cruise	Loiter
Jet Prop	$0.866 L/D_{\max}$ $L/D_{\max}$	$L/D_{\max}$ $0.866 L/D_{\max}$

**Table 3.1 Empty weight fraction vs  $W_0$**

$W_e/W_0 = AW_0^C K_{vs}$	A	{A-metric}	C
Sailplane—unpowered	0.86	{0.83}	-0.05
Sailplane—powered	0.91	{0.88}	-0.05
Homebuilt—metal/wood	1.19	{1.11}	-0.09
Homebuilt—composite	1.15	{1.07}	-0.09
General aviation—single engine	2.36	{2.05}	-0.18
General aviation—twin engine	1.51	{1.4}	-0.10
Agricultural aircraft	0.74	{0.72}	-0.03
Twin turboprop	0.96	{0.92}	-0.05
Flying boat	1.09	{1.05}	-0.05
Jet trainer	1.59	{1.47}	-0.10
Jet fighter	2.34	{2.11}	-0.13
Military cargo/bomber	0.93	{0.88}	-0.07
Jet transport	1.02	{0.97}	-0.06

$K_{vs}$  = variable sweep constant = 1.04 if variable sweep  
= 1.00 if fixed sweep

Table 1: Typical average segment weight fractions

No	Mission Segment	$W_i/W_{i-1}$
1	Taxi and take-off	0.97 – 0.975
2	Climb	0.985
3	Descent	0.99
4	Approach and landing	0.995

**Table 3.3 Specific fuel consumption, C**

Typical jet SFCs: 1/hr {mg/Ns}	Cruise	Loiter
Pure turbojet	0.9 {25.5}	0.8 {22.7}
Low-bypass turbofan	0.8 {22.7}	0.7 {19.8}
High-bypass turbofan	0.5 {14.1}	0.4 {11.3}



# Ejemplo – L/D<sub>max</sub>

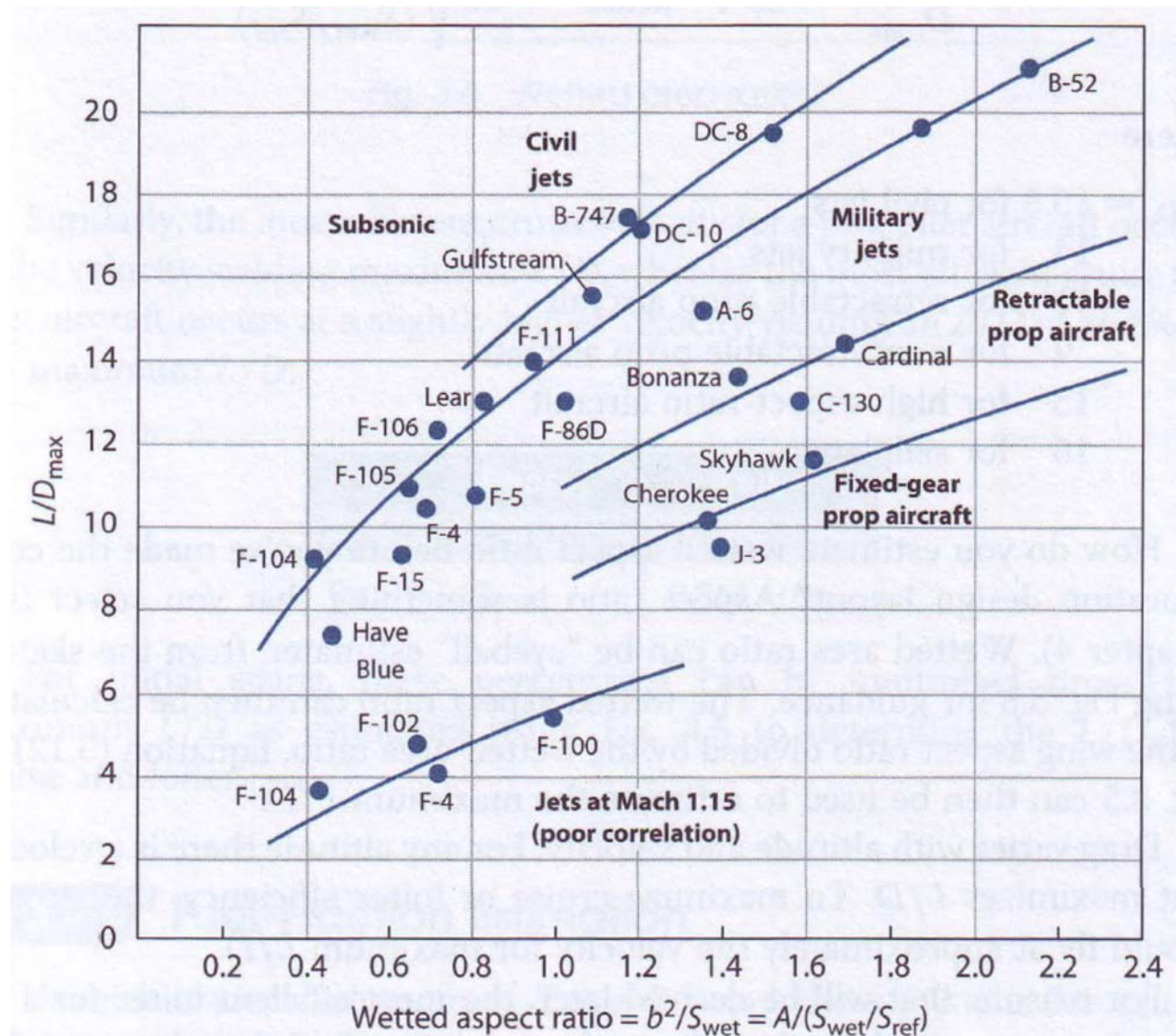


Fig. 3.5 Maximum lift-to-drag ratio trends.

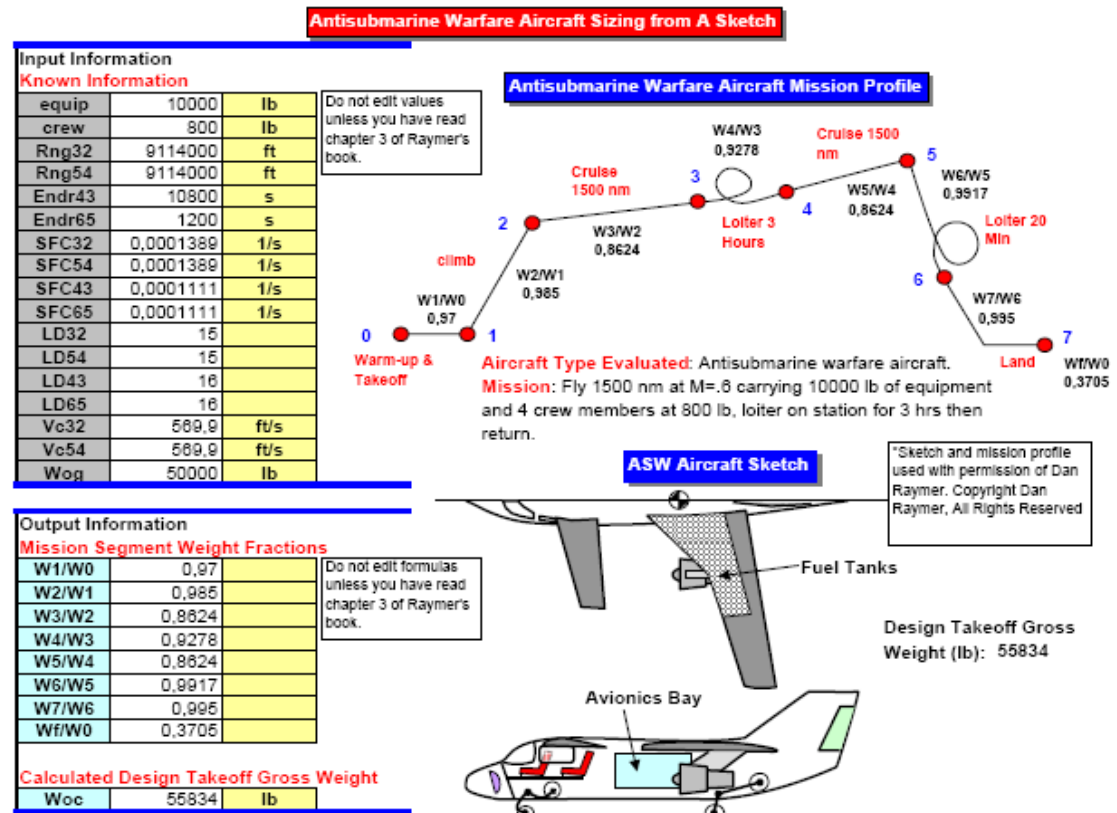
# Ejemplo – $L/D_{\max}$

No	Aircraft type	$(L/D)_{\max}$
1	Sailplane (glider)	20-35
2	Jet transport	12-20
3	GA	10-15
4	Subsonic military	8-11
5	Supersonic fighter	5-8
6	Helicopter	2-4
7	Homebuilt	6-14
8	Ultralight	8-15

*Table 4.5. The typical maximum lift-to-drag ratio for several aircraft*

# Software Disponible - I

- Software que representa el ejemplo descrito en el libro de Aircraft Design de Daniel P. Raymer
  - [www.aircraftdesign.com](http://www.aircraftdesign.com)
    - <http://www.aircraftdesign.com/ac-size.html>
  - Utilizar esta herramienta con cuidado, acordaros de que para poder utilizarla se necesita entender ya que si no se hace así se pueden cometer graves errores que se propagarán a lo largo del diseño de forma catastrófica.



# Software Disponible - II

Raymer Simplified Aircraft Design Spreadsheet.xls [Modo de compatibilidad] - Microsoft Excel

**Simplified Aircraft Design Spreadsheet for Homebuilders**  
 Version 1.0 Copyright C 2003 by Daniel P. Raymer. All Rights Reserved. See legal notice for further restrictions.

LEGAL NOTICE! Better to save this spreadsheet as a renamed copy before changing it for your airplane, in case it gets messed up!

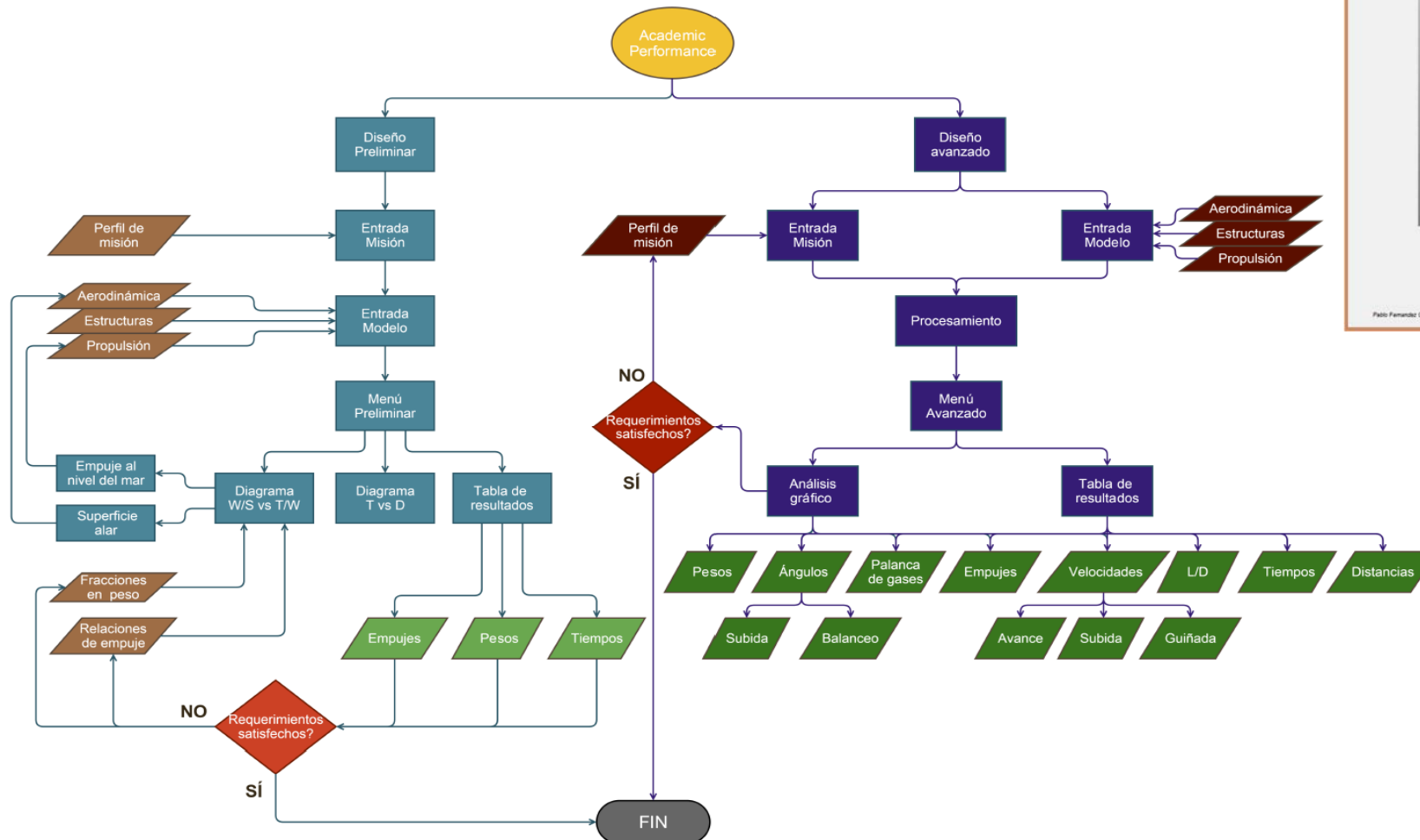
Enter items in blue and purple. Come back and re-enter purple items after the drawing is analyzed.  
 Send problems & questions to SADFH@aircraftdesign.com

Inputs	Calculated Values	Other Factors Used	Equations (from book)	Misc Useful Calcs
Stall speed (kts) 60	Stall speed (ft/sec) 101,3	(OK to change these if you know what you are doing)	$q = \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2$	
Takeoff air density (slugs/ft^3) 0,00238	Dynamic pressure (psf) 12,2		$\frac{W}{S} = q C_L$	
Wing CLmax 1,6	Wing loading (W/S) (psf) 19,55			
power loading (lb/hp) 8,3333				
<p>If sizing to a range requirement, ignore this input for now but enter it later when Wo is calculated and engine is selected</p> <p>You cannot enter Wo! Engine power and power loading are multiplied to calculate Wo. If sizing to a range requirement, do calculation below, read Wo from graph, and select an engine that gives the desired <math>W_o = P * P_{AW}</math></p>				
Engine Power (hp -each) 120	Wo (lb) 2000,0		$C_{D0} = C_{Dref} \frac{S_{ref}}{S}$	
Number of Engines 2	Wing Area (sq ft) 102,3			
Swet/Sref 4,2	Cdo 0,0223	e (Oswald) 0,75	$K = \frac{1}{0,75 \pi A} = \frac{0,424}{A}$	
Cfe 0,0053	K (=1/piAe) 0,0424	Wcruise/Wo 0,98		CL-cruise 0,236
Aspect ratio (A) 10	W/S cruise 19,2		$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{q C_{D0}}{W/S} + (W/S) \frac{K}{q}}$	
Cruise air density (slugs/ft^3) 0,00176	Cruise velocity (ft/sec) 304,0			
Cruise velocity (kts) 180	Dynamic pressure (psf) 81,3			
	L/D cruise 9,57			
Engine SFC (lb/hour /bhp) 0,45	Engine SFC /bhp 0,000125			
Prop Efficiency (cruise) 0,75				
Range (nmi) 800	Range (ft) 4860800	Non-cruise weight allowance 0,975	$W_f / W_o = 1 - 0,975 e^{\frac{-R c_{h,p}}{500 \eta_p L / D}}$	
	Breguet Exponent 0,1539			
	Wf/Wo 0,1641	Empty Weight exponent -0,09	$W_e / W_o = a W_o^{-0,09}$	Fuel Weigh 347,8 (lbs) Fuel Vol 58,0 (gal)
Fuel allowance (%) 6	Wf/Wo with allow. 0,1739			
Empty Weight constant "a" 1,2438				
Weight - crew (lbs) 180				
Weight - Passengers (lbs) 180				
Weight - payload (lbs) 20	See Sizing Graph sheet for Wo Results			
Wing taper ratio 0,5	Wing Span (ft) 31,98		$W_o = \frac{W_{people} + W_{payload}}{1 - W_e / W_o - W_f / W_o}$	
	Root Chord (ft) 4,26			
	Tip Chord (ft) 2,13			
	Mean Chord (ft) 3,32			
Horizontal tail arm (ft) 10	Tail areas:			
Cht (volume coeff) 0,6	Sht (horizontal) (sq ft) 20,35	Preliminary tail sizing using these methods does not guarantee that the aircraft will be stable, controllable, or safe. You must perform stability calculations after doing your design layout!		
Vertical tail arm (ft) 10				
Cvt (volume coeff) 0,04	Svt (vertical) (sq ft) 13,08			

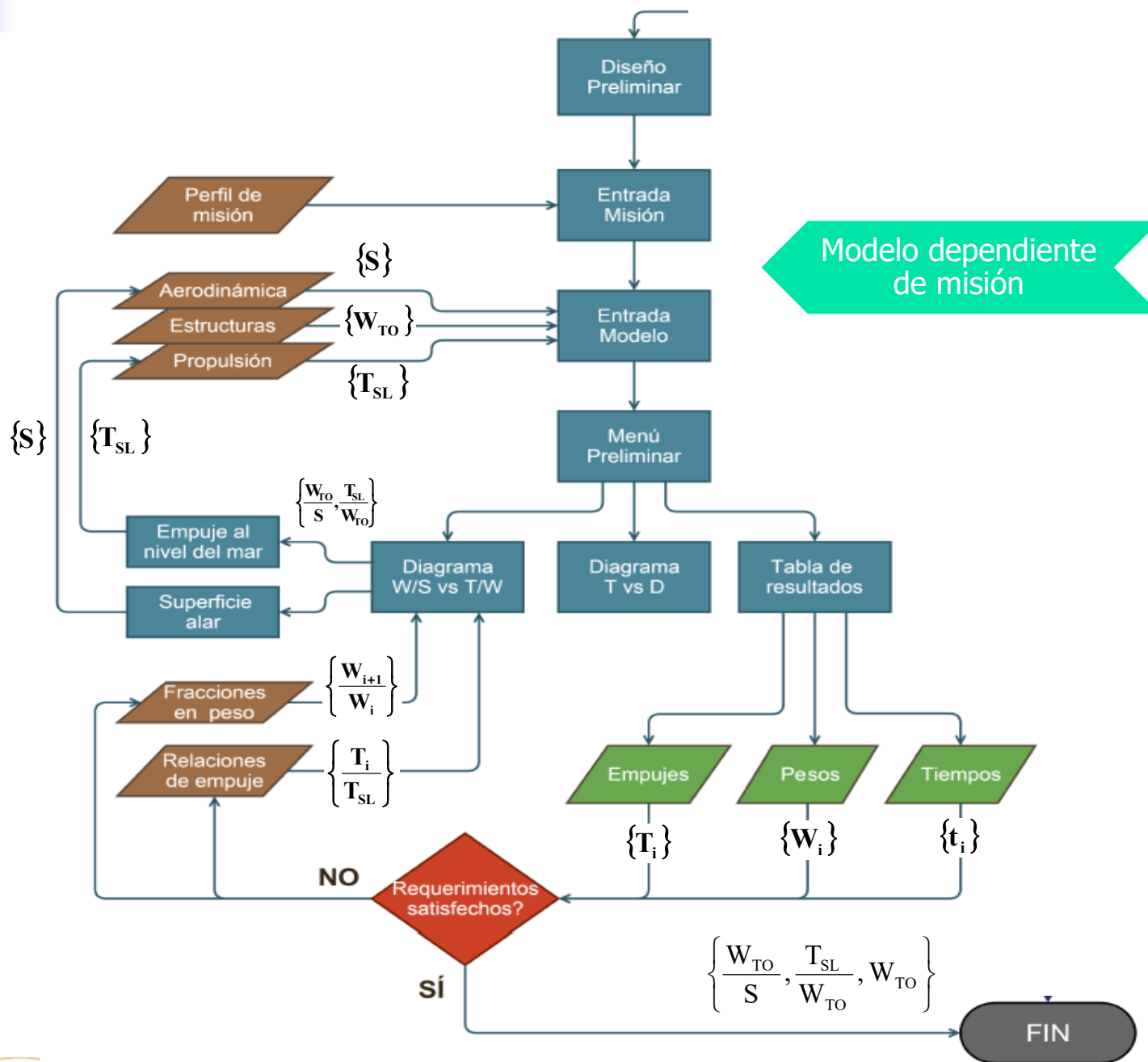
Initial Sizing Inputs | Sizing Graph | As-Drawn Performance | Climb, Cruise, & Max Speed | WeightSheet | A-opt

# Academic Performance - I

- Facilitar las estimaciones iniciales de los principales parámetros
- Analizar con alta precisión las actuaciones
- Fomentar el proceso de aprendizaje mediante una interfaz gráfica sencilla y un extenso abanico de posibilidades



# Academic Performance - II

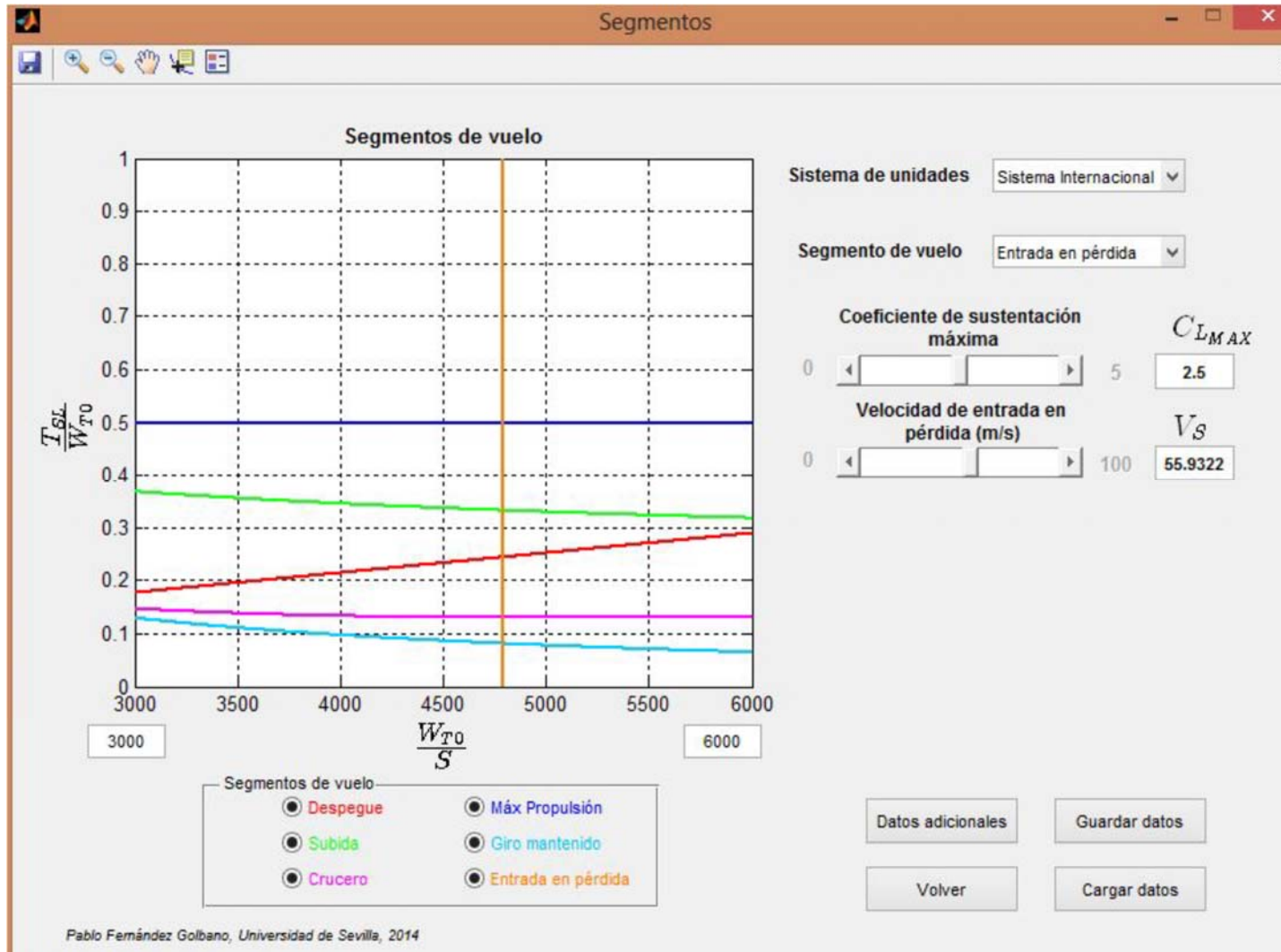


# Academic Performance - I



# Academic Performance

## Giro Mantenido



Sistema de unidades: Sistema Internacional

Segmento de vuelo: Giro Mantenido

Altura de vuelo (m)  $h$   
 20000 10000

Mach de vuelo  $M$   
 1 0.5

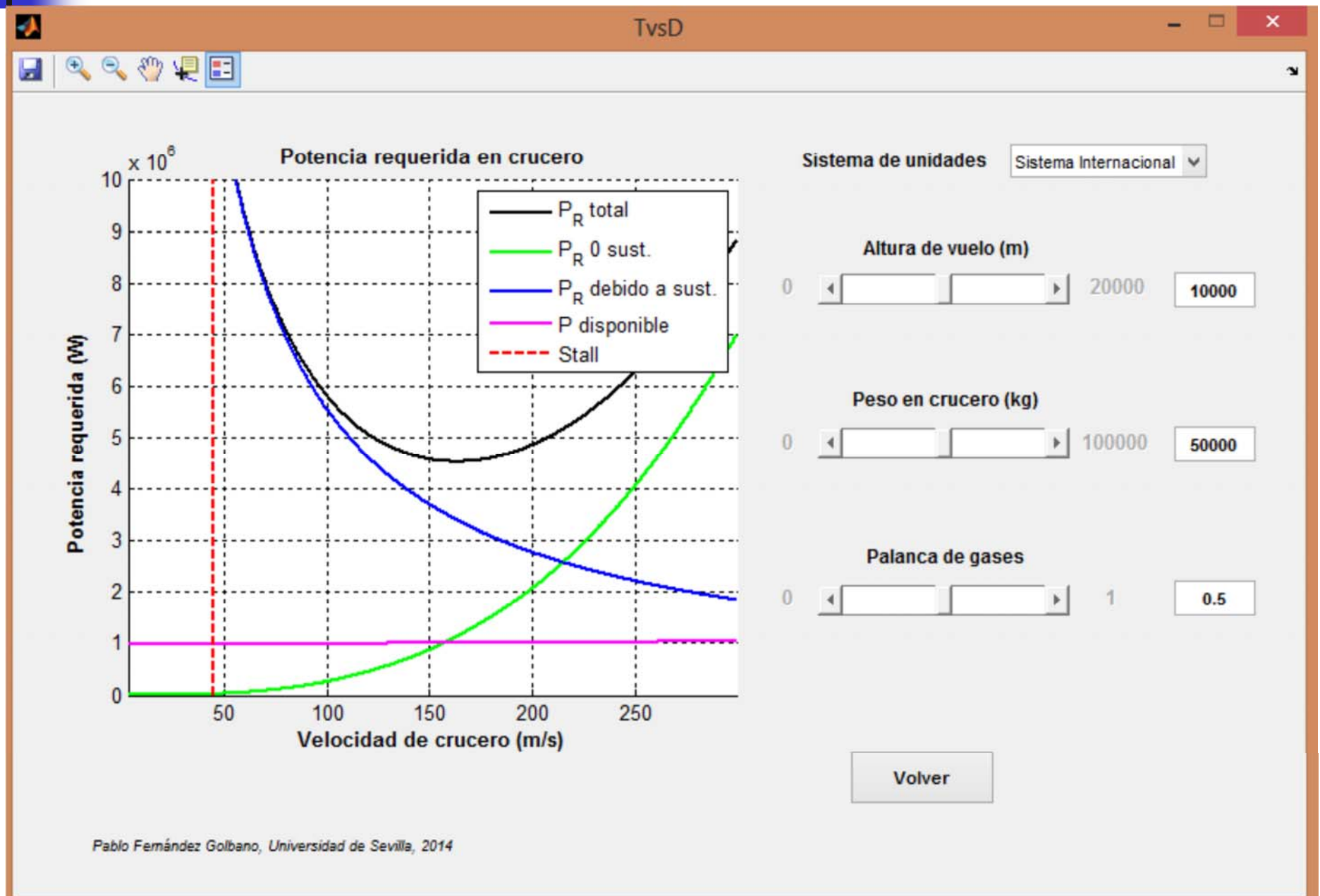
Coeficiente de resistencia parasitaria  $C_{D_0}$   
 0.05 0.025

Coeficiente de resistencia inducida  $k$   
 0.1 0.05

Factor de carga  $n$   
 5 0



# Diagrama T vs. D



# Tabla Resultados

Resultados

Sistema de unidades: Sistema Internacional

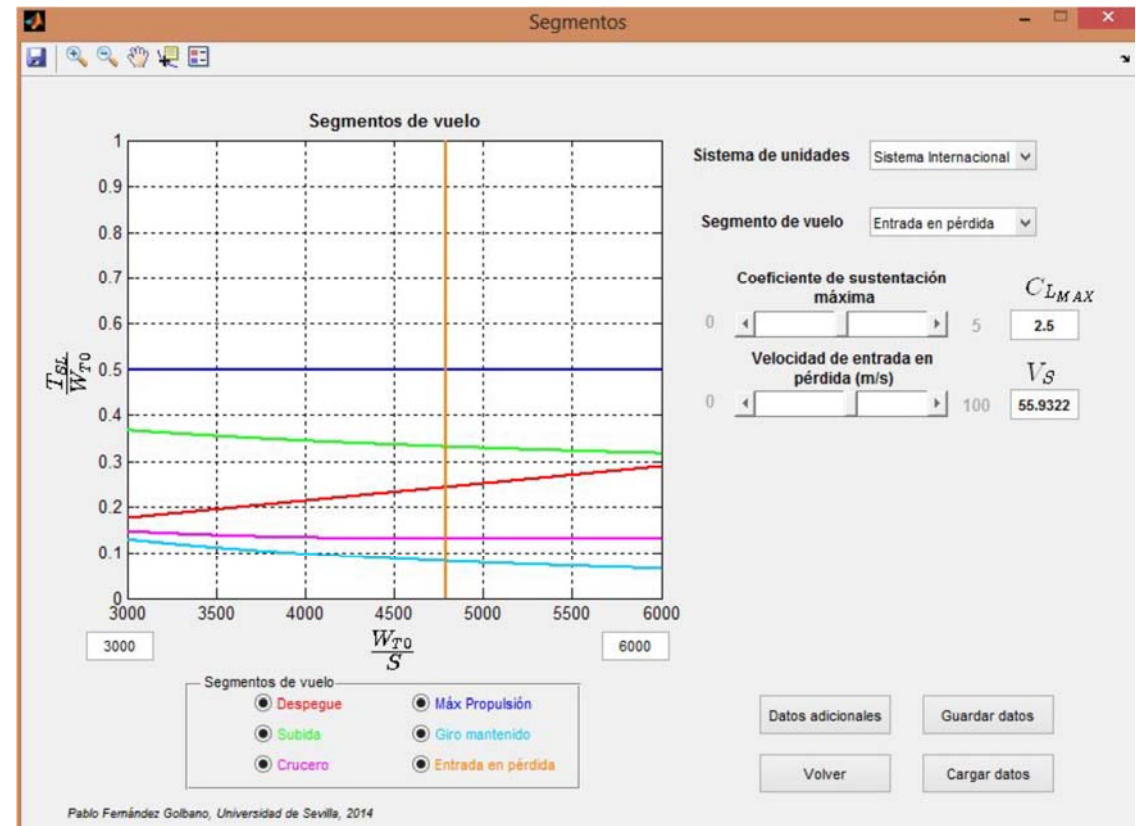
	Tramo	Peso(kg)	Fraccion	Fuel consumido(kg)	Relacion_Empuje	Tiempo(s)	Velocidad(m/s)
1	Inicial	3.5402e+04	1	0	0	0	0
2	Despegue	3.5387e+04	0.9996	14.2652	1	19.5907	51.0446
3	Subida	3.4489e+04	0.9746	898.6107	0.2573	1.4948e+03	133.7961
4	Crucero	2.8576e+04	0.8286	5.9123e+03	0.1352	9.3643e+03	213.5776
5	Descenso	2.8449e+04	0.9955	127.6015	0.0189	1.4948e+03	133.7961
6	Aterrizaje	2.8448e+04	1.0000	1.0182	0.0375	14.6930	68.0594
7	TOTAL			6.9538e+03		1.2388e+04	

Exportar datos a .Mat  
Exportar datos a Excel

Volver

Pablo Fernandez Golbano, Universidad de Sevilla, 2014

# Academic Performance - I



[Video](#)

# Dimensionado Inicial – Initial Sizing

- Método Dimensionado Inicial (INITIAL SIZING) :
  - El método de dimensionado inicial (Initial Sizing) es similar al de First Order Method,
  - algunas de las estimaciones de los parámetros necesarios para determinar las fracciones de los pesos utilizan aproximaciones más precisas que los datos históricos.
  - Módulos INITIAL SIZING:
    - Necesario realizar mejor estimación L/D
      - Estimación muy rudimentaria del L/D
    - Dimensionado del avión: a través del motor
      - Rubber Engine Sizing
      - Fixed-Engine Sizing
    - Dimensionado de la geometría: Geometry Sizing
      - Geometry Sizing
        - Fuselage.
        - Wing
        - Tail Volume Coefficient
      - Control Surface Sizing.

# Ratio L/D - 1

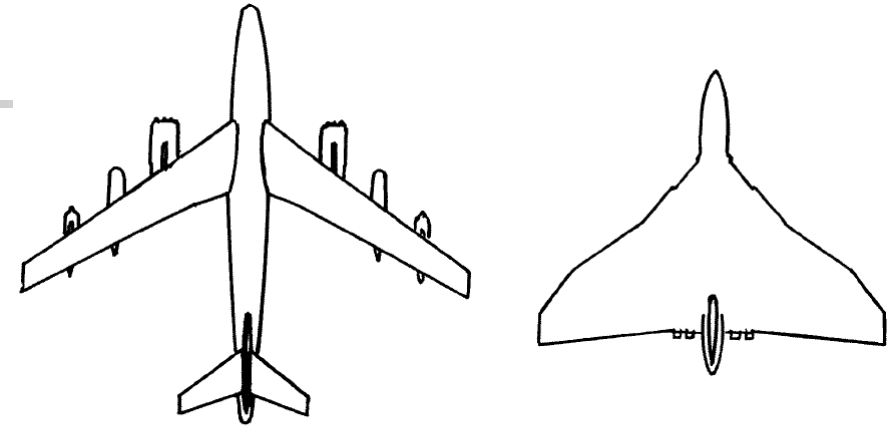
$$\frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp\left(-\frac{R \cdot C}{V(L/D)}\right) \quad \frac{W_{i-1}}{W_i} = \exp\left(-\frac{E \cdot C}{L/D}\right)$$

$$C = \frac{W_f/time}{Thrust} = C_{power} \frac{V}{\eta_p} = C_{bhp} \frac{V}{550\eta_p}$$

## ■ Medida general de la eficiencia aerodinámica

- En configuraciones subsónicas: altamente dependiente de:
  - Envergadura (span)
  - Superficie Bañada (wetted area)
- Vuelo en crucero: Sustentación = Peso
  - En subsónico, Resistencia compuesta por  $C_{Di} + C_{D0}$ 
    - Resistencia inducida por la generación de sustentación ( $C_{Di}$ )
    - Resistencia parasitaria: skin friction drag
      - Directamente proporcional a la superficie bañada:  $S_{wet}/S_{ref}$  (wetted area)
  - L/D no es solo función del alargamiento ( $AR=b^2/S$ )
    - Para poder comparar equitativamente hay que normalizar  $AR/(S_{wet}/S_{ref})$ 
      - Wetted Aspect Ratio ó Alargamiento Mojado

$$D = qSC_{D0} + qS \frac{C_L^2}{\pi A e}$$



	B-47	Avro Vulcan
S reference	1430 {132}	3446 {320}
S wetted	11300 {1050}	9600 {892}
Span	116 {35}	90 {27}
Swet/ Sref	7.9 {7.9}	2.8 {2.8}
Aspect ratio	9.4 {9.4}	3.0 {3.0}
Wetted aspect ratio	1.2 {1.2}	1.1 {1.1}
L/D max	17.2 {17.2}	17.0 {17.0}

Fig. 3.4 Does aspect ratio predict drag?

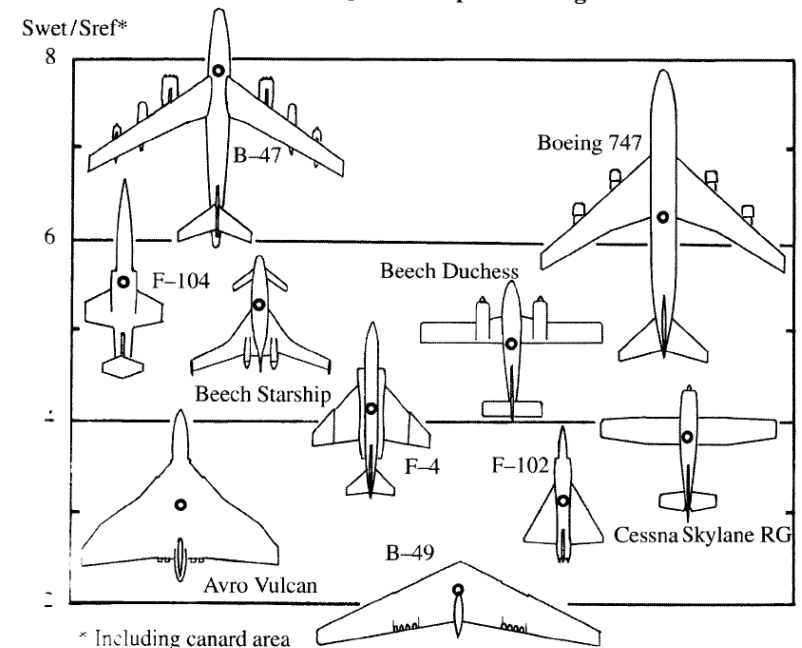
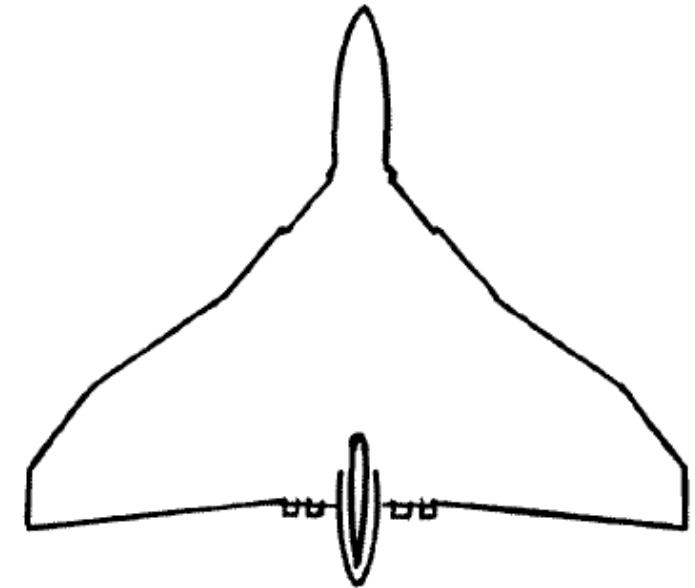
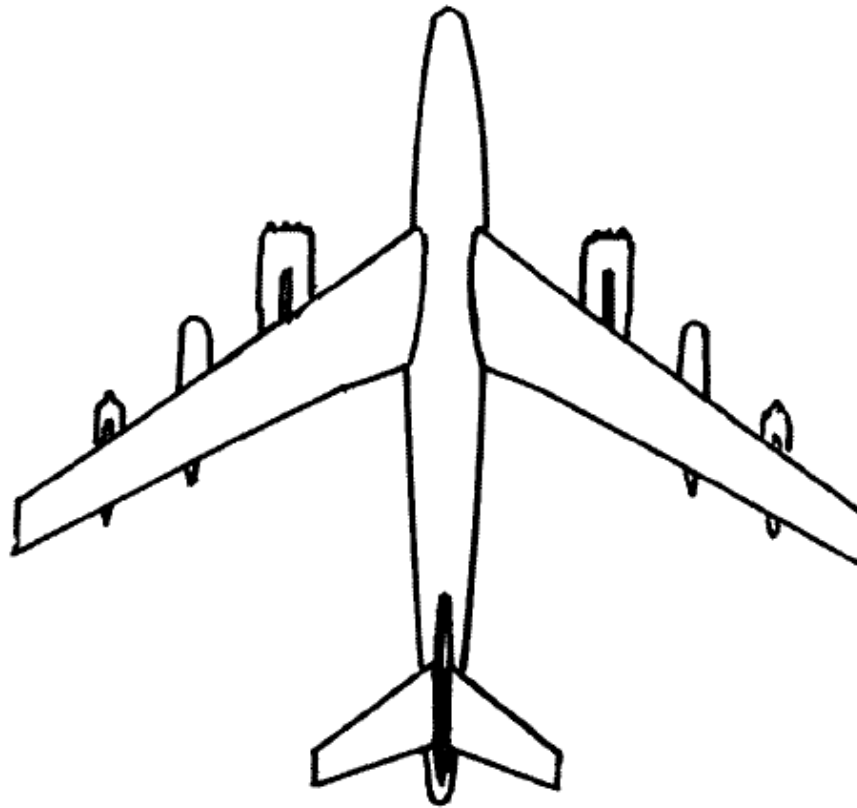


Fig. 3.5 Wetted area ratios.



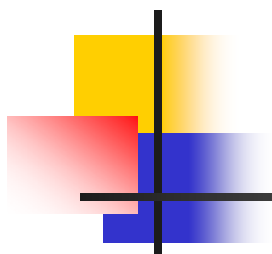
$AR / (S_{wet} / S_{ref})$



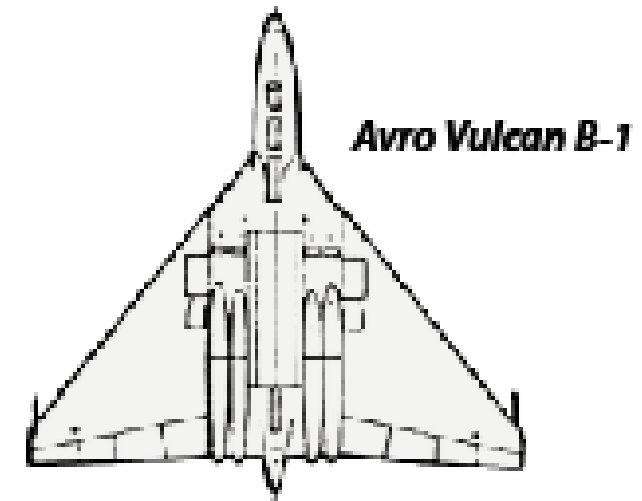
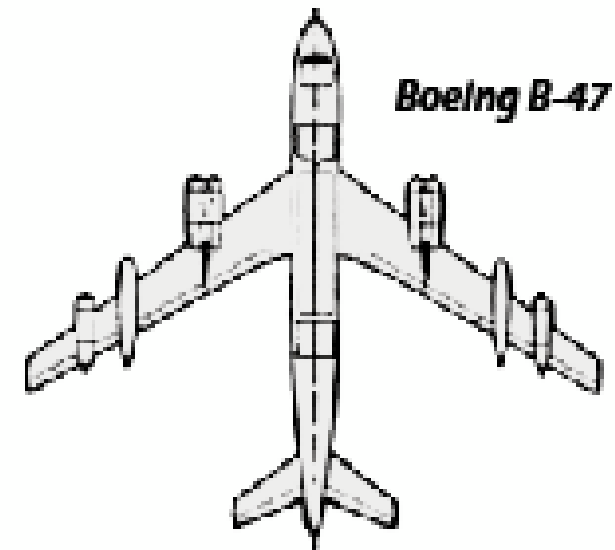
S reference  
 S wetted  
 Span  
 $S_{wet} / S_{ref}$   
 Aspect ratio  
 Wetted aspect ratio  
 L/D max

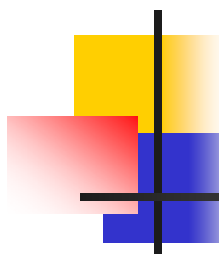
	<u>B-47</u>	<u>Avro Vulcan</u>
S reference	1430 {132}	3446 {320}
S wetted	11300 {1050}	9600 {892}
Span	116 {35}	90 {27}
$S_{wet} / S_{ref}$	7.9 {7.9}	2.8 {2.8}
Aspect ratio	9.4 {9.4}	3.0 {3.0}
Wetted aspect ratio	1.2 {1.2}	1.1 {1.1}
L/D max	17.2 {17.2}	17.0 {17.0}

**Fig. 3.4 Does aspect ratio predict drag?**



	<u>Boeing B-47</u>	<u>Avro Vulcan</u>
Wing Area (ft <sup>2</sup> )	1430	3446
Total Wetted Area (ft <sup>2</sup> )	11,300	9,500
Span (ft)	116	99
Wing Loading (lb/ft <sup>2</sup> )	140	43
Span Loading (lb/ft)	1750	1520
Aspect Ratio	9.43	2.84
$C_{Dmin}$	0.0198	0.0069
$K = 1/(\pi AR e)$	0.0425	0.125
Value of e	0.8	0.9
Max L/D	17.25	17.0
$C_{Lopt}$	0.682	0.235
Max Cruise $C_L$	0.48	0.167
$C_{Dmin} S_{ref}$	28.3	23.8
Wetted Area / $S_{ref}$	7.9	2.8





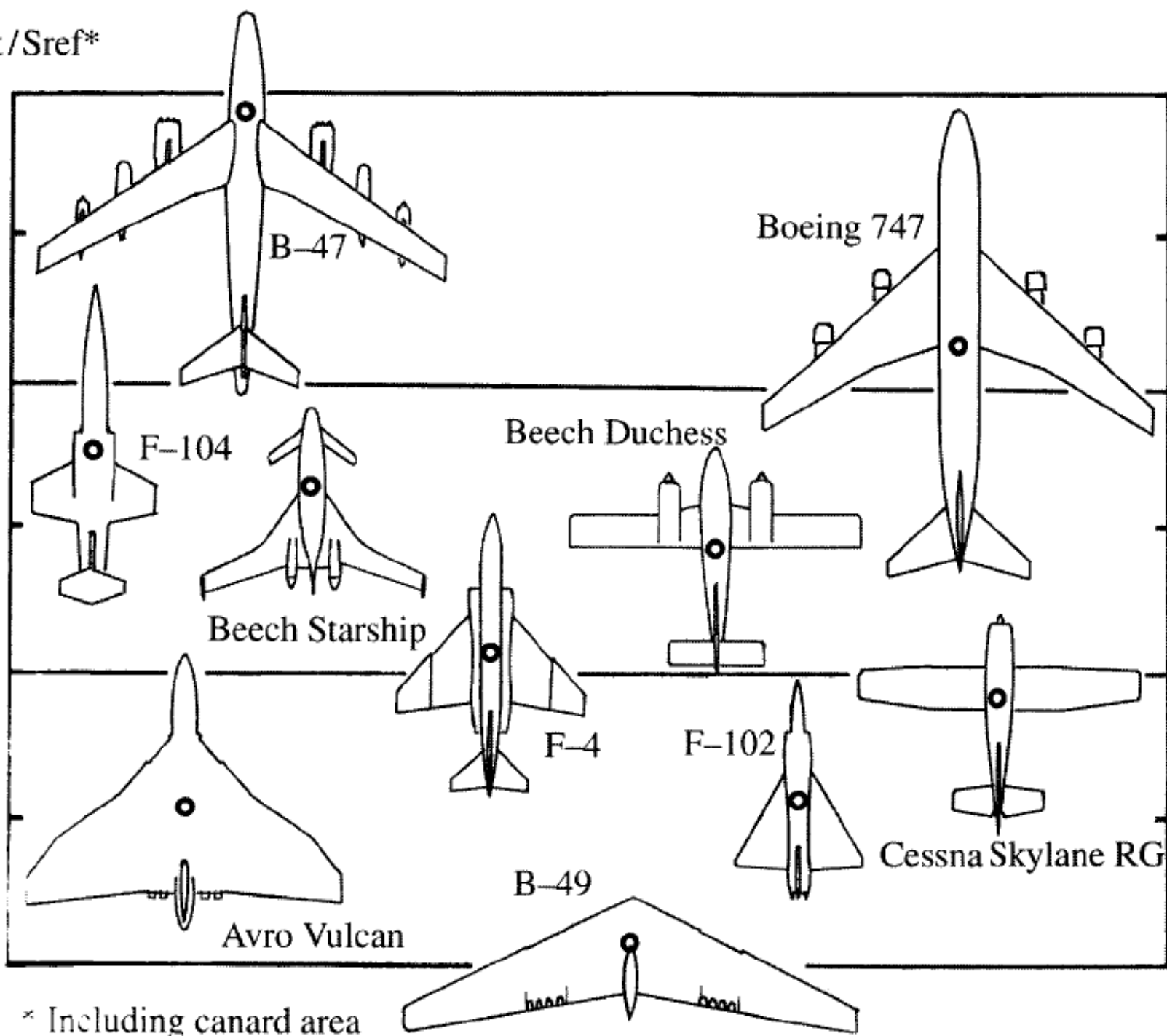
Swet/Sref\*

8

6

4

2



**Fig. 3.5 Wetted area ratios.**



# Ratio L/D - 2

- El diseñador tiene control sobre L/D
  - Elige un alargamiento y la configuración, lo que genera el  $(S_{wet}/S_{ref})$ .
  - Compromiso entre elevado L/D y bajo peso
  - Estimación cruda del  $L/D_{max}$ 
    - Dibujo de configuración incluyendo: alas, colas, fuselaje, motores, carga de pago, tren de aterrizaje, tanques de combustible, etc...
    - Cálculo estimado de  $(S_{wet}/S_{ref})$
    - Cálculo estimado de  $L/D_{max}$
  - Condición óptima  $L/D_{max}$

Table 1: Optimal  $(L/D)_{max}$  vs. Flight Condition and Propulsion

Propulsion	Cruise	Loiter
Jet	$0.866 (L/D)_{max}$	$(L/D)_{max}$
Prop	$(L/D)_{max}$	$0.866 (L/D)_{max}$

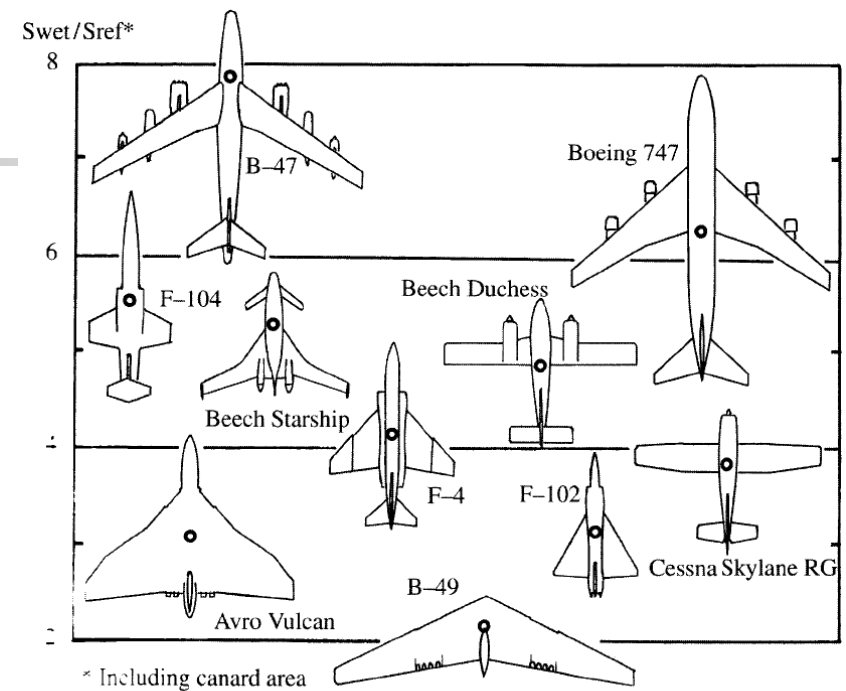


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

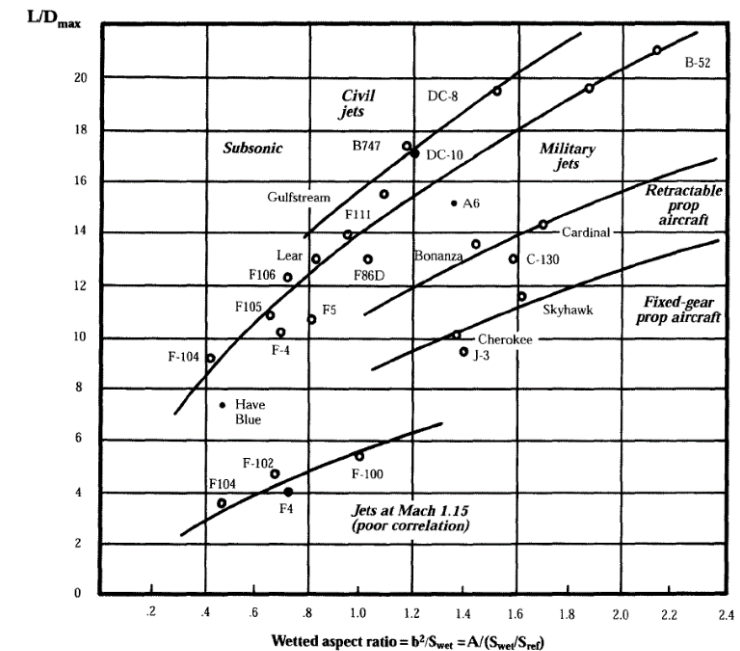


Fig. 3.6 Maximum lift-to-drag ratio trends.

# Estimación $L/D_{\max}$ - I

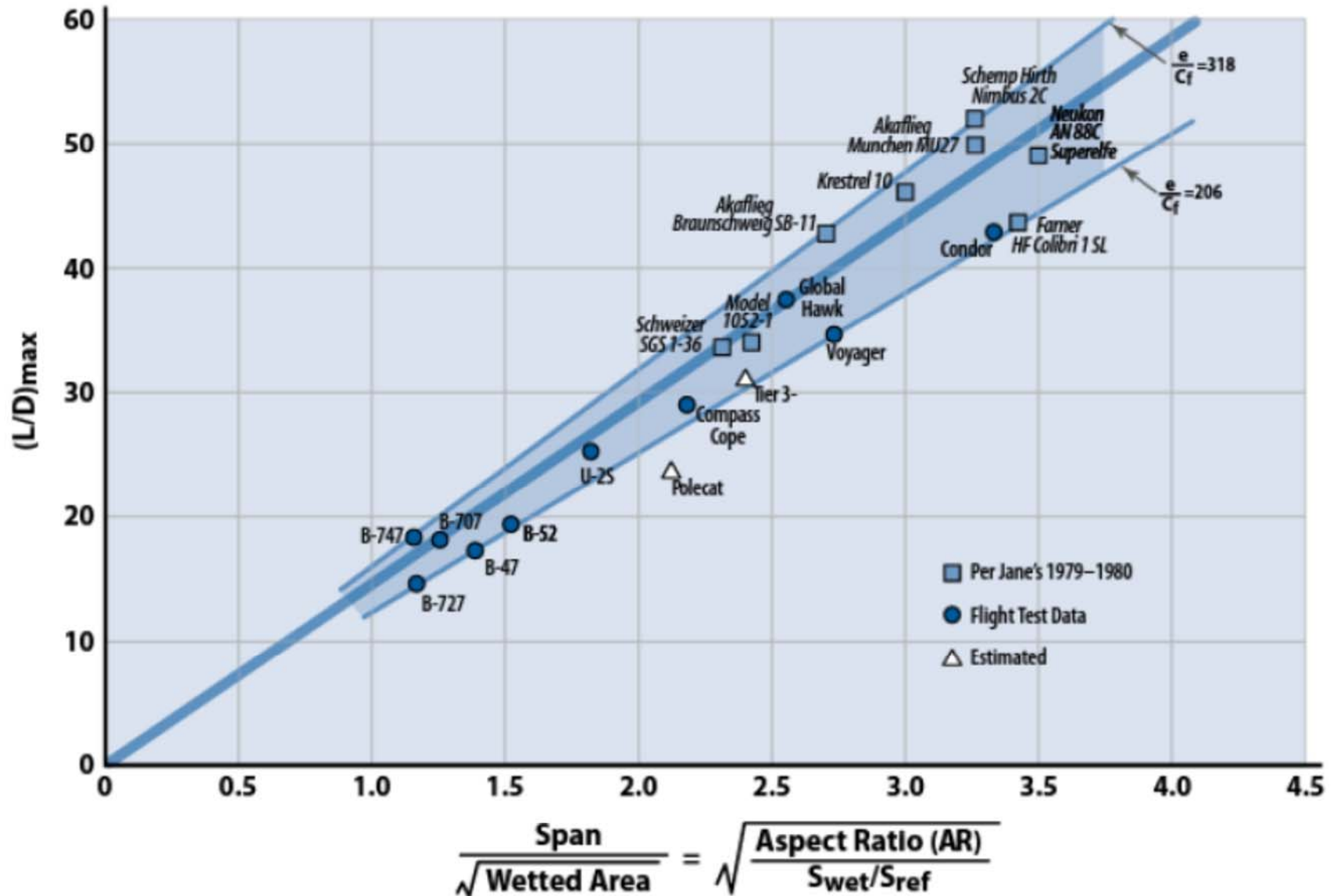


Figure G.8 Maximum lift-to-drag correlation curve.

# Estimación $L/D_{max}$ - II

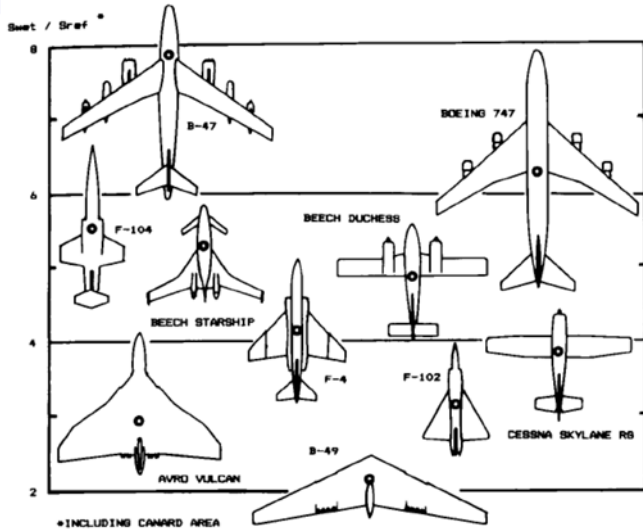


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

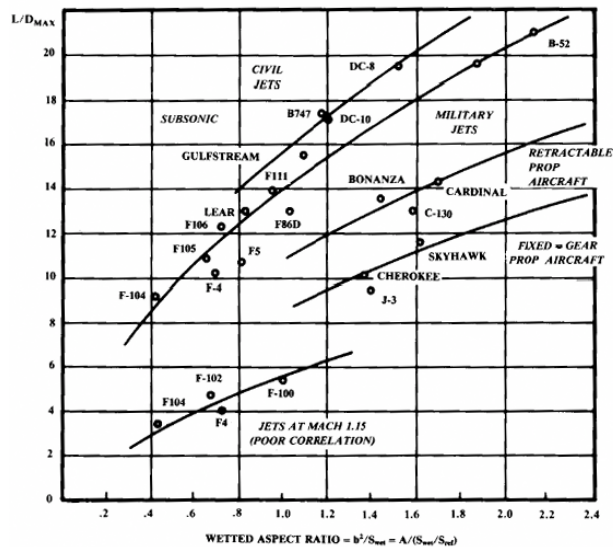


Fig. 3.6 Maximum lift to drag ratio trends.

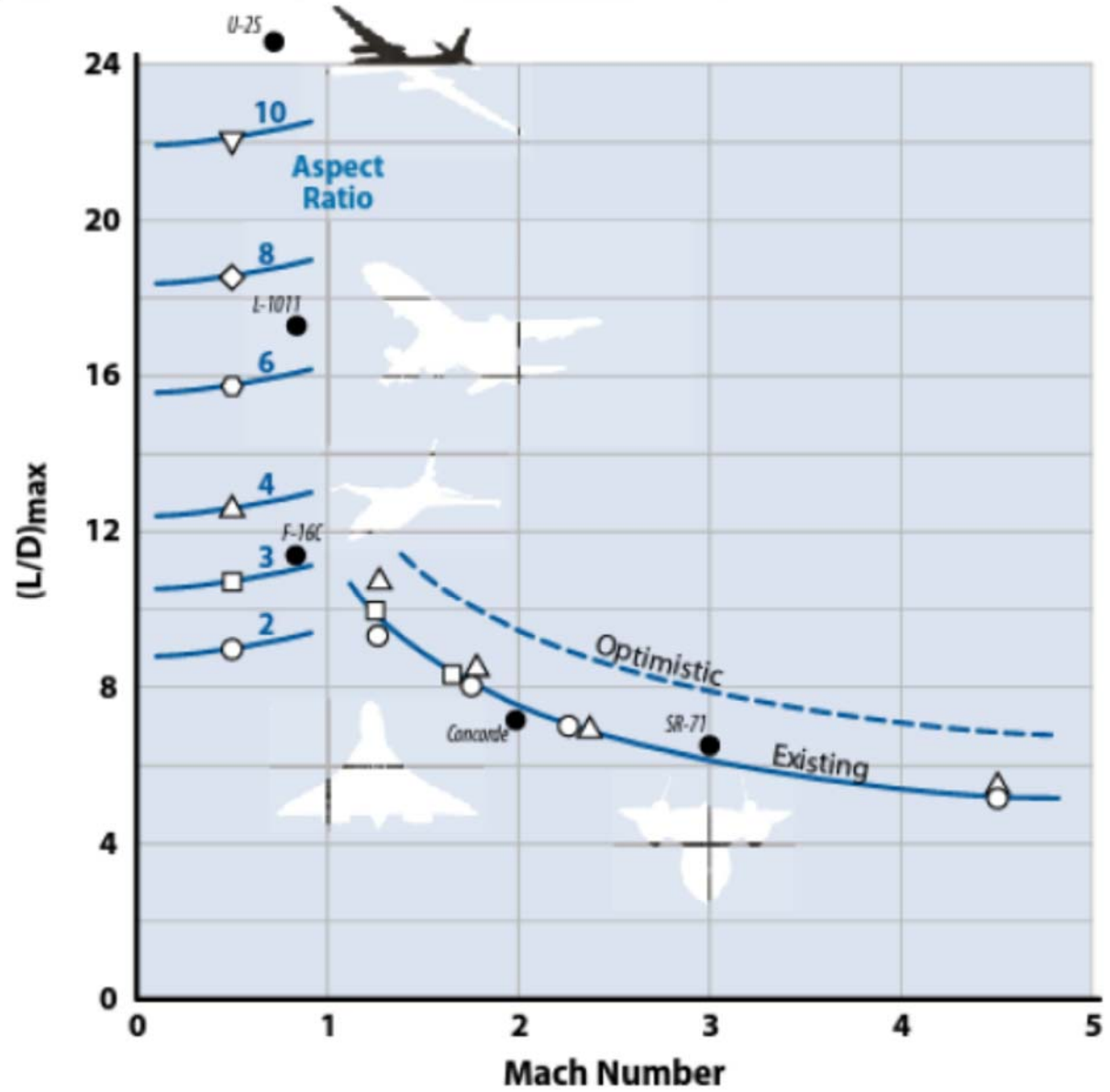


Figure 5.3  $(L/D)_{max}$  vs Mach number for typical cruise aircraft.

# Estimación $C_{D0}$

- Estimación de la resistencia parasita  $C_{D0}$  mediante valores estadísticos de aviones similares.

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{q C_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \frac{1}{q \pi A e}} \Rightarrow C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

Estimación  $C_{D0}$  (green circle), Estimación  $W/S$  (blue arrow), Estimación  $AR (A)$  (black arrow), Estimación  $e \sim 0.85$  (black arrow).

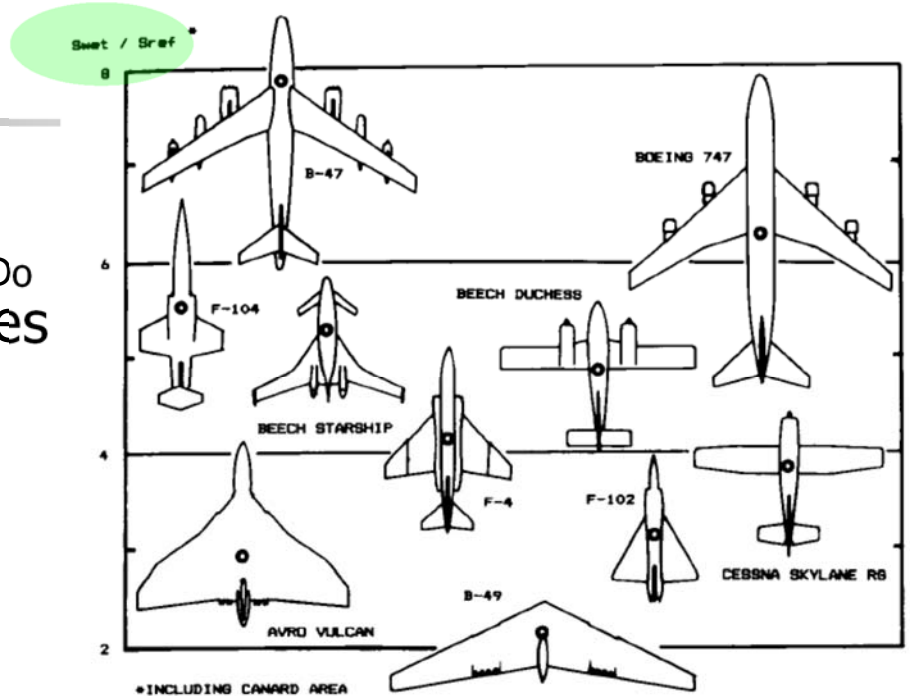


Fig. 3.5 Wetted area ratios.

Table 12.3 Equivalent skin friction coefficients

$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$	$C_{fe}$ -subsonic
Bomber and civil transport	0.0030
Military cargo (high upsweep fuselage)	0.0035
Air Force fighter	0.0035
Navy fighter	0.0040
Clean supersonic cruise aircraft	0.0025
Light aircraft – single engine	0.0055
Light aircraft – twin engine	0.0045
Prop seaplane	0.0065
Jet seaplane	0.0040

$$(L/D)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}}$$

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

Coeficiente de Oswald

# Estimación $C_{D0}$

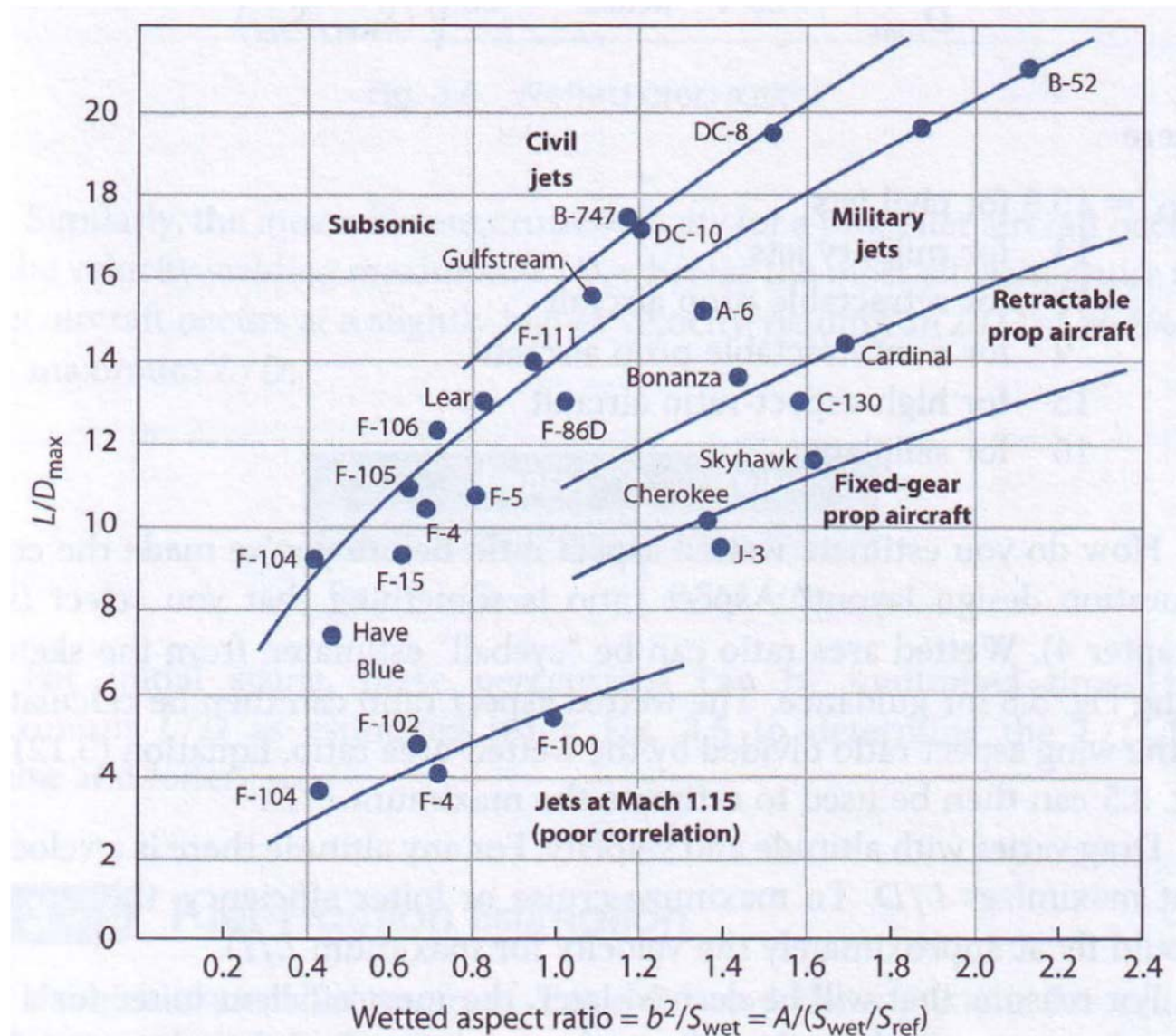


Fig. 3.5 Maximum lift-to-drag ratio trends.

# Estimación $C_{D0}$ - II

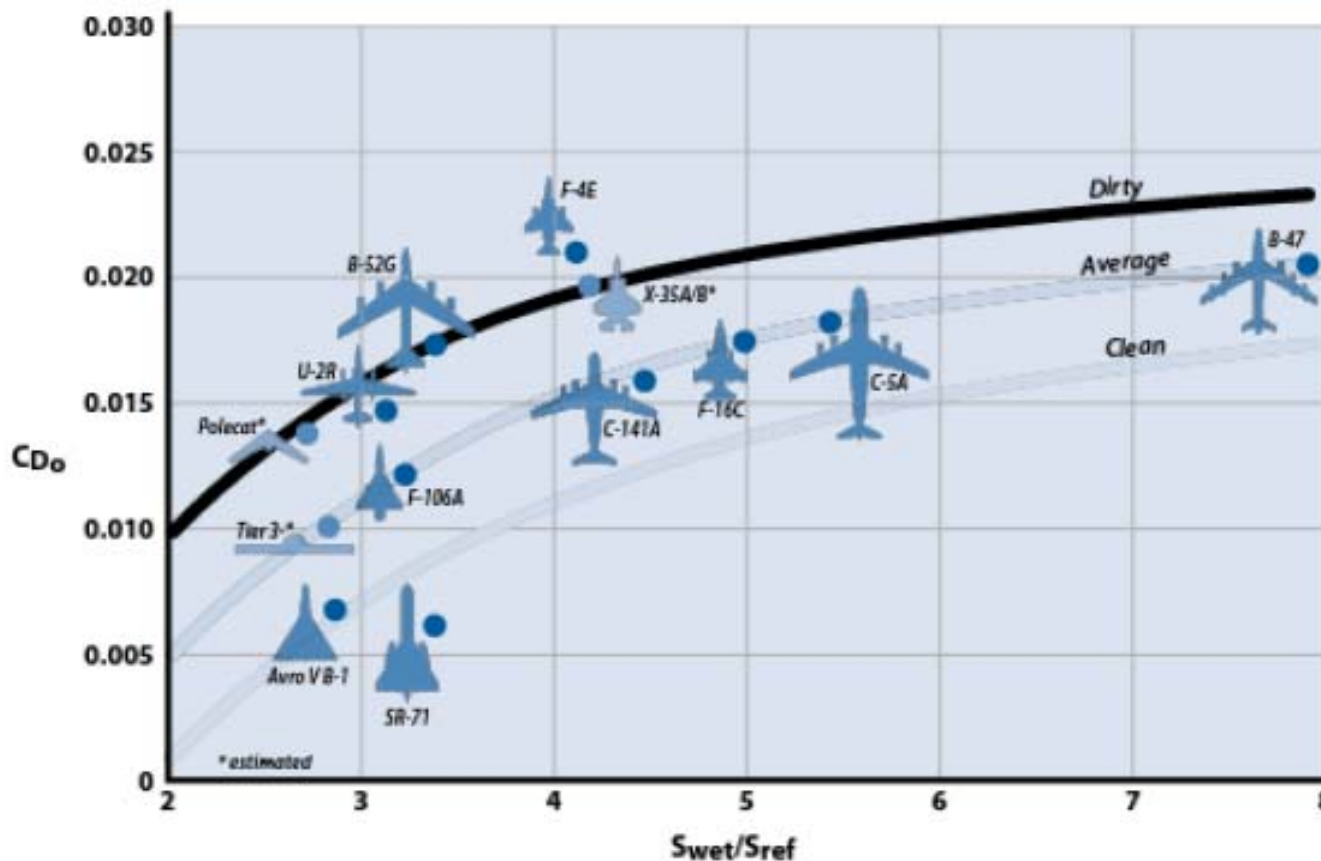


Figure G.7 Correlation of subsonic  $C_{D0}$  with  $S_{wet}/S_{ref}$ .

Table 5.2 Representative Values for Subsonic  $C_{D0}$

Aircraft Type	Subsonic $C_{D0}$
High-subsonic jet transport	0.014–0.02
Supersonic fighter aircraft	0.014–0.022
Blended wing–body (tailless) jet aircraft	0.008–0.014
Large turboprop aircraft	0.018–0.024
Low-altitude subsonic cruise missile (high W/S)	0.03–0.04
Small single-engine propeller aircraft	
Retractable gear	0.022–0.030
Fixed gear	0.026–0.04
Agricultural aircraft	
With spray system	0.07–0.08
Without spray system	0.06
High-performance sailplane	0.006–0.01

No	Aircraft type	$C_{D0}$
1	Jet transport	0.015 – 0.02
2	Turboprop transport	0.018 – 0.024
3	Twin-engine piston prop	0.022 – 0.028
4	Small GA with retractable landing gear	0.02 – 0.03
5	Small GA with fixed landing gear	0.025 – 0.04
6	Agricultural	0.04 – 0.07
7	Sailplane/Glider	0.012 – 0.015
8	Supersonic fighter	0.018 – 0.035
9	Homebuilt	0.025 – 0.04
10	Microlight	0.02 – 0.035

Table 4.12. Typical values of  $C_{D0}$  for different types of aircraft

# Estimación e

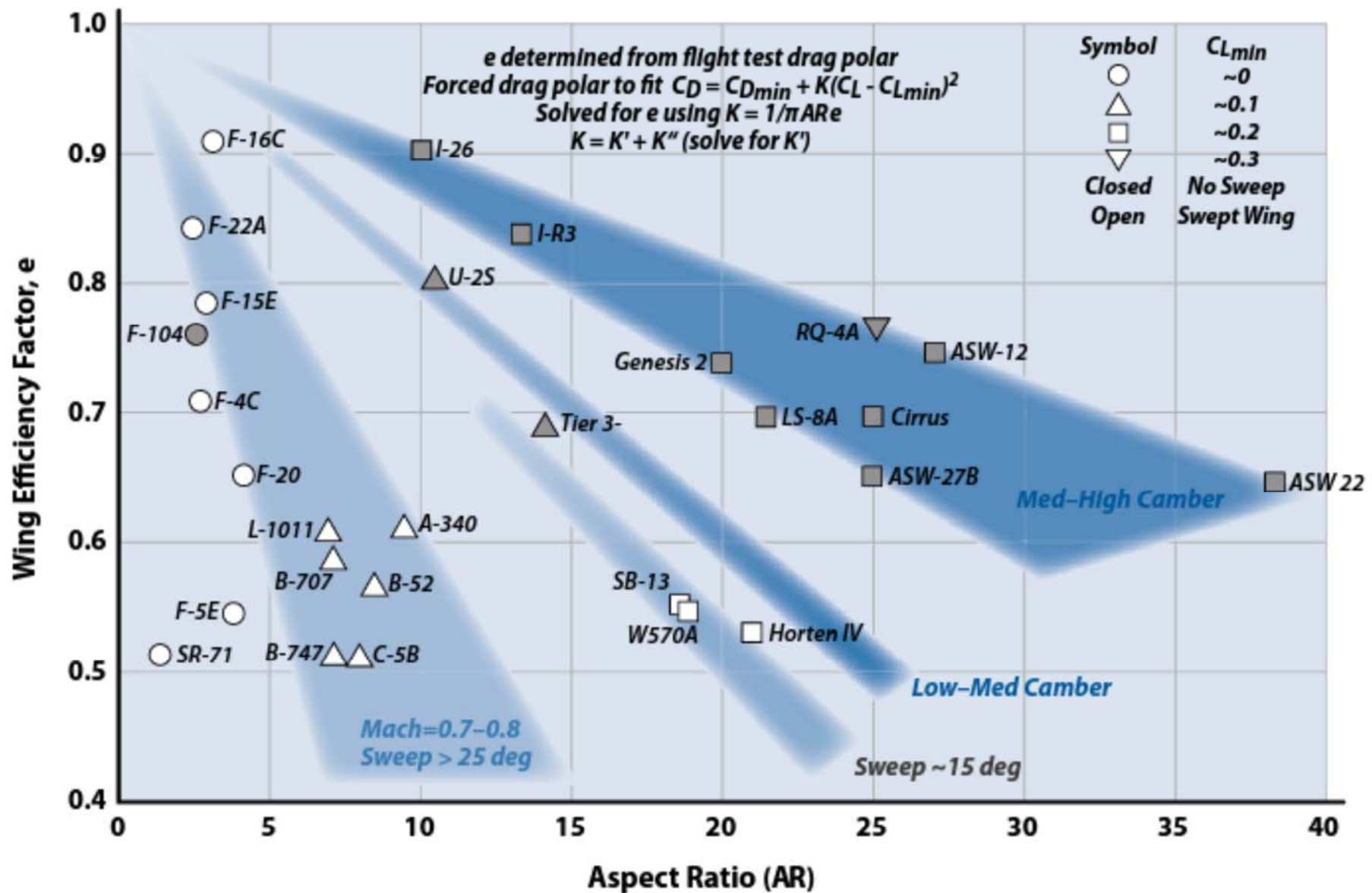


Figure G.9 Subsonic wing efficiency (*e*) vs aspect ratio for various aircraft.

# Dimensionado Inicial – Initial Sizing

- Dimensionado del avión: a través del motor
  - Rubber Engine Sizing
    - Las características del motor pueden ser extendidas para cumplir con requisitos de ciertos segmentos de la misión.
    - Característico de los aviones de combate y algunos de transporte
    - Requiere de la estimación de W/S y T/W
  - Fixed-Engine Sizing
    - Debido al alto coste de producción de los motores actuales,
    - El diseño de aviones de transporte comercial se parte de un motor específico, para determinar las características necesarias del diseño.
    - Se suele utilizar inicialmente (primeras etapas de diseño) Rubber-Engine Sizing para determinar que motor seleccionar.



# Fixed Engine Sizing - I

- Debido al alto coste de producción de los motores actuales, en el diseño de aviones de transporte comercial se parte de un motor específico, para determinar las características necesarias del diseño.
- Se suele utilizar inicialmente (primeras etapas de diseño) Rubber-Engine Sizing para determinar que motor seleccionar.
- El alcance o las actuaciones van a un segundo plano y se les permite variar a medida que el avión es dimensionado:

- Alcance:

- T/W requerido seleccionado para generar actuaciones deseadas.

$$W_0 = N \frac{T_{\text{per engine}}}{(T/W)} \Leftrightarrow N = \text{number of engines}$$

- Determinación del T/W en despegue
- Proceso iterativo para el alcance (u otros parámetros)
- Actuaciones como requisito
  - TOGW determinado por requisitos de combustible
  - El motor puede que no suministre el T/W necesario
  - Proceso iterativo para determinar W<sub>0</sub>, pero con la excepción de que T/W es variado

# Fixed Engine Sizing - II

- Una vez determinado el peso de despegue, el alcance y puede ser determinado a partir de:

$$W_0 = W_{crew} + W_{\text{fixed payload}} + W_{\text{dropped payload}} + W_{fuel} + \left(\frac{W_e}{W_0}\right) W_0$$

- El valor conocido del peso de despegue ( $W_0$ ) es utilizado en el proceso iterativo variando el alcance en cada uno de los segmentos, o en solo algunos de ellos hasta que el valor calculado es equivalente al conocido.
  - Se puede variar no solo el alcance, sino otros parámetros.
    - Requisitos de combustible
    - Requisitos de T/W
- Para el caso del gasto de combustible durante el segmento de combate, el gasto de combustible es tratado como una pérdida de peso en el cálculo de  $W_0$ :
  - Consumo específico por el empuje de combate y el tiempo de duración

$$W_f = CTd \quad \Rightarrow \quad \begin{array}{l} C \Rightarrow \text{SFC} \\ T \Rightarrow \text{Thrust} \\ d \Rightarrow \text{time of combat} \end{array}$$

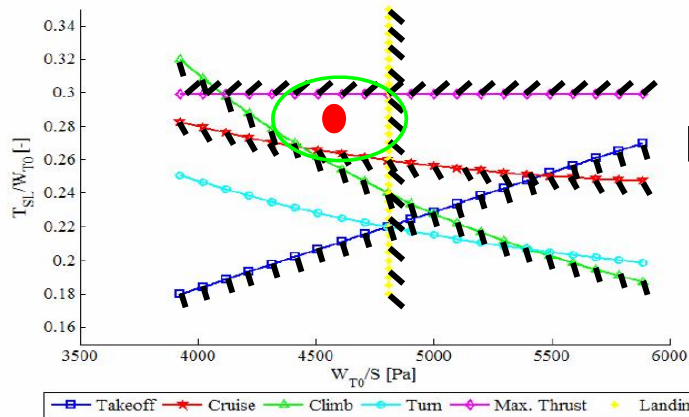
# Rubber Engine Sizing

- Rubber Engine Sizing:
  - Las características del motor pueden ser extendidas para cumplir con requisitos de ciertos segmentos de la misión.
  - Característico de los aviones de combate y algunos de transporte
- Requiere de la estimación de W/S y T/W
  - Tanto el relación entre el empuje y el peso del avión como la carga de las alas, son las dos características más importantes a la hora de determinar y optimizar las actuaciones del avión.
- Procedimientos para estimar T/W
  - Métodos Estadísticos
  - Thrust Matching: Analizando requisitos en segmentos de la misión:
    - Crucero
    - Despegue
    - Subida
- Procedimientos para Estimar W/S
  - Métodos estadísticos
  - Teniendo en cuenta las actuaciones deseadas de nuestro avión.
    - Distancia de despegue
    - Distancia de aterrizaje
    - Condiciones de crucero
    - Maniobras de giro:
      - Giro mantenido
    - Subida y planeo.
    - Techo de vuelo máximo
- Ambos parámetros tienen que ser optimizados simultáneamente

# ¿Cómo vamos a proceder? - I

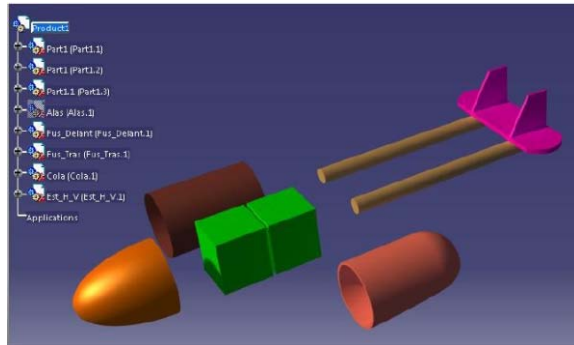
RFP → W/S & T/W

$$\frac{T_{t0}}{W_0} \geq \frac{T_{t0}}{T_{t0iter}} \frac{W_{loiter}}{W_{t0}} \left( \frac{K W_{t0} W_{loiter}}{q S W_{t0}} n^2 + \frac{C_{D0} q}{S W_{t0}} \right)$$

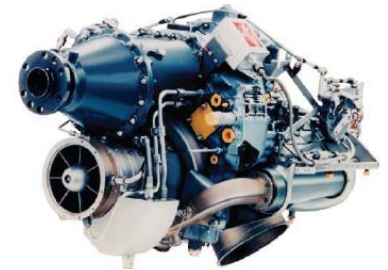


W/S & T/W (P/W)  
Elige

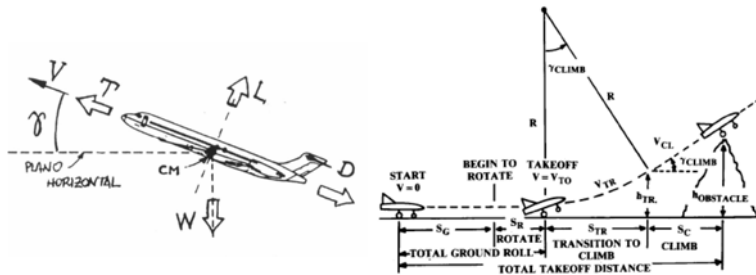
Elegidos  
W/S & T/W (P/W)



Estimación  
W



Elegidos  
W,S,T(P)



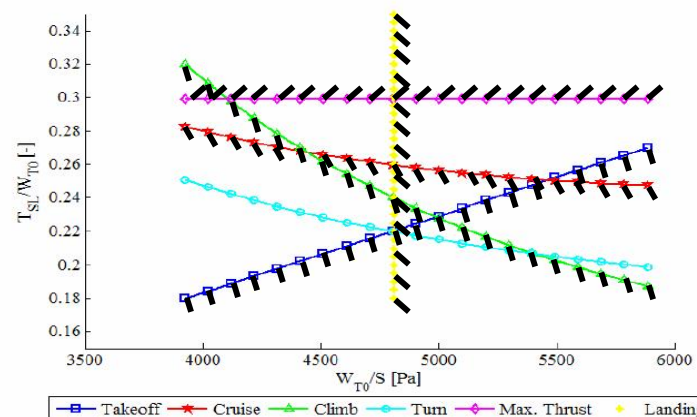
¿Cumple?  
Requisitos

RFP

Análisis de Actuaciones

# Estudio de los Segmentos de vuelo

- Para poder analizar en detalle y con precisión las actuaciones del avión es necesario el definir los diferentes segmentos, ya que cada segmento tiene necesidades muy diferentes:
  - Vuelo rectilíneo, nivelado y constante: Crucero.
  - Entrada en pérdida.
  - Despegue y aterrizaje.
  - Vuelo de subida constante: Ascenso
  - Viraje nivelado.
- Filosofía
  - Determinar los valores permisibles de  $T/W$  y  $W/S$  que satisfacen los rangos admisibles de actuaciones definidos por los requisitos del RFP.



# Carga Alar (W/S) - I

- Carga Alar (wing loading) es el peso del avión dividido por el área de referencia  $W/s_{ref}$
- Condiciones que está afectadas por la carga de las alas:
  - Velocidad de entrada en pérdida.
  - Actuaciones Carga de las alas para:
    - Crucero (alcance).
    - Espera (autonomía).
  - Actuaciones de giro:
    - Giro instantáneo y giro mantenido.
  - Distancia de despegue y aterrizaje.
  - Subida  $f(P_s)$  – excess power.
  - Planeo.

# Carga Alar (W/S) - II

**Table 6.1** Takeoff Wing Loading Trends

Dominant Mission Requirement	(W/S) <sub>TO</sub>	Example
High-altitude, long-endurance solar-powered ISR <sup>a</sup>	0.5–3.0	Helios
Competition sailplanes	7–12	ASW 17
Light civil aircraft with short range and field length	10–30	C-172
High-altitude, long-endurance hydrocarbon-powered ISR	25–50	RQ-4A
STOL <sup>b</sup> and utility transports	40–90	C-130
Short or intermediate range with moderate field length	50–90	Learjet 35
Long-range transports and bombers (>3000 n mile)	110–150	B 747
Fighter, high-altitude	30–60	F-106
Fighter, air-to-air	50–80	F-15A
Fighter, close air support	65–90	A-10A
Fighter, strike interdiction	90–130	F-4E
Fighter, interceptor	120–150	F-104G
Low-altitude subsonic cruise missiles	200–240	AGM-109

<sup>a</sup>Intelligence, surveillance, and reconnaissance.

<sup>b</sup>Short takeoff and landing.

**Table 5.5** Wing loading<sup>a</sup>

Historical trends	Typical takeoff W/S	
	lb/ft <sup>2</sup>	{kg/m <sup>2</sup> }
Sailplane	6	{30}
Homebuilt	11	{54}
General aviation—single engine	17	{83}
General aviation—twin engine	26	{127}
Twin turboprop	40	{195}
Jet trainer	50	{244}
Jet fighter	70	{342}
Jet transport/bomber	120	{586}

<sup>a</sup>In mks units, multiply metric values times  $g = 9.807$  to use in equations.

# Carga Alar (W/S) - III

No	Aircraft	Type	W <sub>TO</sub> (lb)	S (ft <sup>2</sup> )	P (hp)	W/S (lb/ft <sup>2</sup> )	W/P (lb/hp)
1	C-130 Hercules	Large Transport	155,000	1754	4×4508	88.37	8.59
2	Beech bonanza	Utility-Piston prop	2,725	178	285	15.3	9.5
3	Gomolzig RF-9	Motor glider	1642	193.7	80	8.5	20.5
4	Piaggio P180 Avanti	Transport	10,510	172.2	2×800	61	6.5
5	Canadair CL-215T	Amphibian	43,500	1080	2×2100	40.3	10.3
6	Socata TB30 Epsilon	Military trainer	2,756	97	300	28.4	9.2
7	DHC-8 Dash 8-100	Short range Transport	34,500	585	2×2000	59	8.6
8	Beechcraft King Air 350	Utility twin turboprop	15,000	310	2×1,050	48.4	7.14

## 1. Prop-driven aircraft

No	Aircraft	Type	W <sub>TO</sub> (lb)	S (ft <sup>2</sup> )	T (lb)	W/S (lb/ft <sup>2</sup> )	T/W (lb/lb)
1	Paragon spirit	Business jet	5,500	140	1,900	39.3	0.345
2	Cessna 650 Citation VII	Business jet	22,450	312	2 × 4,080	71.9	0.36
3	F-15 Eagle	Fighter	81,000	608	2 × 23,450	133.2	0.58
4	Lockheed C-5 Galaxy	Transport	840,000	6,200	4 × 43,000	135.5	0.205
5	Boeing 747-400	Airliner	800,000	5,825	4 × 56,750	137.3	0.28
6	F-5A Freedom Fighter	Fighter	24,700	186	2 × 3500	132.3	0.283
7	AV-8B Harrier II	VTOL Fighter	20,750	243.4	23,500	85.2	1.133
8	F-16C Falcon	Fighter	27,185	300	29,588	90.6	1.09
9	B-2 Spirit	Bomber	336,500	5,000	4 × 17,300	67.3	0.206
10	Eurofighter	Fighter	46,297	538	2 × 16,000	86	0.691
11	Embraer EMB 190	Regional jet	105,359	996	2×14,200	195.8	0.27

## 2. Jet aircraft



# Carga Alar (W/S) - III

- Determina el diseño del coeficiente de sustentación seleccionado ( $C_L$ ), y afecta en la resistencia ( $C_D$ ) a través del área bañada ( $S_{wett}$ ) y la envergadura del ala ( $b$ ).
- Afecta en gran manera al tamaño del avión en despegue:
  - Carga alar reducida = ala más grande,
    - Pero el aumento del ala puede generar mas resistencia que a su vez genera un mayor TOGW
- En diferentes configuraciones de vuelo, la carga de las alas será diferente, por lo que utilizar la estimación de CARGA ALAR MENOR para asegurar que se puede generar suficiente sustentación en todas las configuraciones.
  - Puede crear problemas si algunas de las situaciones delimitantes (como la velocidad de entrada en perdida) hacen que las actuaciones se vean afectadas en gran manera:
    - Buscar soluciones efectivas para solucionar las configuraciones en las que la carga de las alas sea menor:
      - sistemas hipersustentadores.

# Crucero: Alcance (W/S)

- Carga Alar en crucero (alcance):

- Para maximizar alcance durante el segmento de crucero, la carga de las alas deberá seleccionarse tal que  $L/D$  sea máximo:

$$\text{Maximum Prop Range} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{\pi AeC_{D_0}}$$

$$\text{Maximum Jet Range} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{\pi AeC_{D_0}/3}$$

**iiiCorregir  $W_0/S!!!$**

- Es necesario introducir los coeficientes aerodinámicos:

- **e: oswald efficiency**

- $\sim 0.6 - 0.8$  para aviones de combate
- $\sim 0.8$  para el resto de aviones

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{range} \Rightarrow \left(\frac{W_0}{S}\right)_{TO} = \left(\frac{W}{S}\right)_{range} \frac{W_0}{W_{range}} \frac{S_{range}}{S_0}$$

- **$C_{D_0}$** : coeficiente de resistencia en sustentación nula

- $\sim 0.015$  para aviones jet
- $\sim 0.02$  para aviones de hélice en configuración limpia
- $\sim 0.03$  para aviones de hélice en configuración sucia (tren de aterrizaje fijo)

- Métodos más precisos para obtener estos valores serán introducidos más tarde.

- A medida que **el avión vuela en crucero**, el **peso se reduce** debido al combustible quemado, por lo que la **carga de las alas** también se **reduce ( $W/S$ )**.

- Para **optimizar la eficiencia de crucero**, mientras la carga de las alas es reducida, implica el **reducir la presión dinámica**, lo que implica ascender para obtener una menor densidad:

- **cruise-climb**

- El **cruise-climb** no es muy bien visto entre los controladores aéreos, ya que implica ir variando el régimen de vuelo de todos los aviones para optimizar el alcance:

- **Stair-step-climb schedule**

# Crucero: Autonomía (W/S)

- Carga Alar para autonomía :

- La mayoría de los aviones tendrán periodos de espera en algunos de los segmentos de su misión.
- Aviones comerciales tiene por regla que esperar para poder ser asignado un slot de aterrizaje.
- Para maximizar alcance durante el segmento de crucero, la carga de las alas deberá seleccionarse tal que L/D sea elevado:

$$\text{Maximum Jet Loiter} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{\pi AeC_{D_0}}$$

$$\text{Maximum Prop Loiter} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{3\pi AeC_{D_0}}$$

### iiiCorregir $W_0/S!!!$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{loiter} \Rightarrow \left(\frac{W_0}{S}\right)_{TO} = \left(\frac{W}{S}\right)_{loiter} \frac{W_0}{W_{loiter}} \frac{S_{loiter}}{S_0}$$

- Se asume que la **velocidad** y **altura** son **conocidas**.
  - Si la altura **no está fijada**, se selecciona la **mejor altura para reducir el consumo específico de combustible** (30,000-40,000 pies).
- **Generalmente** la **velocidad de espera no es especificada**, y es el diseñador el que tiene que determinar cual es la velocidad optima.
- Tener en cuenta que es **raro** el utilizar las ecuaciones de **espera** para **optimizar una operación** a no ser que sea un avión cuya misión sea mantenerse durante el mayor tiempo posible en vuelo.

- **Especificaciones FAR delimitan las condiciones subida** en:
  - Todas ellas son **condiciones extremas** en las que la **resistencia es superior a la normal**:
    - Fallo del motor.
    - Tren de aterrizaje bajado.
    - Posición de superficies hipersustentadoras.
- El método para seleccionar la carga de las alas sigue los siguientes pasos:
  - Gradiente de subida
    - Ratio entre las distancia vertical y horizontal recorridas.

climb gradient =  $V_v/V \sim 4\%$

$$G = \frac{T - D}{W} \quad \longrightarrow \quad \frac{D}{W} = \frac{T}{W} - G \quad \longleftarrow \quad \frac{D}{W} = \frac{qSC_{D_0} + \frac{qS}{\pi Ae} C_L^2}{W} = \frac{qC_{D_0}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}$$

- Resolviendo ambas ecuaciones
 
$$\frac{W}{S} = \frac{q\pi Ae}{2} \left\{ \left[ \left( \frac{T}{W} \right) - G \right] \pm \sqrt{\left[ \left( \frac{T}{W} \right) - G \right]^2 - \frac{4C_{D_0}}{\pi Ae}} \right\}$$
- **T/W** tiene que ser elegido teniendo en cuenta las condiciones de vuelo y el peso considerado durante la maniobra, lo que implica que tiene que ser **normalizado** por el peso de la maniobra y llevado al **peso de despegue** para obtener la carga alar asociada
- Independientemente de lo "limpio" que sea tu diseño, **T/W** tiene que ser mayor que el Gradiente de subida deseado.

$$\left( \frac{T}{W} \right) \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi Ae}}$$

- Las mismas ecuaciones pueden ser usadas para determinar la senda de planeo  $T/W=0$

# Virajes Nivelados - II

- La **velocidad de giro instantánea** define la condición en la que el **avión** reduce su **velocidad durante** el giro para **maximizar** dicha maniobra:
  - El **factor de carga** está **delimitado** por el **coeficiente de sustentación** máximo o los **límites estructurales** del avión.
- Durante un **viraje con velocidad** de giro mantenida, **NO** se **permite** que el avión **pierda** ni **velocidad** ni **altura**:
  - El factor de carga máxima asumiendo que el eje de empuje está aproximadamente alineado con la dirección de vuelo

$$n = (T/W)(L/D) \quad \longrightarrow \quad C_L = nW/qS \quad \longrightarrow \quad n = \sqrt{\frac{q}{K(W/S)} \left( \frac{T}{W} - \frac{qC_{D0}}{W/S} \right)}$$

## Emplear factores de carga (n) definidos en el RFP

- El **factor de carga** para **giro mantenido** puede maximizarse **volando** con **eficiencia aerodinámica max** (L/Dmax)

- Para Jet

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

$$C_{L \min \text{ thrust or drag}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

- Para Prop

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

$$C_{L \min \text{ power}} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}}$$

# Giro mantenido

- La **maniobra de giro mantenido** puede ser importante en situaciones de **espera**, o de evasión de objetos.
- Giro mantenido es generalmente expresado en términos del **factor de carga máxima** ( $n$ ) en condiciones de vuelo específicas en las que el avión puede mantener dichas **condiciones sin perder velocidad ni altura**.
- Si se ha de mantener la velocidad, entonces  **$T=D$**

$$n = \frac{T}{W} \frac{L}{D}$$

- Se **maximiza  $n$**  maximizando  **$T/W$  y  $L/D$**

- $L/D_{\max}$  ocurre

$$qSC_{D_0} = qS \frac{C_L^2}{\pi Ae}$$

- **Durante un giro**, la **sustentación** es **igual** al **peso multiplicado** por el factor de carga ( $n$ ), de tal manera que

$$\frac{W}{S} = \frac{q}{n} \sqrt{\pi Ae C_{D_0}}$$

- **Igualando Empuje ( $T$ ) y Resistencia ( $D$ )** obtenemos la carga de las alas necesaria para mantener un factor de carga  $n$  utilizando todo el empuje disponible

$$T = qSC_{D_0} + qS \left( \frac{C_L^2}{\pi Ae} \right) = qSC_{D_0} + \left( \frac{n^2 W^2}{qS \pi Ae} \right) \quad \longrightarrow \quad \frac{T}{W} = \frac{qC_{D_0}}{W/S} + \frac{W}{S} \left( \frac{n^2}{q\pi Ae} \right)$$

- **Resolviendo para  $W/S$**  para generar la **carga de las alas** necesaria para un factor de carga ( $n$ ):

$$\frac{W}{S} = \frac{q\pi Ae}{2n^2} \left[ \left( \frac{T}{W} \right) \pm \sqrt{\left( \frac{T}{W} \right)^2 - \frac{4n^2 C_{D_0}}{\pi Ae}} \right] \quad \longrightarrow \quad \left( \frac{T}{W} \right) \geq 2n \sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi Ae}}$$

**Se tiene que satisfacer**

# Velocidad de entrada en pérdida - I

- La velocidad de entrada en pérdida viene determinada por la carga de las alas y el coeficiente de sustentación máximo ( $C_{L_{max}}$ )
- Especificaciones para velocidades de entrada en pérdida máximas en FAR – MIRAR NORMATIVA APLICABLE.
- Velocidad de acercamiento suele ser  $1.3 V_{stall}$ .

$$W_{to} = L = \frac{1}{2} \rho S V_{stall}^2 C_{L_{max}} \Rightarrow \frac{W_{to}}{S} \leq \frac{1}{2} \rho V_{stall}^2 C_{L_{max}}$$

- La **dificultad** estriba en **obtener**  $C_{L_{max}}$  depende:
  - Geometría del ala.
  - Forma del perfil.
  - Geometría de las aletas hipersustentadoras (**flap**) y ubicación respecto a la envergadura.
  - Geometría de las aletas de ranura (**slats**).
  - Número de Reynolds.
  - Textura de la superficie.
  - Interferencias de otras partes del avión (fuselaje, góndolas de los motores, pilones de las góndolas).
  - Trimado de la superficie horizontal (positivo o negativo).
  - Chorro de los motores si están dirigidos directamente en las alas.

# Velocidad de entrada en pérdida - II

FAR 23: a single engine aircraft and also multi-engine aircraft with a maximum take-off weight of less than 6,000 lb may not have a stall speed greater than 61 knot.

A very light aircraft (VLA) that is certified with EASA may not have a stall speed greater than 45 knot.

- (FAR 23)  $V_s \leq 61$  knot
- (EASA CS-VLA)  $V_s \leq 45$  knot

No	Aircraft type	$C_{Lmax}$	$V_s$ (knot)
1	Hang glider/Kite	2.5-3.5	10-15
2	Sailplane/Glider	1.8-2.5	12-25
3	Microlight	1.8-2.4	20-30
4	Very light	1.6-2.2	30-45
5	GA-light	1.6-2.2	40-61
6	Agricultural	1.5-2	45-61
7	Homebuilt	1.2-1.8	40-70
8	Business jet	1.6-2.6	70-120
9	Jet transport	2.2-3.2	95-130
10	Supersonic fighter	1.8-3.2	100-120

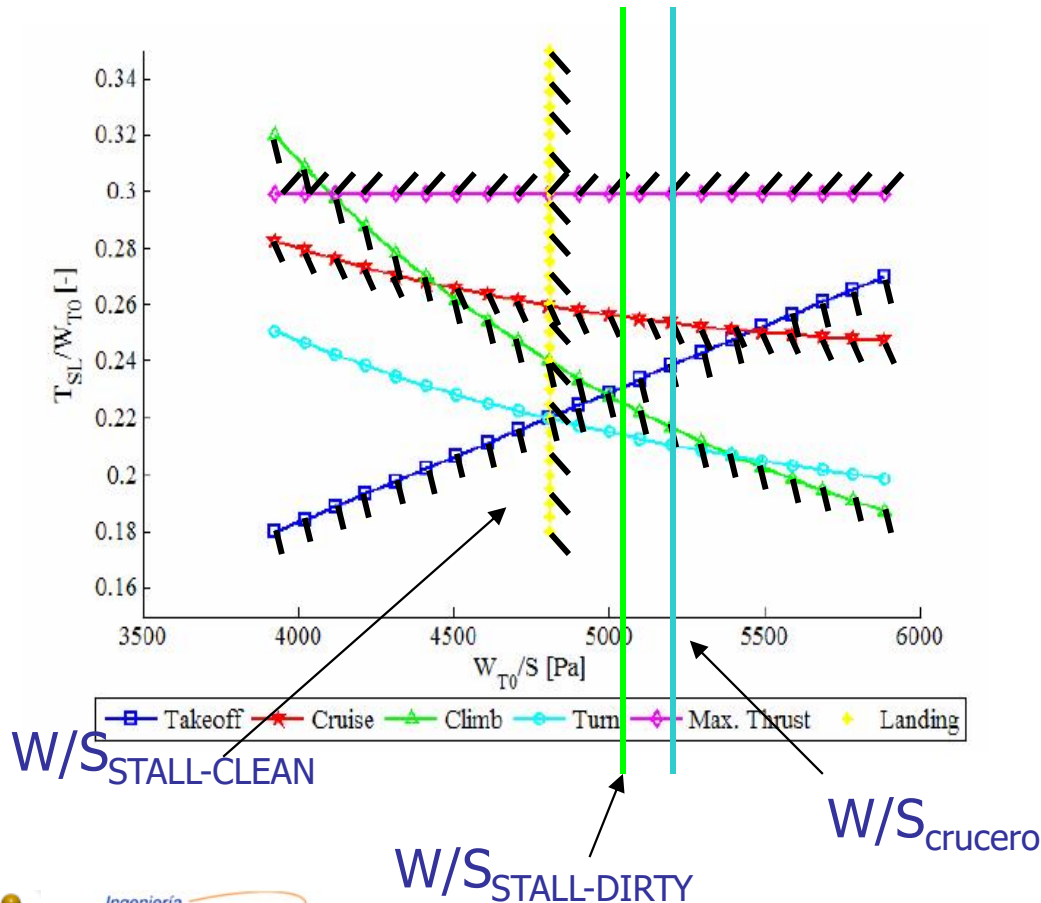
Table 4.11. Typical values of maximum lift coefficient and stall speed for different types of aircraft



# Entrada en pérdida - IV

- En función de los requisitos del RFP puede que sea necesario calcular parámetros que van a ser muy determinantes a la hora de determinar la geometría del avión (W/S) W

- W/S - configuración limpia a nivel del mar (no de mucha utilidad)
- W/S - configuración sucia a nivel del mar (de utilidad para determinar despegue y aterrizaje)
- W/S - configuración limpia (corrección de la W/S en configuración limpia para la altitud de crucero, y asegurarse que en crucero que la velocidad de máxima autonomía no está cerca de la velocidad de entrada en pérdida)



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

$$\frac{W_{h1}}{W_{h2}} = \frac{\frac{1}{2} \rho_{h1} V_{STALL_{CLEAN}}^2 S C_{L_{max_{CLEAN}}}}{\frac{1}{2} \rho_{h2} V_{STALL_{DIRTY}}^2 S C_{L_{max_{DIRTY}}}}$$

$$V_{STALL_{DIRTY}} = \sqrt{\frac{W_{h2}}{W_{h1}} \frac{\frac{1}{2} \rho_{h1} V_{STALL_{CLEAN}}^2 S C_{L_{max_{CLEAN}}}}{\frac{1}{2} \rho_{h2} S C_{L_{max_{DIRTY}}}}}$$

# Superficies Hipersustentadoras - I

- Diferentes **configuraciones** de **despegue** y **aterrizaje**, por lo que implica diferentes  $C_{L_{max}}$ 
  - Generalmente  $C_{L_{max}}$  despegue  $\approx 80\%$   $C_{L_{max}}$  aterrizaje
    - **¿Por qué?** (resistencia)
- Alas con envergadura superior a 5  $\Rightarrow C_{L_{max}}$  90% del  $C_{L_{max}}$  del perfil asumiendo que la distribución de la sustentación sea elíptica

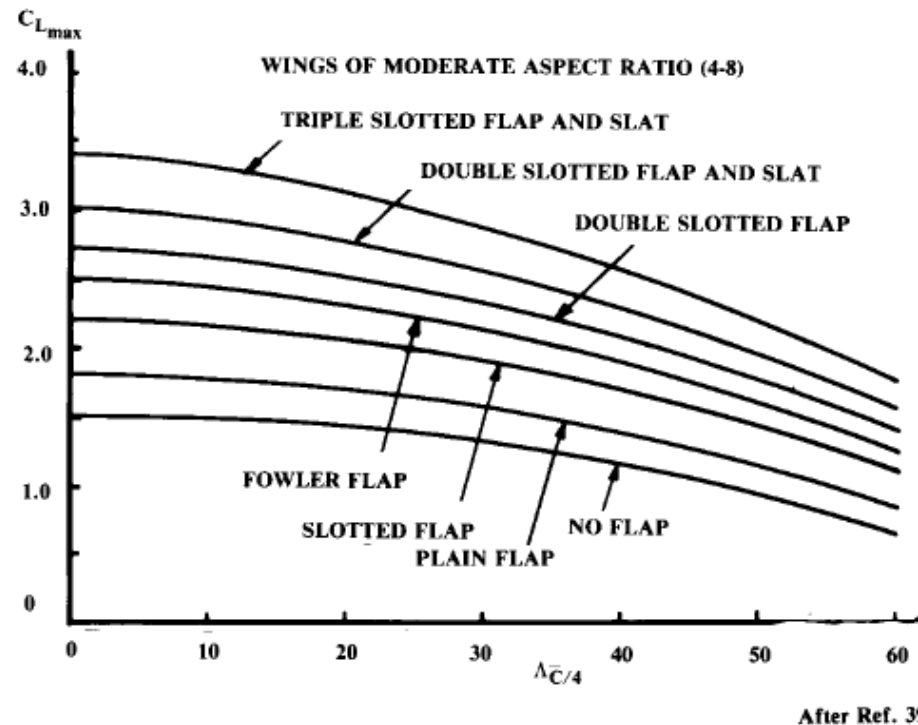
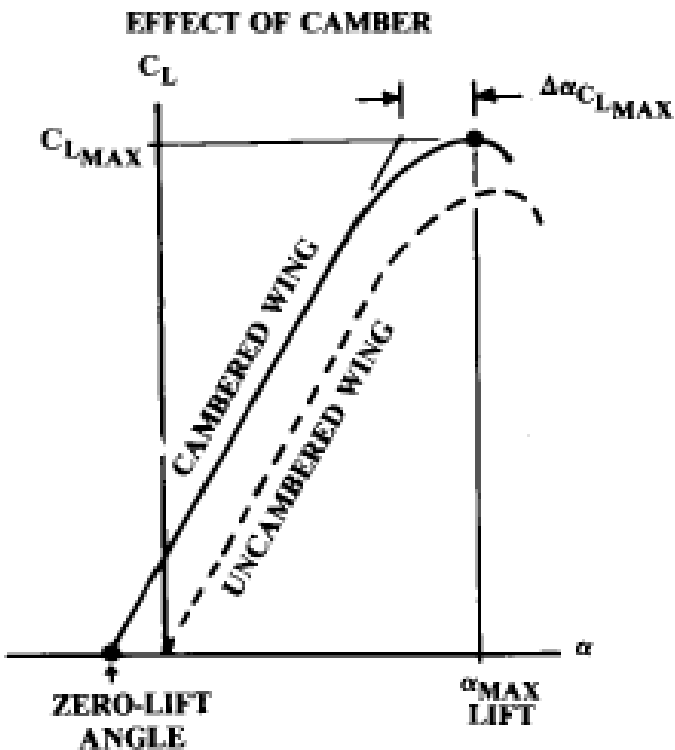


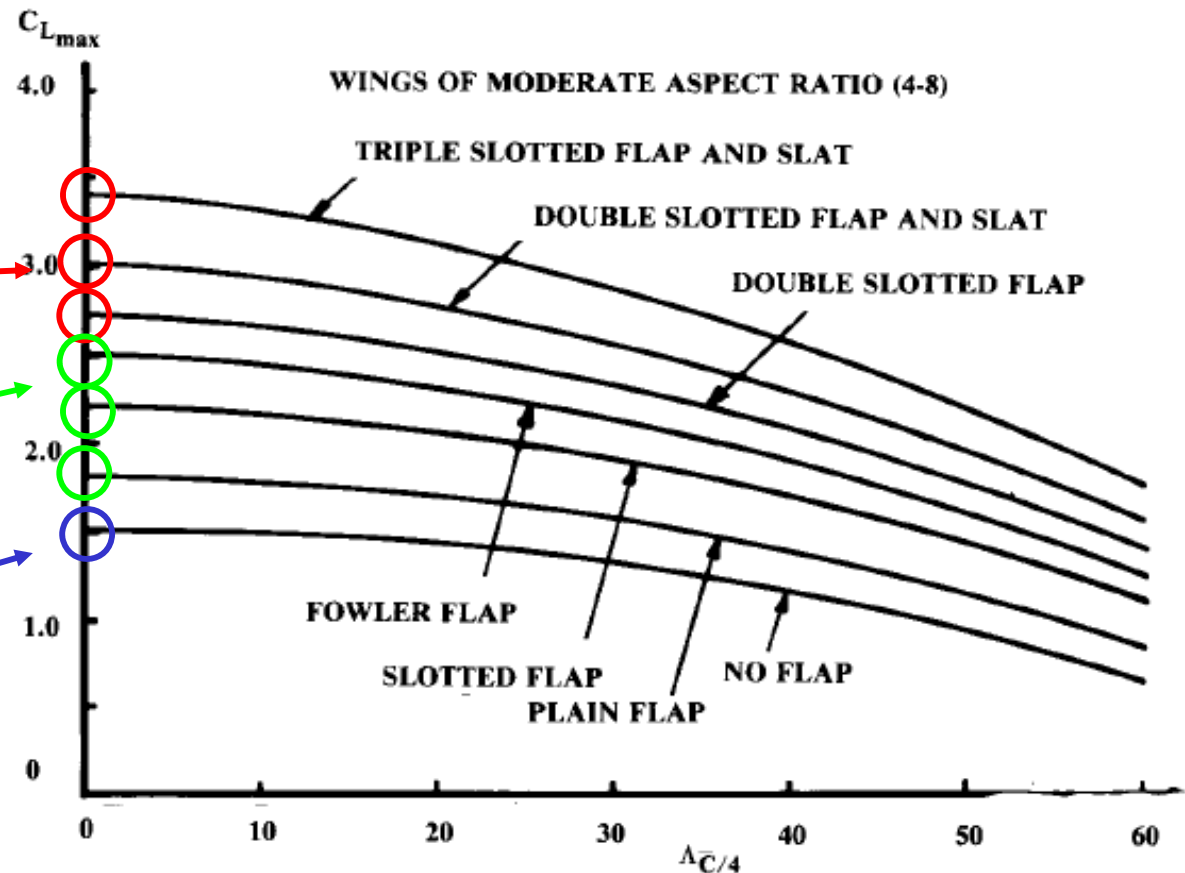
Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

# Superficies Hipersustentadoras - II

Configuración  
Despegue avanzada

Configuración  
Despegue sencilla

Configuración limpia



After Ref. 39

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

# Superficies Hipersustentadoras - III

Metodologías más avanzadas más adelante

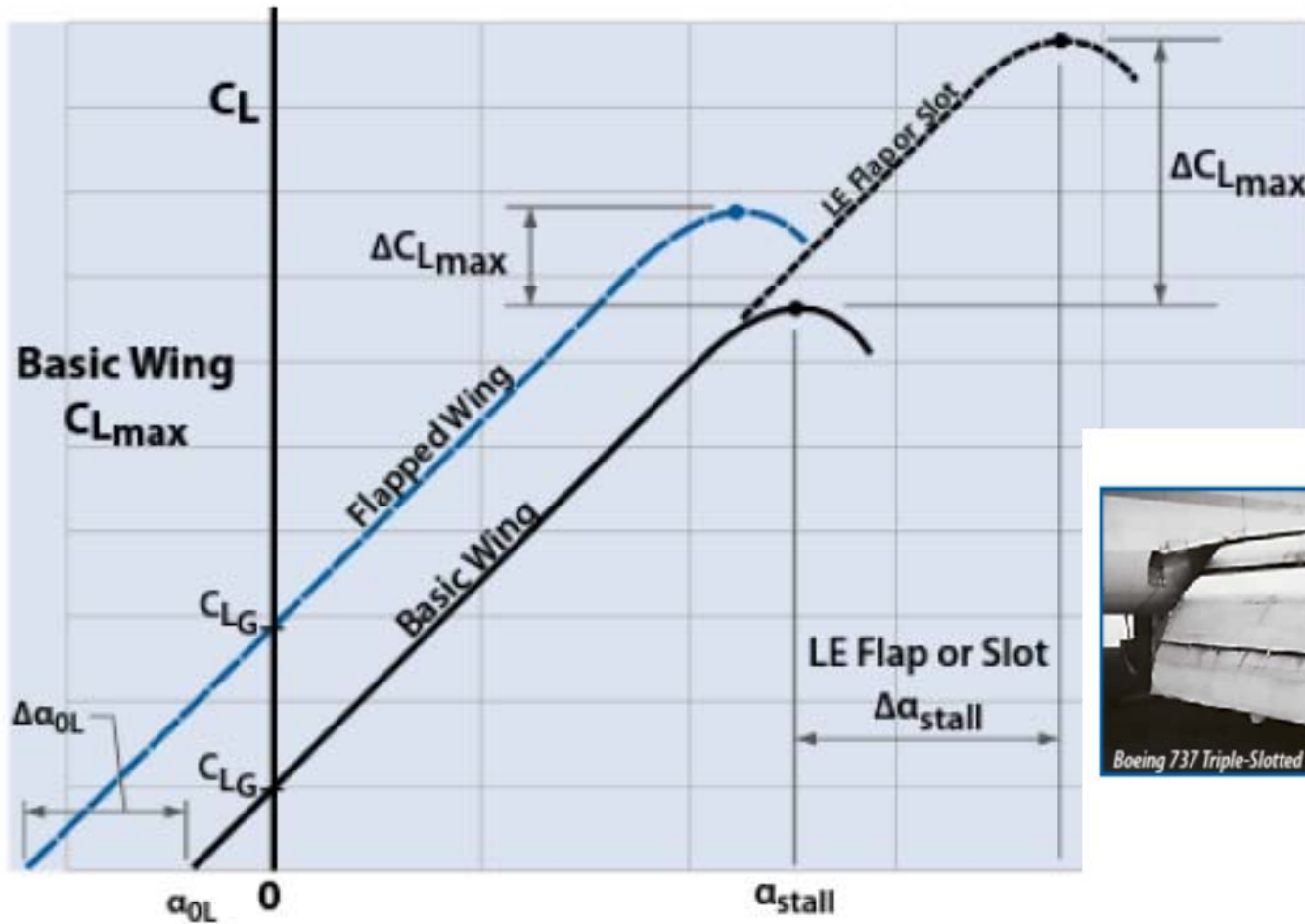


Figure 9.22 Construction of wing lift curves for mechanical h

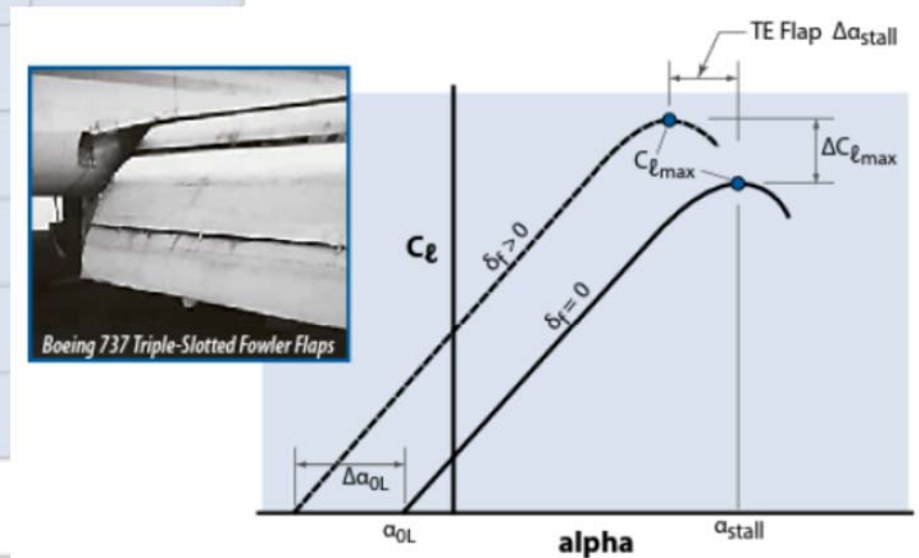
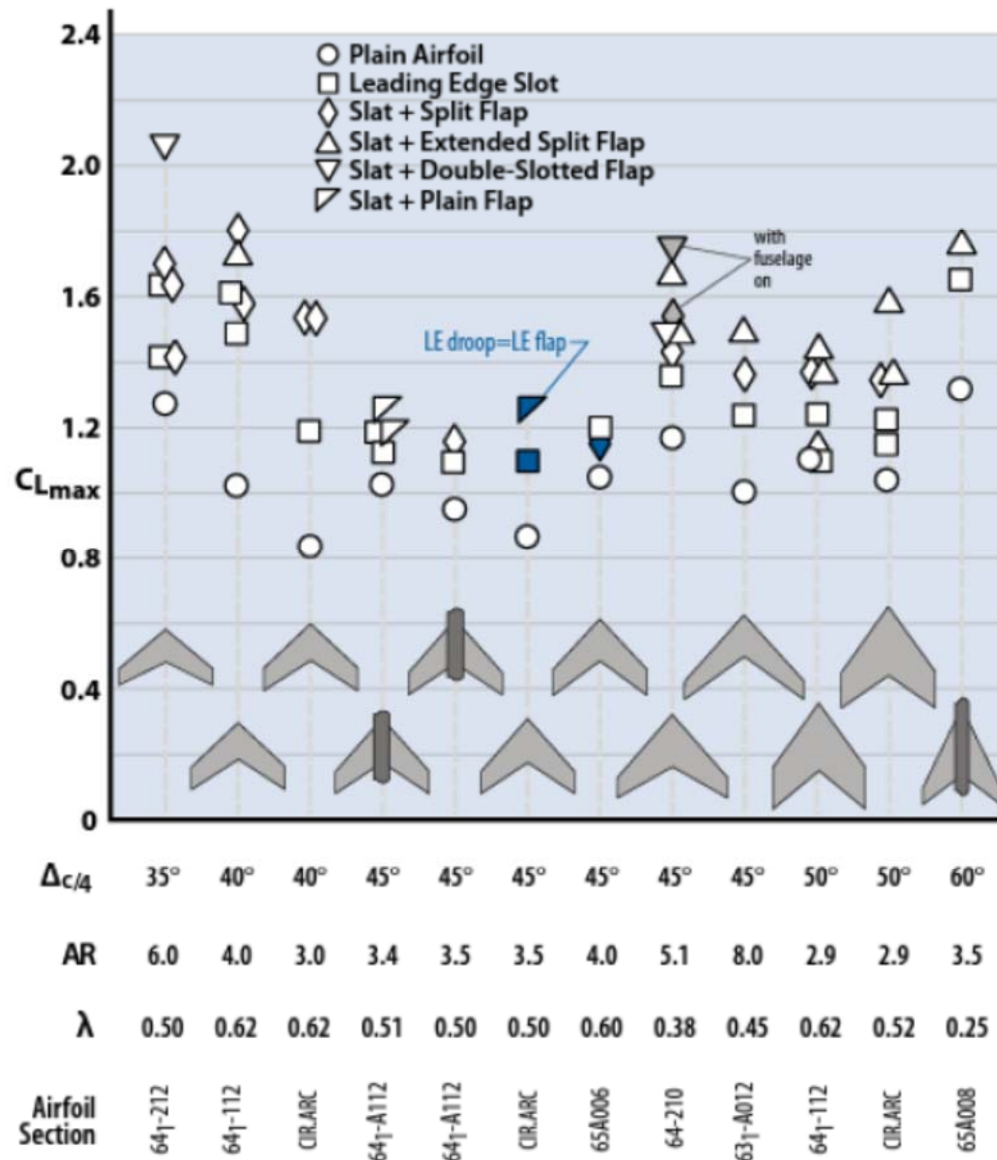


Figure 9.8 Construction of section lift curves for TE flaps.

# Cálculo preliminar del $C_{Lmax}$ - I

**Table 9.2** Summary of Maximum Lift Coefficient Obtained with Various Types of High-lift Devices (data from [5,8,9])



**Table 9.3** Typical High-Lift Device Data

$\Delta = 35$ deg, $AR = 5.76$ , $\lambda = 0.54$ Airfoil section: 10% symmetrical		
Arrangement	$C_{Lmax}$	$\alpha_{stall}$
Plain wing	0.90	16
20% full-span split flap, $\delta f = 60$	1.45	10.6
20% full-span slat	1.38	23.6
20% full-span LE flap	1.49	26.5
20% full-span split flap + 20% full-span LE flap	2.01	19.7
$\Delta = 0$ deg, $AR = 4.0$ , $\lambda = 1.0$ $Re = 10^5$ Airfoil section: NACA 0010		
Arrangement	$C_{Lmax}$	$\alpha_{stall}$
Plain wing	0.80	13
30% full-span split flap, $\delta f = 40$ deg	1.52	10
20% full-span slat	1.36	24

# Cálculo preliminar del $C_{Lmax}$ - II

- Una buena aproximación es el calcular el ángulo de ataque en el que las zonas del ala que generan más sustentación van a entrar en pérdida.

**Método más avanzado presentados en futuras revisiones**

$$C_{Lmax} \cong 0.9 \left[ (C_{lmax})_{flapped} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} + (C_l)_{unflapped} \frac{S_{unflapped}}{S_{ref}} \right]$$

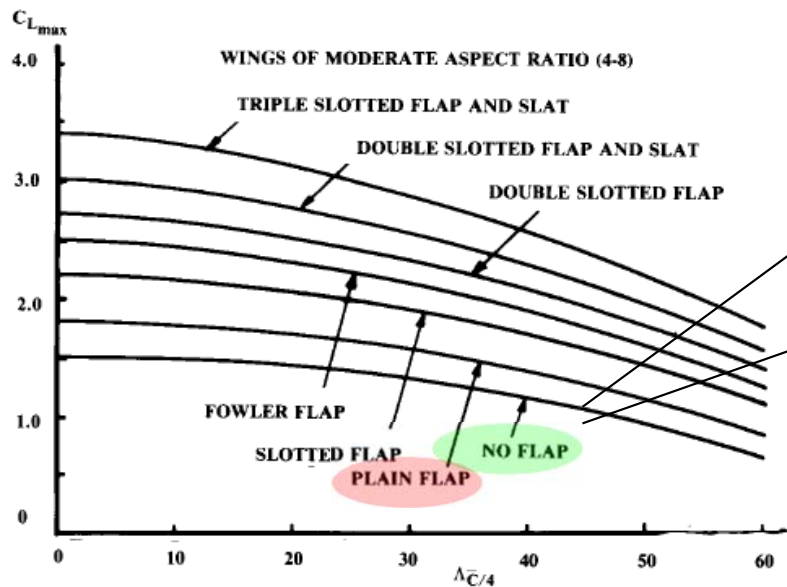


Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

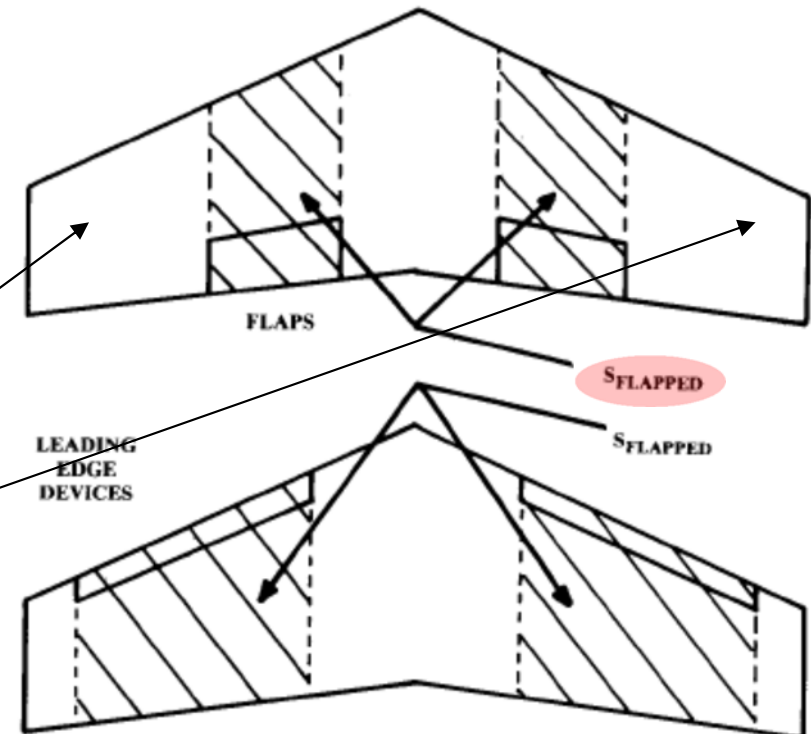
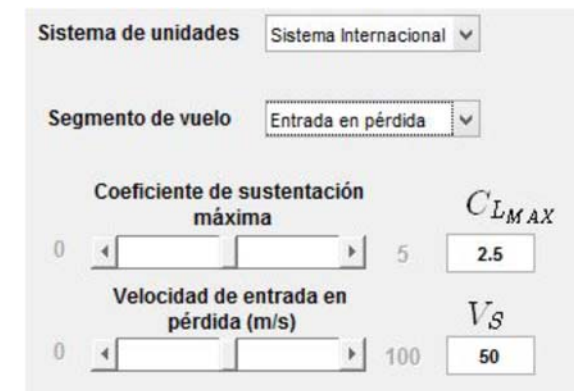
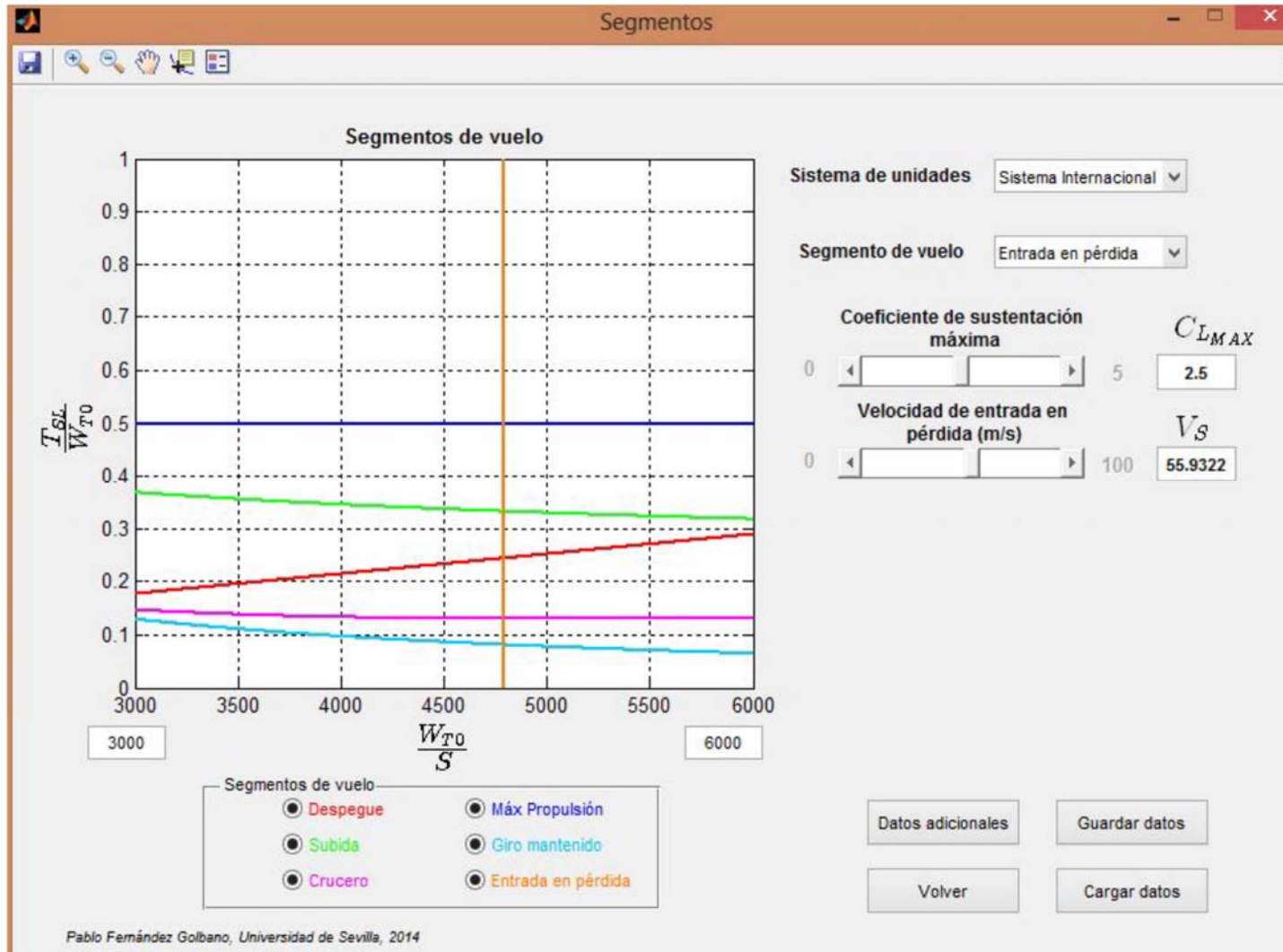


Fig. 12.19 "Flapped" wing area.

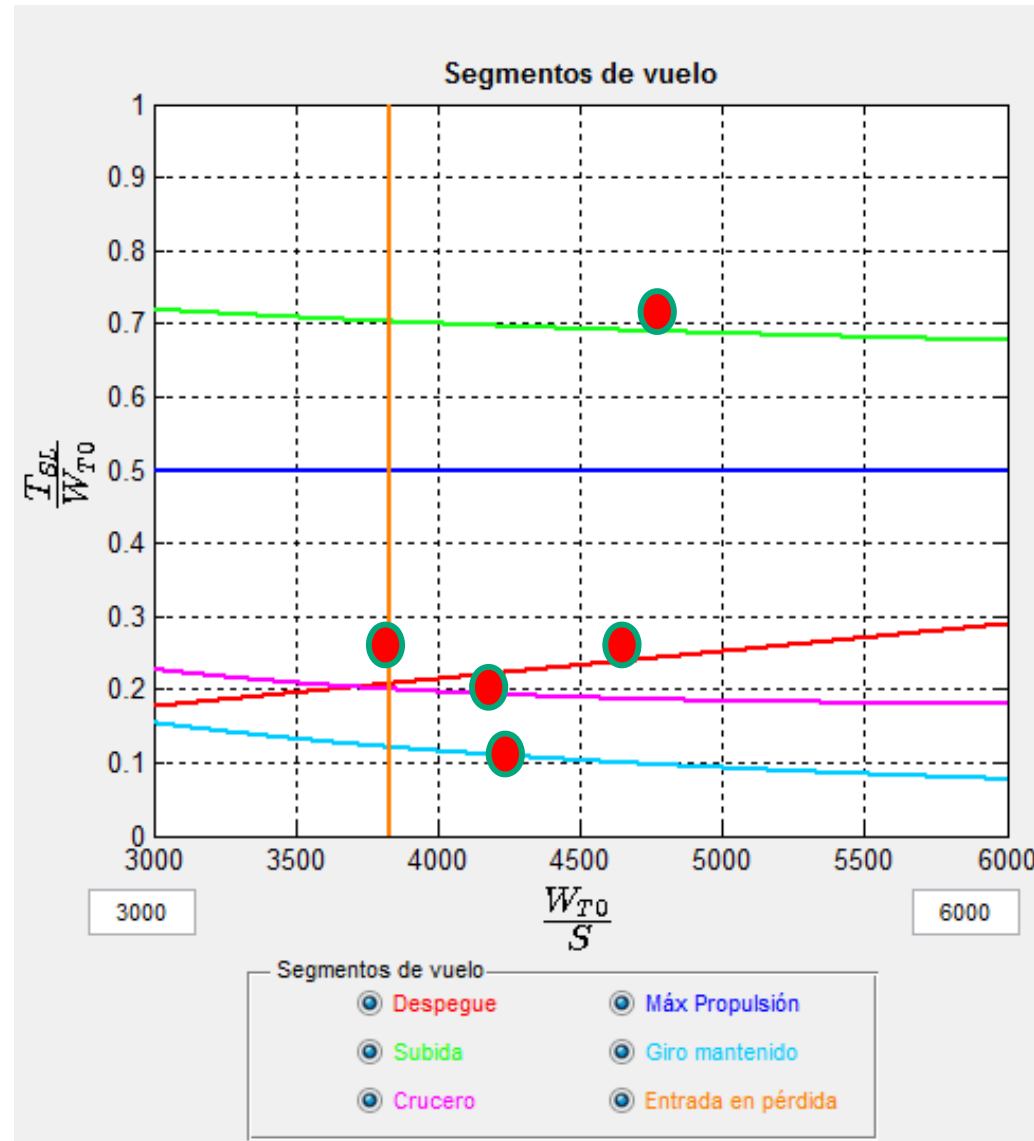
# Academic Performance

## Entrada en Pérdida



# Requisitos Carga alar

Only one point -> Need to ensure T/W & W/S satisfies all segments





# Definición Relación Empuje/Peso (T/W)

- Medida directa de las actuaciones de una avión:
- Relacionado con aviones de reacción.
  - Para aviones de hélice el equivalente es la relación de carga por caballo de fuerza (Power Loading o Horsepower-to-weight)
- T/W alto permitirá a un avión:
  - acelerar más rápidamente
  - subir mar rápidamente
  - llegar de antes a la velocidad máxima
  - mantener ratios de giro más elevados.
- T/W alto: (p.e. motores más grandes )
  - mayor consumo combustible.
  - aumenta el peso de despegue bruto (TOGW) para una misma misión.
- T/W varía con altitud y con velocidad.
  - El peso varia a medida que el combustible es quemado.
  - El empuje varía con la velocidad y la altitud.
- En términos de diseño, T/W se refiere a:
  - condiciones estáticas (velocidad cero).
  - condiciones estándar a nivel del mar.
  - Condiciones de peso de despegue.
  - Empuje máximo.

# Estimación Estadística T/W

- Valores para aviones similares

**Table 5.1 Thrust-to-weight ratio ( $T/W$ )<sup>a</sup>**

Aircraft type	Typical installed $T/W$
Jet trainer	0.4
Jet fighter (dogfighter)	0.9
Jet fighter (other)	0.6
Military cargo/bomber	0.25
Jet transport (higher value for fewer engines)	0.25–0.4

<sup>a</sup>In mks units, the thrust force is found as  $T/W$  times mass times  $g = 9.807$ .

- T/W está intrínsecamente relacionado con  $V_{\max}$ 
  - Primera aproximación teniendo en cuenta que son sólo validas para rangos de velocidades razonables dentro de cada tipo de avión, y siempre sólo como referencia inicial.

**Table 5.3  $T/W_0$  vs  $M_{\max}$**

$T/W_0 = a M_{\max}^C$	$a$	$C$
Jet trainer	0.488	0.728
Jet fighter (dogfighter)	0.648	0.594
Jet fighter (other)	0.514	0.141
Military cargo/bomber	0.244	0.341
Jet transport	0.267	0.363

# Definición Power Loading (P/W)

- Para aviones de hélice el equivalente es la relación de carga por caballo de fuerza (Power Loading o Horsepower-to-weight)
- Power loading tiene connotación opuesta a la de T/W:
  - Elevado Power loading implica un motor más pequeño.
  - Power loading suele variar entre 10-15 para la mayoría de aviones lb/hp
  - Aviones acrobáticos suelen tener power loadings más bajos  $\sim 6$
- Se trabajará siempre con T/W por lo que es necesario saber la relación entre ambas relaciones:

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{\eta_p}{V}\right) \left(\frac{P}{W}\right) = \left(\frac{550\eta_p}{V}\right) \left(\frac{hp}{lb}\right) \quad \eta \sim \mathbf{0.75}$$

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}}$$

Diagrama de la ecuación de L/D con estimaciones:

- Estimación  $C_{D0}$  apunta a  $qC_{D0}$
- Estimación W/S apunta a  $\frac{W}{S}$
- Estimación AR (A) apunta a  $\frac{1}{q\pi Ae}$
- Estimación  $e \sim 0.85$  apunta a  $\frac{1}{q\pi Ae}$

- Método de Ajuste de Empuje (Thrust Matching)
  - Se analiza los requisitos de empuje en cada uno de los segmentos críticos:
    - Crucero, Despegue, Subida
  - Se requiere de una estimación de L/D:
    - Estadística  $f(S_{wet}/S_{ref})$ : Una vez que se tenga información del nuevo diseño SE TIENE QUE RECALCULAR LOS REQUISITOS DE T/W
    - Estimación mediante métodos analíticos: Component Build Up Method (visto más adelante).
  - Ajuste de relaciones T/W en función de la altitud

# Estimación Estadística P/W

- Valores para aviones similares

Table 5.2 Power-to-weight ratio

Aircraft type	Typical $P/W$		Typical power loading (lb/hp)
	hp/lb	{Watt/g}	
Powered sailplane	0.04	{0.07}	25
Homebuilt	0.08	{0.13}	12
General aviation—single engine	0.07	{0.12}	14
General aviation—twin engine	0.17	{0.3}	6
Agricultural	0.09	{0.15}	11
Twin turboprop	0.20	{0.33}	5
Flying boat	0.10	{0.16}	10

- P/W está intrínsecamente relacionado con  $V_{\max}$ . Si RFP no aporta  $V_{\max} \sim 1.25V_{\text{cruise}}$ 
  - Primera aproximación teniendo en cuenta que son sólo validas para rangos de velocidades razonables dentro de cada tipo de avión.

Table 5.4  $P/W_0$  vs  $V_{\max}$  knots or {km/hr}

$P/W_0 = a V_{\max}^C$ : hp/lb or {watt/g}	$a$	$C$
Sailplane—powered	0.043 {0.071}	0
Homebuilt—metal/wood	0.005 {0.006}	0.57
Homebuilt—composite	0.004 {0.005}	0.57
General aviation—single engine	0.025 {0.036}	0.22
General aviation—twin engine	0.036 {0.048}	0.32
Agricultural aircraft	0.009 {0.010}	0.50
Twin turboprop	0.013 {0.016}	0.50
Flying boat	0.030 {0.043}	0.23

# Thrust Matching - I: Crucero

iiiCorregir  $W_0/S$ !!!

## Hipótesis generalizada:

- Durante vuelo en crucero, nivelado y sin con velocidad constante, el empuje necesario es igual a la resistencia generada por el avión.

$$T_{TO} = \frac{0.5 P_{max}}{V_{TO}}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} \Rightarrow \left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} \left(\frac{W_{cruise}}{W_{TO}}\right) \frac{T_{TO}}{T_{cruise}}$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{cruise} = \frac{1}{(L/D)_{cruise}} \rightarrow \frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{\frac{W}{S}} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}}$$

$$\text{Maximum Prop Range} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{\pi AeC_{D0}}$$

$$\text{Maximum Jet Range} \Rightarrow (W/S) = q\sqrt{\pi AeC_{D0}/3}$$

## Para obtener una primera estimación se emplea la técnica de Thrust Matching

- L/D estimación bastante cruda, definiremos más adelante métodos más complejos y exactos.
  - Estadística  $f(S_{wet}/S_{ref})$ 
    - Una vez que se tenga información del nuevo diseño SE TIENE QUE RECALCULAR LOS REQUISITOS DE  $T/W$
  - Estimación mediante métodos analíticos:
    - Component Build Up Method (visto más adelante).

## Inicialmente se pueden emplear métodos estadísticos para determinar valores de **L/D**:

- Aviones de hélice L/D en crucero es igual al  $L/D_{max}$
- Aviones jet L/D en crucero es igual al 86.6%  $L/D_{max}$

$$T_{cruise} V_{cruise} = \eta_{cruise} P_{cruise}$$

Table 1: Optimal  $(L/D)_{max}$  vs. Flight Condition and Propulsion

Propulsion	Cruise	Loiter
Jet	$0.866 (L/D)_{max}$	$(L/D)_{max}$
Prop	$(L/D)_{max}$	$0.866 (L/D)_{max}$

# Thrust Matching - II

- Asume que el avión está volando a la altura óptima y con la carga de las alas adecuada (desconocida todavía).
- Hay que tener en cuenta:
  - En crucero se ha perdido ya combustible:
  - Rating (T) en crucero diferente del rating en condiciones estándar a nivel de mar.
  - Peso del avión en los segmentos previos y posteriores al crucero.
  - Los motores están diseñados para volar a la altura óptima para el consumo específico de combustible (SFC) (30,000-40,000 pies), pero el empuje disminuye con altitud.
- El empuje de crucero es menor que el empuje máximo en condiciones a nivel de mar
- Corregir con métodos más avanzados presentados a posteriori:
  - Corregir pesos
  - Corregir diferencia alturas
  - Corregir SFC
  - Corregir T

# Thrust Matching - III

- Las características de **T/W** tienen que ser en la medida posible extraídas de información del motor actual si es posible o de motores similares.
- Para ajustar las curvas para motores de hélice se puede utilizar la relación:

$$T_{cruise} V_{cruise} = \eta_{cruise} P_{cruise} \quad \frac{T}{W} = \left( \frac{\eta_p}{V} \right) \left( \frac{P}{W} \right) = \left( \frac{550 \eta_p}{V} \right) \left( \frac{hp}{lb} \right)$$

- Una vez que se establezcan las dimensiones iniciales del diseño se podrá calcular la configuración de resistencia asociada a dicha configuración y asegurarse que se cumple **T=D** en condiciones de crucero.
- En función del tipo de misión, los requisitos de **T/W** pueden venir dados por el segmento de subida:
  - Problema ya que en crucero los motores tienen que operar a un rating muy inferior del optimo
- Más adelante se verá como hay otros criterios para depurar la selección de la planta motora:
  - Distancias de despeque
  - Actuaciones en giro

# Thrust Matching - IV

- Motor turbofan:
  - El empuje en crucero es muy diferente al empuje necesario en despegue:
    - Los motores están diseñados para tener SFC óptimos a altitudes elevadas
      - Por lo general se diseña la palanca de empuje para consumo óptimo se encuentra 70~100%
    - High-Bypass-ratio Turbofan (transport aircraft)
      - Crucero se efectúa a ~20-25% de empuje en despegue ( $T_{\text{takeoff}}$ )
    - Low-Bypass-ratio afterburning turbofan o turbojet
      - Crucero se efectúa a ~40-70% de empuje en despegue ( $T_{\text{takeoff}}$ )
- Motor de combustión interna:
  - La potencia disponible varía con la densidad del aire de entrada (altitud).
  - Si un motor no tiene un “supercharger” para garantizar tanto la cantidad de aire como su presión pierde potencia con altitud  $\sim f(\sigma)$ 
    - Crucero se efectúa a **75%** de empuje de despegue ( $T_{\text{takeoff}}$ )



# Thrust Matching - V

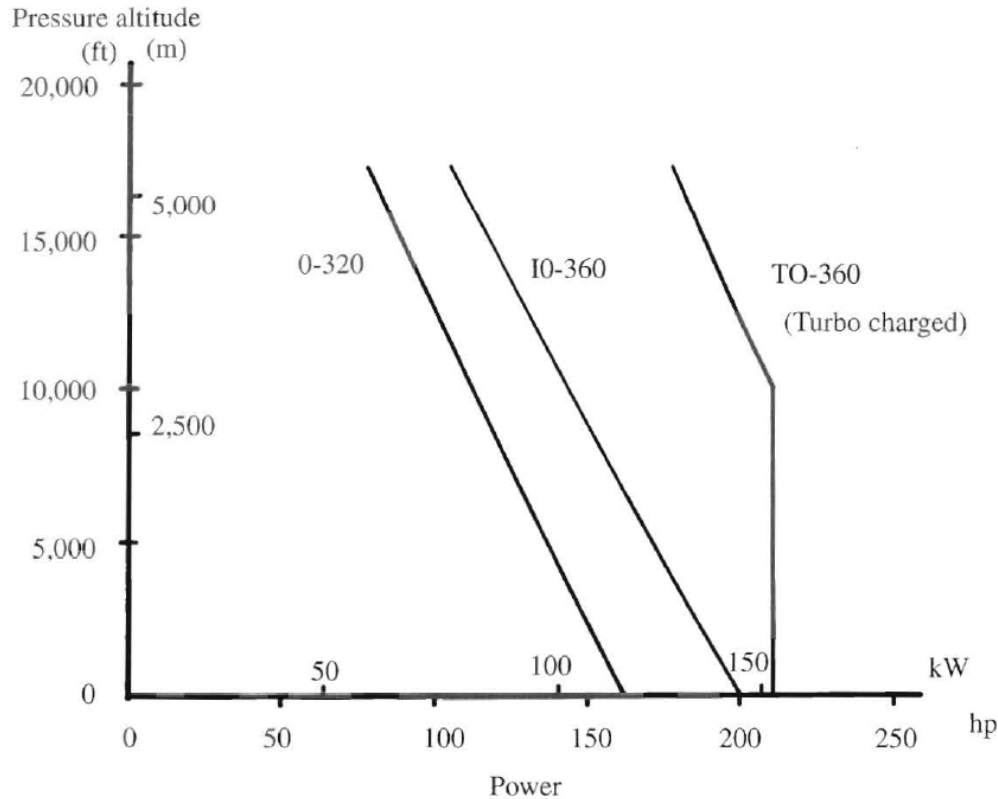


Fig. 5.2 Piston engine power variation with altitude.

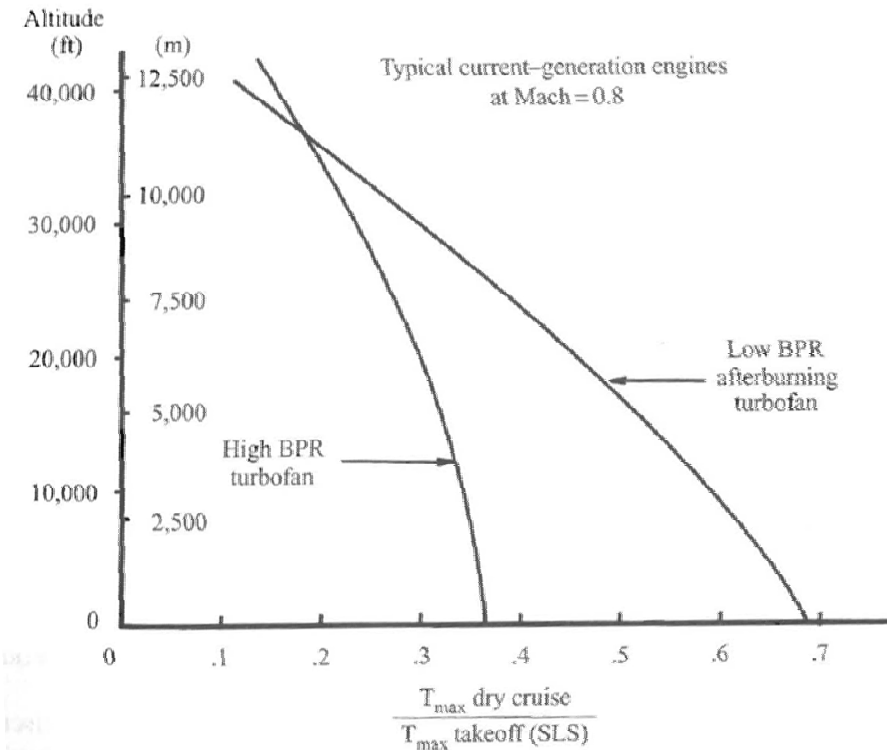


Fig. 5.1 Thrust lapse at cruise.

iiiCorregir  $W_0/S!!!$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{takeoff}} = \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{cruise}} \left(\frac{W_{\text{cruise}}}{W_{\text{takeoff}}}\right) \left(\frac{T_{\text{takeoff}}}{T_{\text{cruise}}}\right)$$

$$\left(\frac{\text{hp}}{W}\right)_{\text{takeoff}} = \left(\frac{V_{\text{cruise}}}{550 \eta_p}\right) \left(\frac{1}{(L/D)_{\text{cruise}}}\right) \left(\frac{W_{\text{cruise}}}{W_{\text{takeoff}}}\right) \left(\frac{\text{hp}_{\text{takeoff}}}{\text{hp}_{\text{cruise}}}\right)$$

??

Table 3.2 Historical mission segment weight fractions

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

# Thrust Matching - VI

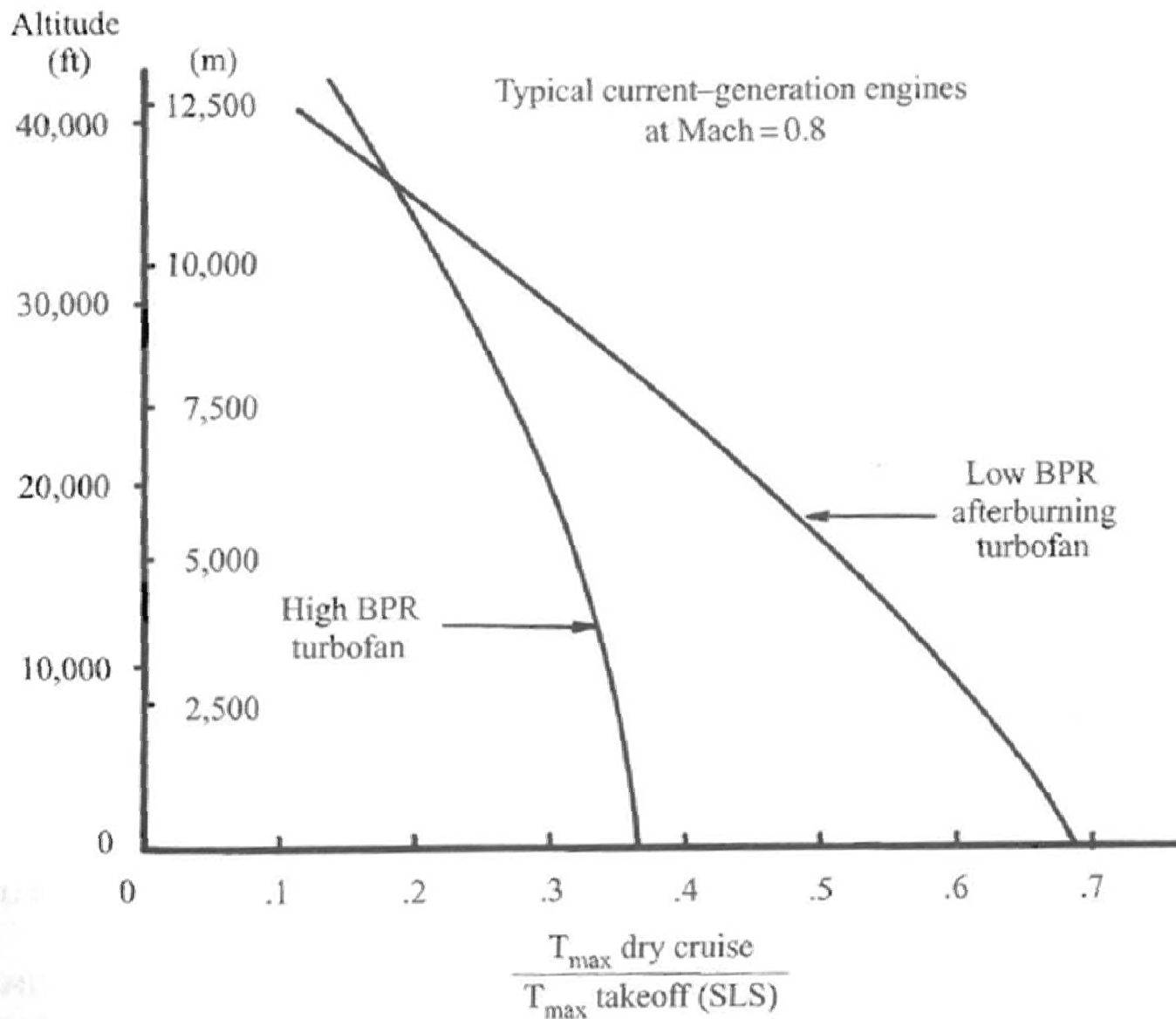


Fig. 5.1 Thrust lapse at cruise.

# Thrust Matching - VI

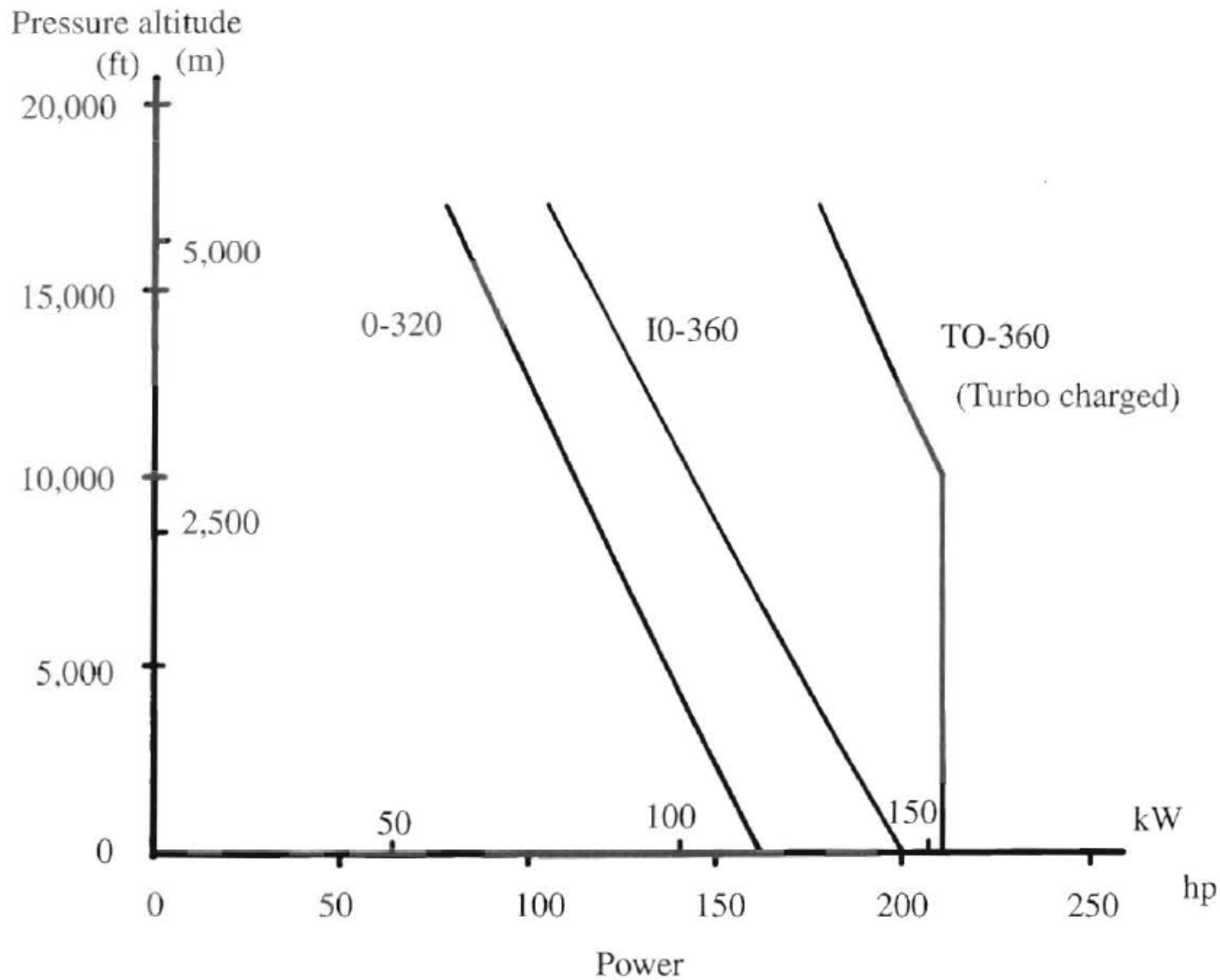


Fig. 5.2 Piston engine power variation with altitude.

# Modelo Genérico Propulsivo

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{\text{takeoff}} = \left(\frac{T}{W}\right)_{\text{cruise}} \left(\frac{W_{\text{cruise}}}{W_{\text{takeoff}}}\right) \left(\frac{T_{\text{takeoff}}}{T_{\text{cruise}}}\right)$$

## ■ Hipótesis:

- Segmento de Despegue a potencia militar  $\delta_T=1,15 \Rightarrow 115\%$  posición de palanca (100% P/T disponible)
- Segmento de Despegue a potencia máxima continua:  $\delta_T=1,00 \Rightarrow 100\%$  posición de palanca (86,9% P/T disponible) posición de palanca
- Segmento de Subida :  $\delta_T=0,95 \Rightarrow 95\%$  posición de palanca (82,6% P/T disponible) posición de palanca
- Segmento de Crucero
  - Crucero 1:  $\delta_T=0,85 \Rightarrow 85\%$  posición de palanca (73,9% P/T disponible) posición de palanca
  - Crucero 2:  $\delta_T=0,65 \Rightarrow 65\%$  posición de palanca (56,5% P/T disponible) posición de palanca
- Segmento de aterrizaje:  $\delta_T=0,40 \Rightarrow 40\%$  posición de palanca (34,8% P/T disponible) posición de palanca
- Segmento de descenso :  $\delta_T=0,25 \Rightarrow 25\%$  posición de palanca (21,7% P/T disponible) posición de palanca

## ■ Modelo: Jet Engine Specification Database

- <http://www.jet-engine.net/>

Pasar a Tema 6.1 Extra Propulsive Models

# Tendencias Propulsivas - I

## Turbofan, turbojet

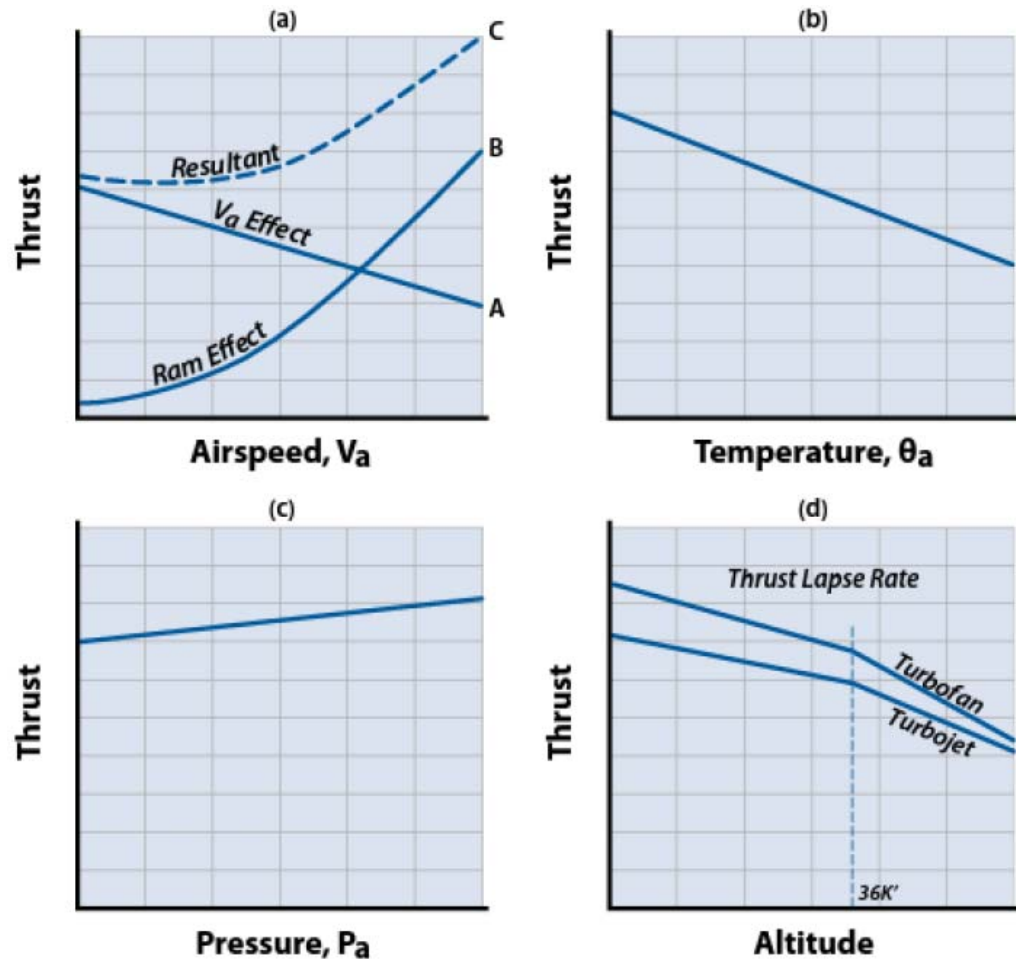
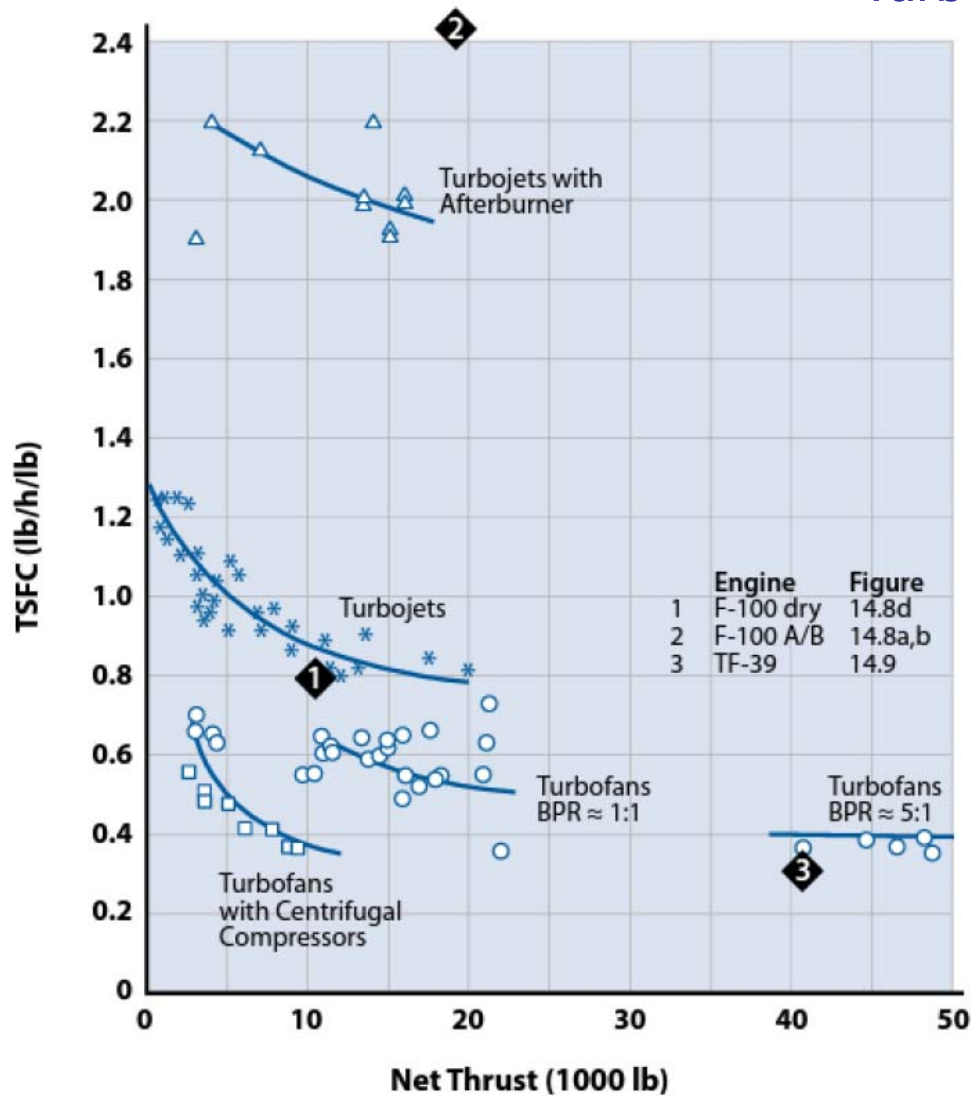


Figure 14.7 Variation of turbine engine thrust with airspeed, temperature, pressure, and altitude.

Figure 14.6 Sea level static (SLS) specific fuel consumption for turbojet and turbofan engines.

# Tendencias Propulsivas - II

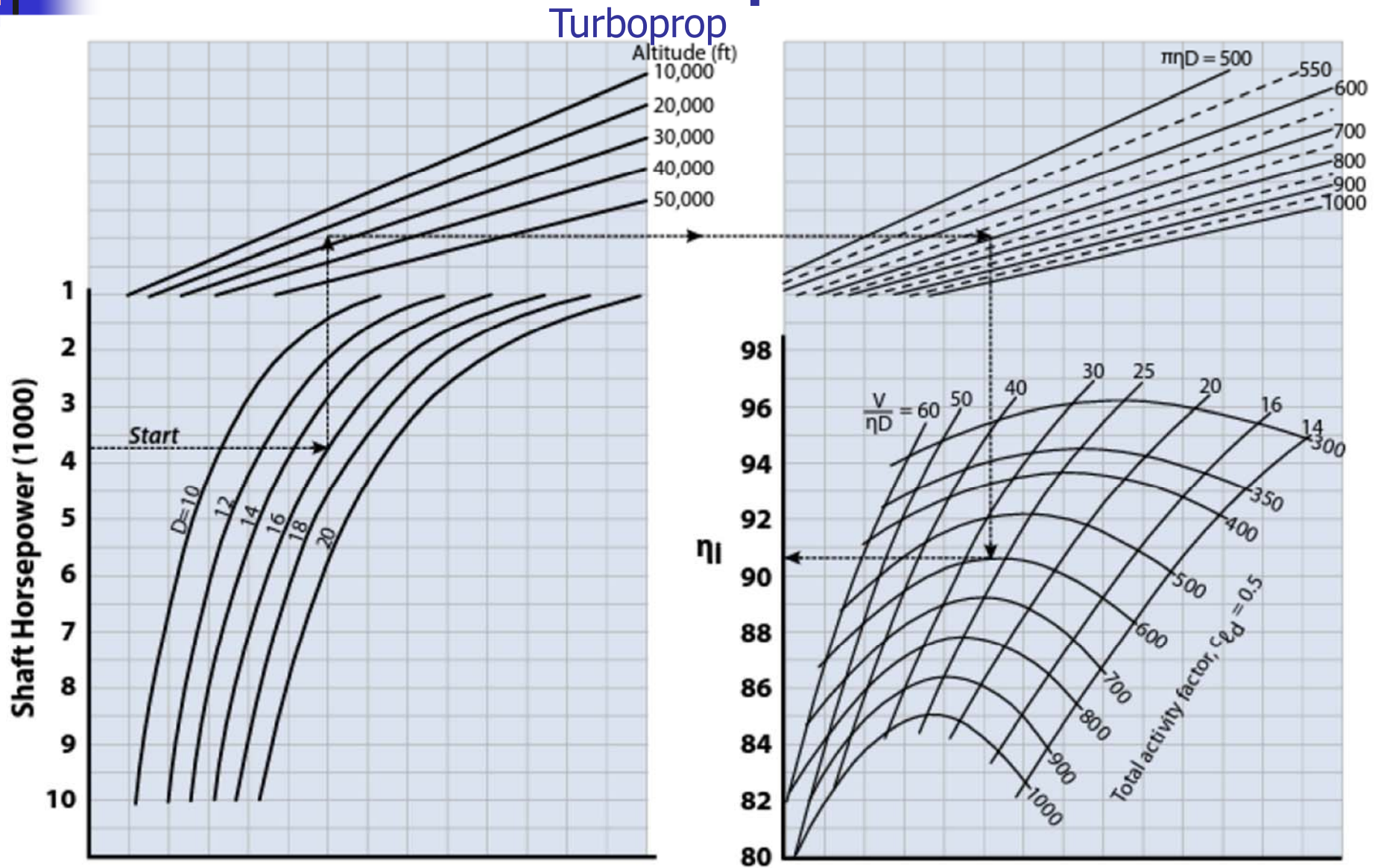


Figure 17.8 Propeller basic induced efficiency for cruise ( $b = b, c_{iD} = 0.5$ ) (data from [11]).

# Tendencias Propulsivas - III

## Turboprop

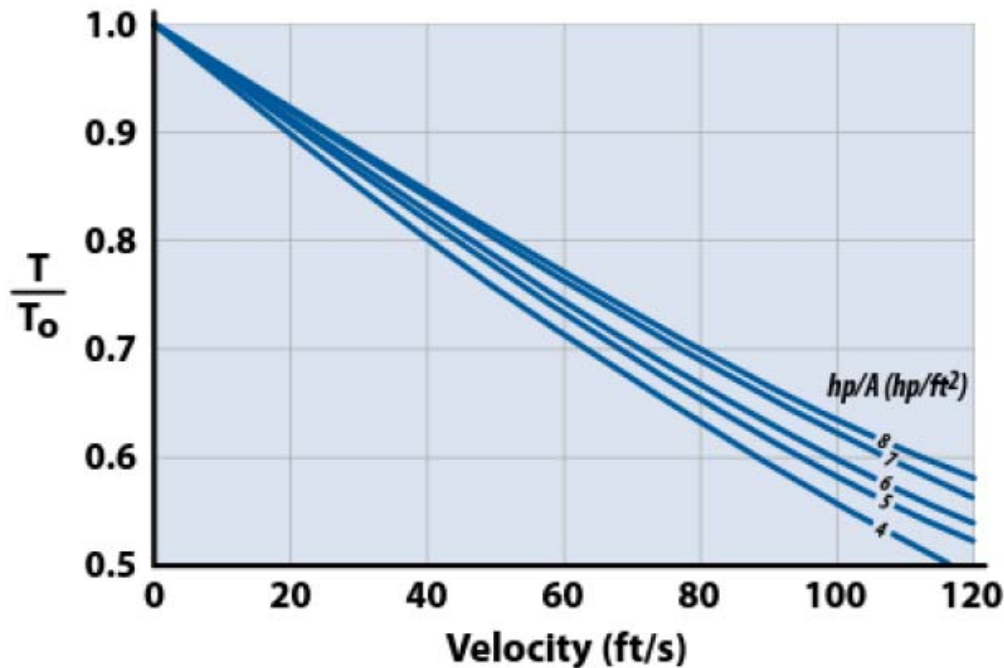


Figure 17.19 Decrease of thrust with velocity for different power loadings (data from [18]).

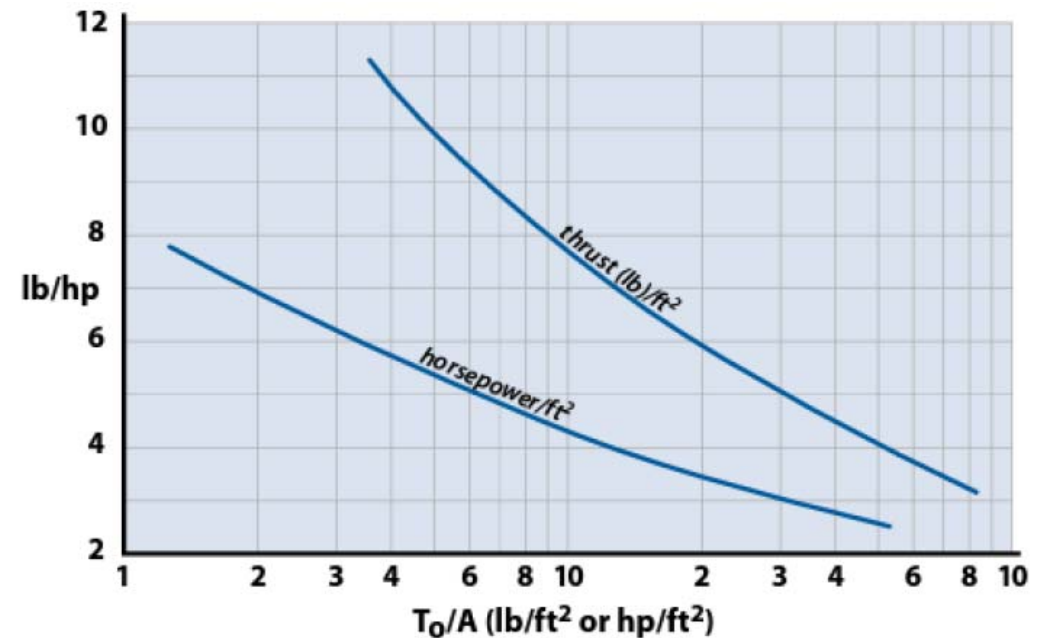


Figure 17.20 Static thrust and power performance of propellers or rotors (data from [18]).

# Crucero - I

## ■ Características:

### ■ En el vuelo rectilíneo uniforme (steady flight)

- el avión vuela de manera nivelada
- sin aceleraciones.
- con un ángulo de planeo ( $\gamma$ ) cero.
- Suma de fuerzas debe de ser igual a cero.
  - Empuje es igual a resistencia ( $T = D$ )
  - Sustentación es igual al Peso ( $L = W$ )

### ■ Ecuaciones de equilibrio

$$T = D \Rightarrow T = qS (C_{D_0} + KC_L^2) \Rightarrow C_L^2 = \left( \frac{T}{qSK} - \frac{C_{D_0}}{K} \right)$$

$$W = L \Rightarrow W = qSC_L \Rightarrow C_L = \frac{W}{qS}$$

$$\frac{T}{W} = \frac{K}{q} \frac{W}{S} + \frac{C_{D_0}q}{\frac{W}{S}} \quad \longrightarrow \quad \frac{T}{W} \geq \frac{K}{q} \frac{W}{S} + \frac{C_{D_0}q}{\frac{W}{S}}$$

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho C_L} \left( \frac{W}{S} \right)}$$

- Normalizar la ecuación para obtener valores de la  $W/S$  y  $T/W$  referidos al nivel del mar.

$$\frac{T}{W} \geq \frac{K}{q} \frac{W}{S} + \frac{C_{D_0}q}{\frac{W}{S}} \quad \longrightarrow \quad \frac{T_{t_0}}{W_0} \geq \frac{T_{t_0}}{T_{t_{cruise}}} \frac{W_{cruise}}{W_{t_0}} \left( \frac{K}{q} \frac{W_{t_0}}{S} \frac{W_{cruise}}{W_{t_0}} + \frac{C_{D_0}q}{\frac{W_{t_0}}{S} \frac{W_{cruise}}{W_{t_0}}} \right)$$

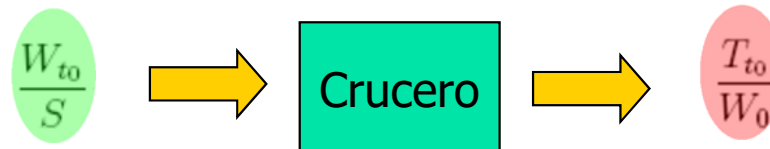
$$T_{cruise} V_{cruise} = \eta_{cruise} P_{cruise}$$



# Crucero - II

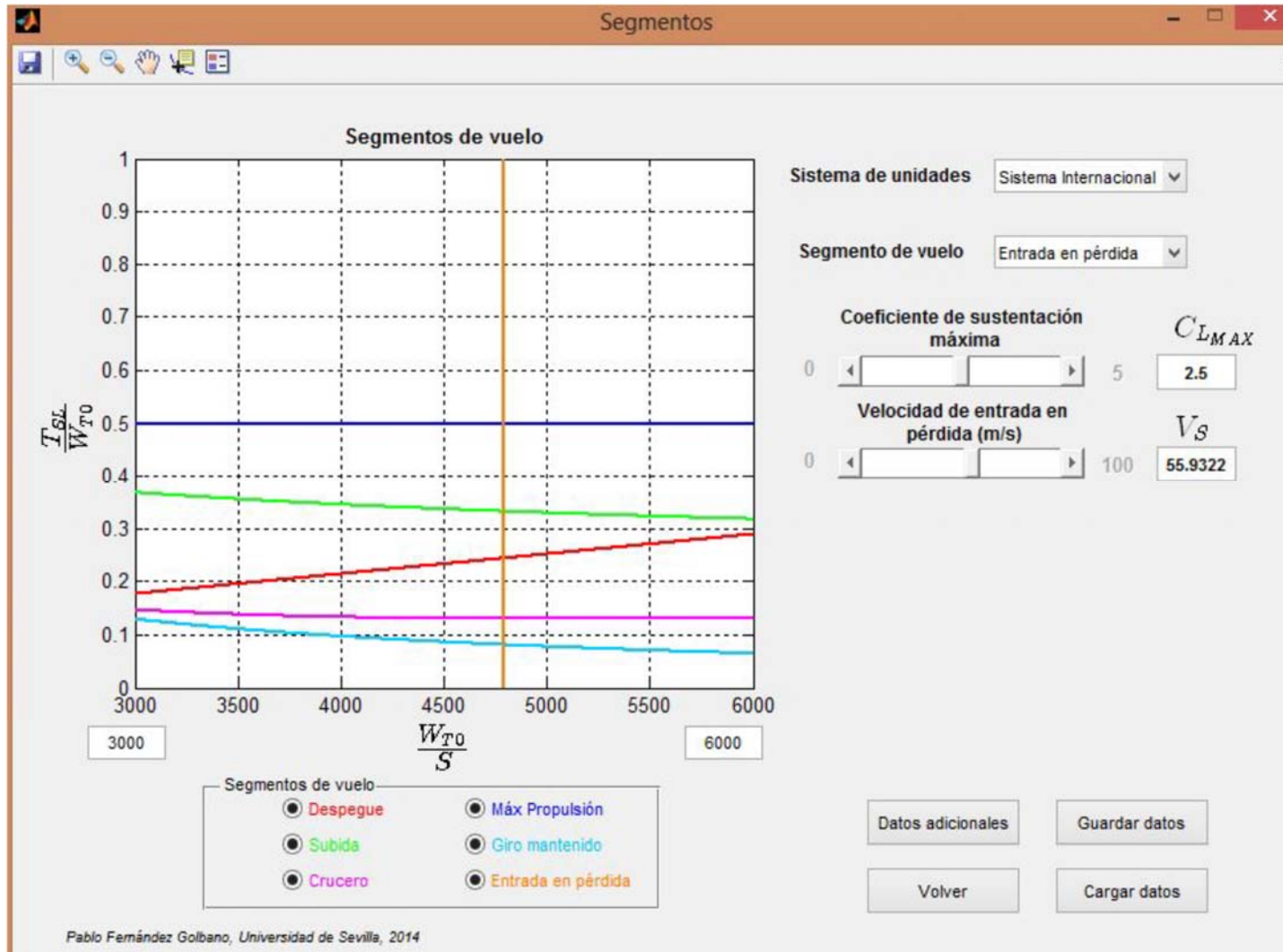
$$\frac{T_{t0}}{W_0} \gg \frac{T_{t0}}{T_{cruise}} \frac{W_{cruise}}{W_{t0}} \left( \frac{K}{q} \frac{W_{t0}}{S} \frac{W_{cruise}}{W_{t0}} + \frac{C_{D0} q}{\frac{W_{t0}}{S} \frac{W_{cruise}}{W_{t0}}} \right) \quad \begin{array}{l} 1hp = 550lb - ft/sec \\ 1lb - ft/sec = 1.355818Watt \end{array}$$

- $q$  se determina a partir de la velocidad y altitud de crucero (requisitos de la RFP).
- $C_{D0}$  y  $K$  se estiman a partir de valores iniciales.
  - 3 niveles de hipótesis
    - Estimaciones preliminares.
    - Valores aproximados.
    - Valores más detallados.
- Ratios de  $W_c/W_0$  se determinan a partir del estudio de fracciones de pesos preliminar.
  - $\frac{T_{t0}}{T_{cruise}}$  se estiman mediante las características de la planta de potencia
  - $\frac{W_{cruise}}{W_{t0}}$  dimensionado inicial
- Ratio de Empuje en Crucero:
  - Hay que determinar cual es la combinación de planta motora que ofrece el empuje necesario para volar en crucero pero con el menor gasto de combustible.
    - Hipótesis :
      - Primera hipótesis se puede emplear la derivación de planta motora a Throttle 1~0.9 (RFP)
      - Buscar la planta motora que optimiza el gasto de combustible.



# Academic Performance

## Crucero



Sistema de unidades: Sistema Internacional

Segmento de vuelo: Crucero

Altura de vuelo (m)  $h$ : 10000

Mach de vuelo  $M$ : 0.5

Coefficiente de resistencia parasitaria  $C_{D0}$ : 0.025

Coefficiente de resistencia inducida  $k$ : 0.05

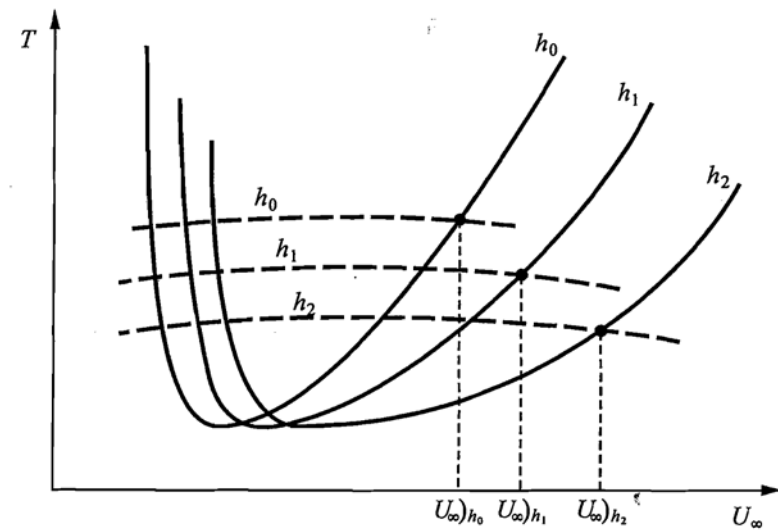
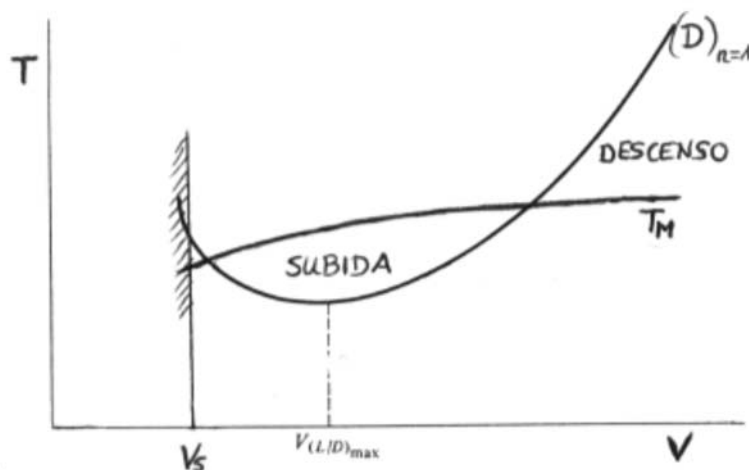
# Techo Teórico

## ■ Techo Teórico:

- Es la máxima altitud para la que es posible el vuelo horizontal, rectilíneo y uniforme, para un peso y una configuración dados.
- Viene determinado por la condición de que el empuje máximo suministrado por el motor sea igual al empuje mínimo necesario para vuelo horizontal.
- El empuje del motor depende de la altitud de vuelo, es necesario conocer esta característica del motor para calcular dicho techo teórico

## ■ 4 diferentes tipos de ceiling:

- Absolute Ceiling → ROC=0
- Service Ceiling → ROC=100ft/min
- Cruise Ceiling → ROC=300ft/min
- Combat Ceiling → ROC=500ft/min (aviones de combate)



# Ceiling – Jet Engine

$$\left(\frac{T_C}{W}\right) = \frac{ROC_C}{\sqrt{\rho_C} \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{(L/D)_{\max}} \quad \leftarrow \quad T_C = T_{SL} \left(\frac{\rho_C}{\rho_o}\right) = T_{SL} \sigma_C$$

from 0 to 36,000 ft

$$\sigma = (1 - 6.873 \times 10^{-6} h)^{4.26}$$

from 36,000 to 65,000 ft

$$\sigma = 0.2967 \exp(1.7355 - 4.8075 \times 10^{-5} h)$$

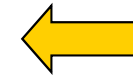
$$\left(\frac{T_{SL} \sigma_C}{W}\right) = \frac{ROC_C}{\sqrt{\rho_C} \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{(L/D)_{\max}}$$

Absolute ceiling  $h_{AC} \leftarrow ROC = 0$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{h_c} = \frac{ROC_C}{\sigma_C \sqrt{\rho_C} \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right)} + \frac{1}{\sigma_C (L/D)_{\max}} \quad \rightarrow \quad \left(\frac{T}{W}\right)_{h_{AC}} = \frac{1}{\sigma_{AC} (L/D)_{\max}}$$

# Ceiling – Prop Engine

$$\left(\frac{W}{P_C}\right) = \frac{1}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C} \frac{3C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$



$$P_C = P_{SL} \left(\frac{\rho_C}{\rho_o}\right) = P_{SL} \sigma_C$$

$$\left(\frac{W}{P_{SL} \sigma_C}\right) = \frac{1}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C} \frac{3C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

from 0 to 36,000 ft  
 $\sigma = (1 - 6.873 \times 10^{-6} h)^{4.26}$

from 36,000 to 65,000 ft  
 $\sigma = 0.2967 \exp(1.7355 - 4.8075 \times 10^{-5} h)$

Absolute ceiling  $h_{AC} \leftarrow ROC = 0$

$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_C = \frac{\sigma_C}{\frac{ROC_C}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho_C} \frac{3C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$



$$\left(\frac{W}{P_{SL}}\right)_{AC} = \frac{\sigma_{AC}}{\sqrt{\frac{2}{\rho_{AC}} \frac{3C_{D_o}}{K}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{\max} \eta_P}\right)}$$

# Velocidad Máxima

- Requisito de actuaciones: velocidad máxima
- Altamente dependiente del:
  - Peso del avión
  - Superficie alar
  - Empuje/Potencia del motor
- $V_{\max} \approx 1.2-1.3 V_C$

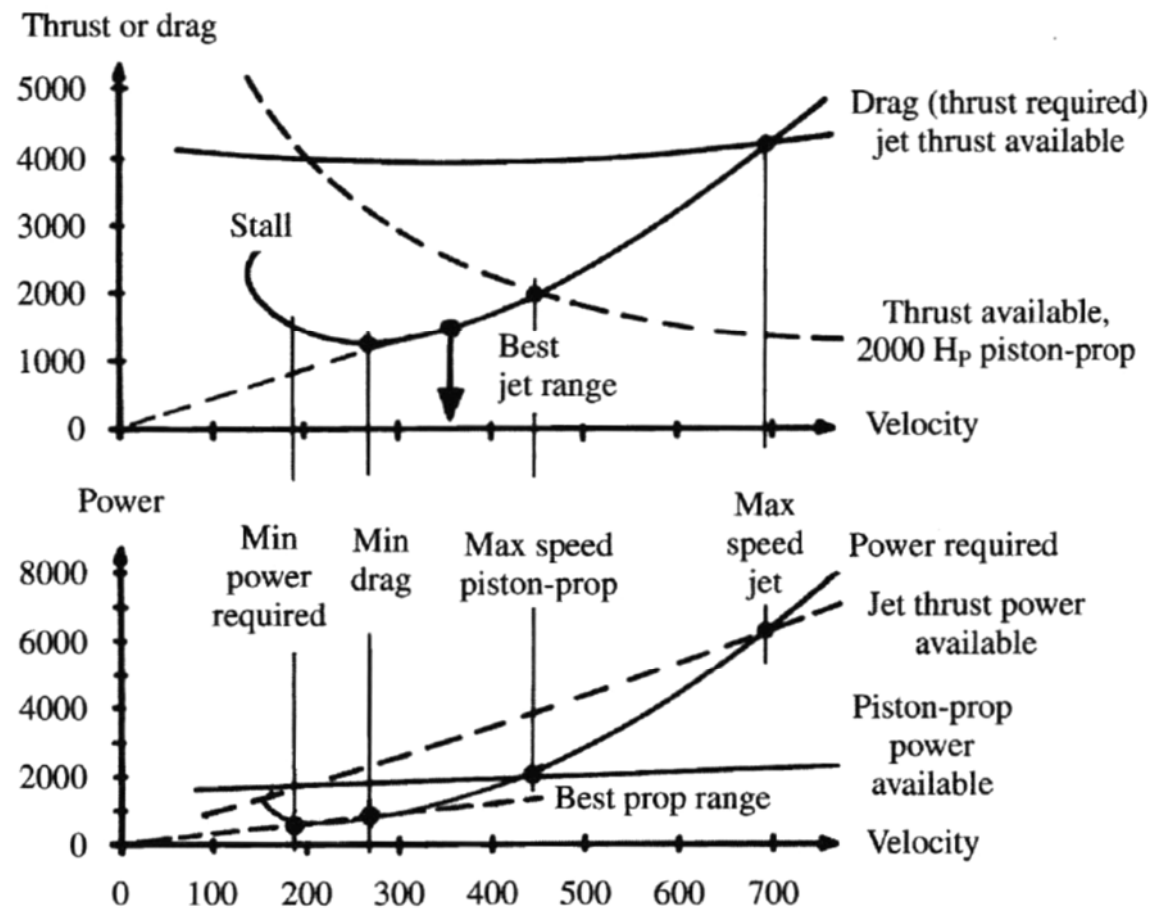


Fig. 17.2 Thrust and power.

# Velocidad Máxima – Jet Engine

$$\begin{array}{l}
 T_{\max} = D_{\max} \\
 W = L
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \longrightarrow \\
 \longrightarrow
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 D = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_D \\
 L = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_L
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 \longrightarrow \\
 \longrightarrow
 \end{array}
 \begin{array}{l}
 T_{\text{alt}} = T_{SL} \left( \frac{\rho}{\rho_o} \right) = T_{SL} \sigma \\
 T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_D
 \end{array}$$

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} = C_{D_o} + K \cdot C_L^2 \longrightarrow T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S (C_{D_o} + K \cdot C_L^2)$$

$$C_L = \frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S} \longrightarrow T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S \left( C_{D_o} + K \cdot \left[ \frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S} \right]^2 \right)$$

$$T_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_{D_o} + \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S \frac{K(2W)^2}{(\rho V_{\max}^2 S)^2} = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 S C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max}^2 S}$$

$$\frac{T_{SL}}{W} \sigma = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 \frac{S}{W} C_{D_o} + \frac{2KW^2}{\rho V_{\max}^2 S W} \longrightarrow \left( \frac{T_{SL}}{W} \right)_{V_{\max}} = \rho_o V_{\max}^2 C_{D_o} \frac{1}{2 \left( \frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{\max}^2} \left( \frac{W}{S} \right)$$

# Velocidad Máxima – Prop Engine

$$T_{\max} = D_{\max} \quad D = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 SC_D$$

$$W = L$$

$$L = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^2 SC_L$$

$$P_{avl} = P_{req} \Rightarrow \eta_P P_{\max} = TV_{\max}$$

$$P_{alt} = P_{SL} \left( \frac{\rho}{\rho_o} \right) = P_{SL} \sigma$$

$$\eta_P P_{SL} \sigma = \frac{1}{2} \eta_P \rho V_{\max}^2 SC_D \cdot V_{\max} = \frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 SC_D$$

$$C_D = C_{D_o} + C_{D_i} = C_{D_o} + K \cdot C_L^2$$

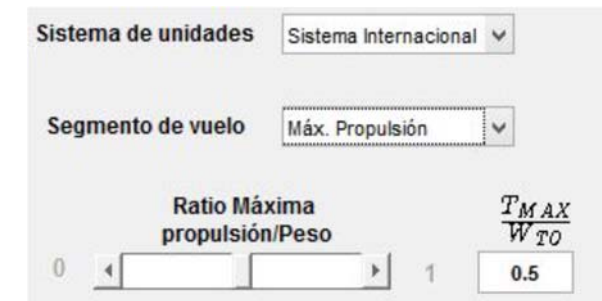
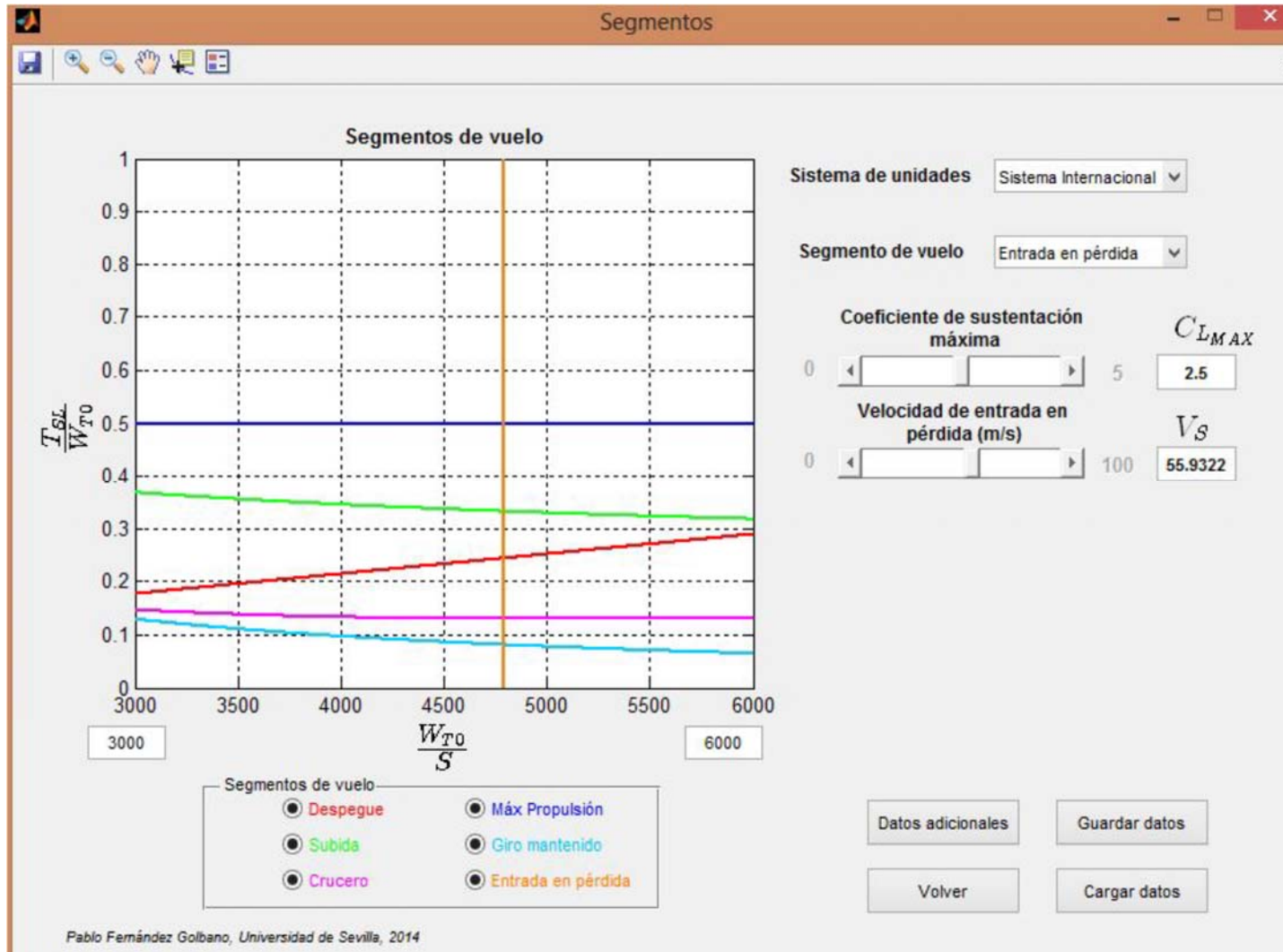
$$C_L = \frac{2W}{\rho V_{\max}^2 S}$$

$$\left( \frac{W}{P_{SL}} \right) = \frac{\eta_P \sigma}{\frac{1}{2} \rho V_{\max}^3 C_{D_o} \frac{1}{\left( \frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho V_{\max}} \left( \frac{W}{S} \right)} \Rightarrow \left( \frac{W}{P_{SL}} \right)_{V_{\max}} = \frac{\eta_P}{\frac{1}{2} \rho_o V_{\max}^3 C_{D_o} \frac{1}{\left( \frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{\max}} \left( \frac{W}{S} \right)}$$



# Academic Performance

## Velocidad Máxima



# Análisis de Despegue

- En necesario incluir un análisis mucho más detallado a las maniobras de despegue y aterrizaje para saber si la configuración elegida es capaz de satisfacer los requisitos de despegue y aterrizaje.
- Se establecen una serie de etapas que definen en mayor detalle las partes del despegue.
  - Rodadura:
    - Nivelada
    - Rotación
  - Transición hasta llegar al ángulo de ascenso
  - Ascensión

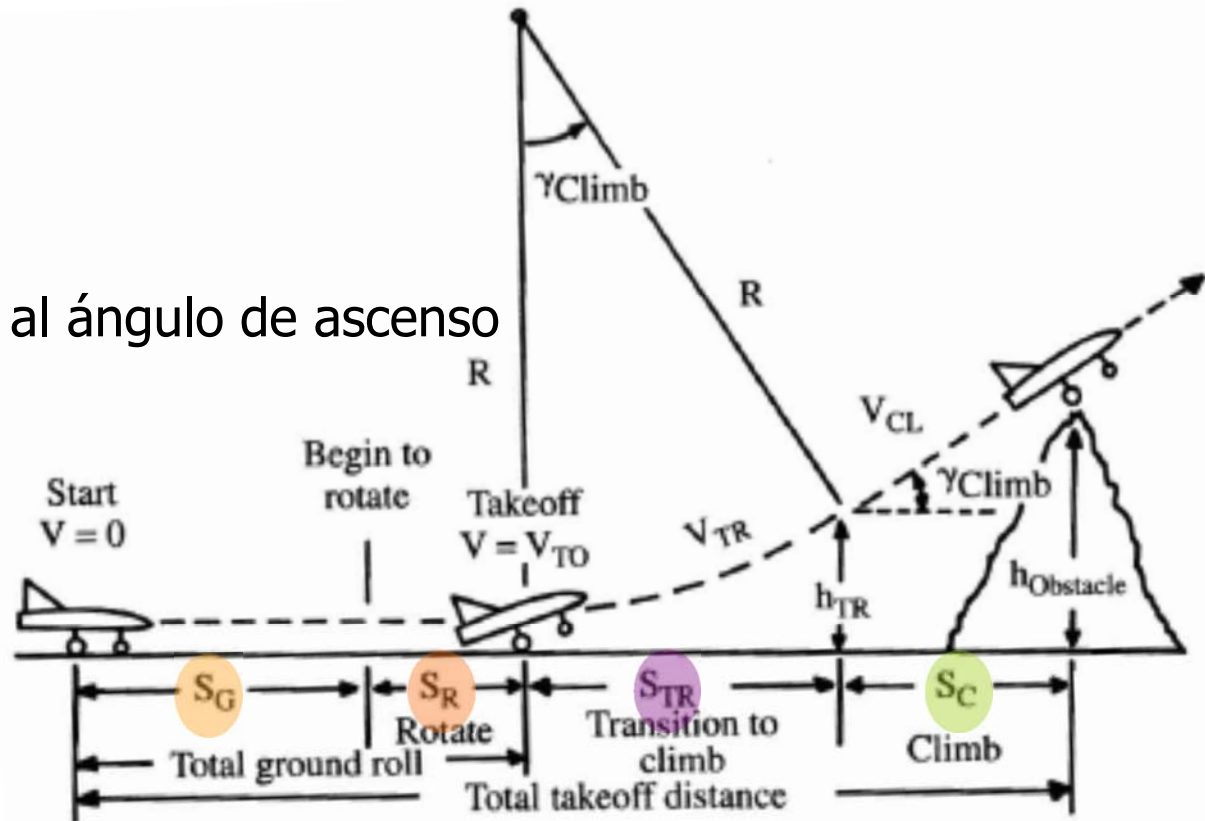


Fig. 17.18 Takeoff analysis.

# Pautas Determinación W/S Despegue - I

## ■ Normativa

- CS VLA 23:  $V_{S0}$  may not exceed 83 km/h (45 knots) (CAS).
- CS 25 (Large Aeroplanes): The reference stall speed  $V_{SR}$  is a calibrated airspeed defined by

$$V_{SR} \geq \frac{V_{CLMAX}}{\sqrt{n_{ZW}}}$$

$V_{SR}$  reference stall speed

$V_{SR}$  may not be less than a 1-g stall speed

$n_{ZW}$  Load factor normal to the flight path at  $V_{CVMAX}$

- Si no se aportan restricciones/requisitos de velocidad de entrada en pérdida en el RFP, en esta fase se ha de estimar una para proceder.
- Hay varias maneras de hacerlo.
  - 1) Mirar velocidades de entrada en pérdida para aviones similares: por ejemplo se puede emplear datos del ATR72
    - V Stall [Clean]  $V_{s1}$  @ MGW = 102 kts.
    - Stall [Dirty / Flaps & Gear]  $V_{s0}$  @ MGW = 84 kts.
  - 2) Hacer una estimación de la velocidad de entrada en pérdida a raíz de la velocidad de máxima autonomía.
    - determinar la velocidad de máxima autonomía para una carga alar predeterminada (de la primera revisión) calcularla a nivel del mar (modificar la presión dinámica para poder adecuarse a estas condiciones)
    - multiplicar por 0.7, y fijar dicha velocidad como la velocidad de entrada en pérdida limpia ( $V_{stall\ clean}$ )
    - la velocidad de entrada en pérdida sucia (con flaps) determinarla multiplicando la  $V_{stall\ clean}$  por 0.85

# Pautas Determinación W/S Despegue - II

- Es decir, si  $V_{\max_E}$ , es la velocidad de máxima autonomía teórica para una carga alar entonces:
  - $V_{\text{stall\_clean}} = 0.7 * V_{\max_E}$
  - $V_{\text{stall\_dirty}} = 0.85 * V_{\text{stall\_clean}} = 0.7 * 0.85 * V_{\max_E}$
- Una vez definidas estas 2 velocidades, se puede determinar la carga alar para entrada en pérdida asociada al  $CL_{\max}$  que se haya determinado (para configuraciones limpia y sucia)
  - $W/S = 0.5 * \rho * V_{\text{stall}}^2 * CL_{\max}$
- Se pueden determinar 3 cargas alares
  - W/S - configuración limpia a nivel del mar (no de mucha utilidad)
  - W/S - configuración sucia a nivel del mar (de utilidad para determinar despegue y aterrizaje)
  - W/S - configuración limpia (corrección de la W/S en configuración limpia para la altitud de crucero, y asegurarse que en crucero que la velocidad de máxima autonomía no está cerca de la velocidad de entrada en pérdida)

# Pautas Determinación W/S Despegue - III

- Pautas para la correcta determinación de W/S para despegue
  - Para poder determinar de forma correcta la carga alar (W/S) para el segmento de despegue hay que tener varios conceptos claros.
    - La velocidad de rotación ( $V_R$ ) se calcula a partir de la velocidad de entrada en pérdida ( $V_S$ )
    - La velocidad de entrada en pérdida ( $V_S$ ) no es una constante. Esta se calcula a partir de la variación de carga alar es decir:

$$V_S = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L,max}}}$$

- Siendo  $C_{L,max}$  el coeficiente de sustentación máximo (no confundir con el coeficiente de sustentación máximo durante rodadura). Este valor se fija en esta etapa del diseño.
- Si no se hace de esta manera, y se fija la velocidad de entrada en pérdida, implica que a medida que aumenta la carga alar, implicaría que el  $C_{L,max}$  también aumenta, lo que no es deseable.
- Hay que tener en cuenta que para el cálculo de los parámetros aerodinámicos, la velocidad de despegue ( $V_{TO}$ ) es un 70% de la velocidad de rotación ( $V_R$ ). Esto se debe a que como el avión está acelerando desde la velocidad inicial nula, hasta la  $V_R$ , se toma la media, la cual se puede demostrar que es aproximadamente  $V_{TO}=0.7V_R$ .

# Distancias de despegue (W/S)

- Tanto la carga de las alas como T/W contribuyen en la distancia de despegue.
- Factores que determinan la distancia de despegue:
  - **Resistencia dinámica.**
    - Rotación del avión en el momento exacto para no aumentar la resistencia.
  - **Fricción de rodamiento ( $\mu$ ):**
    - Tipo de pista de aterrizaje.
    - Tipo, número, presión y configuración de los neumáticos
  - **Densidad del aire:** la distancia de despegue es inversamente proporcional al cuadrado de la densidad:
    - Días más calurosos (menor densidad), la distancia de despegue aumenta.
    - Aeropuertos elevados requieren mayor distancias de despegue.
- Diferentes tipos de distancias:
  - Distancia de despegue compensado.
- Mirar especificaciones FAR, CS, para cada tipo de aeronave
- La aceleración del avión se puede expresar en términos de los coeficientes aerodinámicos, teniendo en cuenta que la sustentación y la resistencia se tiene que evaluar
  - El efecto suelo con el avión
  - Tren de aterrizaje bajado
  - Configuración de superficies de despegue.
- La distancia de despegue se calcula integrando la velocidad dividida por la aceleración

aceleración

$$a = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)] = g \left[ \left( \frac{T}{W} - \mu \right) + \frac{\rho}{2W/S} (-C_{D0} - KC_L^2 + \mu C_L) V^2 \right]$$

$$S_G = \int_{v_i}^{v_f} \frac{V}{a} dV = \frac{1}{2} \int_{v_i}^{v_f} \frac{1}{a} d(V^2)$$

# Rodadura – distancias de despegue

## ■ Hipótesis

- Para simplificar la integración se usa el truco de integrar  $V^2$ .
- La velocidad de despegue tiene que ser  $V_{\text{TAKEOFF}} > 1.1 V_{\text{STALL}}$ , tomar  $1.2 V_{\text{STALL}}$ ,
- $V_{\text{STALL}}$ . Configuración máxima sustentación (Peso despegue).
- Configuración flaps para máximo CL (conf. despegue).
- Tren de aterrizaje bajado limitará el ángulo de ataque máximo durante despegue y aterrizaje.

## ■ Componentes aerodinámicos

- $C_D$  viene dada por **configuración sucia de despegue**
  - Se puede emplear un **modelo de polar parabólica** de coeficientes constantes inicialmente
  - En una segunda aproximación se puede mejorar modelo
- $C_L \sim C_{L_{\text{max}}}$  con la correspondiente configuración de flaps como se ha visto inicialmente (pero con  $C_{LG}$ )

# Coeficientes de Fricción

**Table 10.3** Coefficients of Friction for Various Takeoff and Landing Surfaces

Type of Surface	Brakes Off, Average Ground Resistance Coefficient	Brakes Fully Applied, Average Wheel-Braking Coefficient
Concrete or macadam	0.015–0.04	0.3–0.6
Hard turf	0.05	0.4
Firm and dry dirt	0.04	0.30
Soft turf	0.07	0.5
Wet concrete	0.05	0.2
Wet grass	0.10	0.2
Snow- or ice-covered field	0.01	0.07–0.10

No	Surface	Friction coefficient ( $\mu$ )
1	Dry concrete/asphalt	0.03 -0.05
2	Wet concrete/asphalt	0.05
3	Icy concrete/asphalt	0.02
4	Turf	0.04-0.07
5	Grass	0.05-0.1
6	Soft ground	0.1-0.3

*Table 4.15. Friction coefficients for various runway surfaces*



# Estimación $C_{L_{max}}$ Despegue - I

- Hay que tener en cuenta en el segmento de rodadura despegue no se puede obtener el  $C_{L_{max}}$ 
  - La incidencia del ala es baja por lo que  $C_L \approx 0.1$  a no ser que tenga flaps

$$a = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W - L)] = g \left[ \left( \frac{T}{W} - \mu \right) + \frac{\rho}{2W/S} (-C_{D_0} - KC_L^2 + \mu C_L) V^2 \right]$$

- Hay que tener también en cuenta la porción del ala que tiene flaps

$$C_{L_{max}} \cong 0.9 \left\{ (C_{l_{max}})_{flapped} \frac{S_{flapped}}{S_{ref}} + (C_l)_{unflapped} \frac{S_{unflapped}}{S_{ref}} \right\}$$

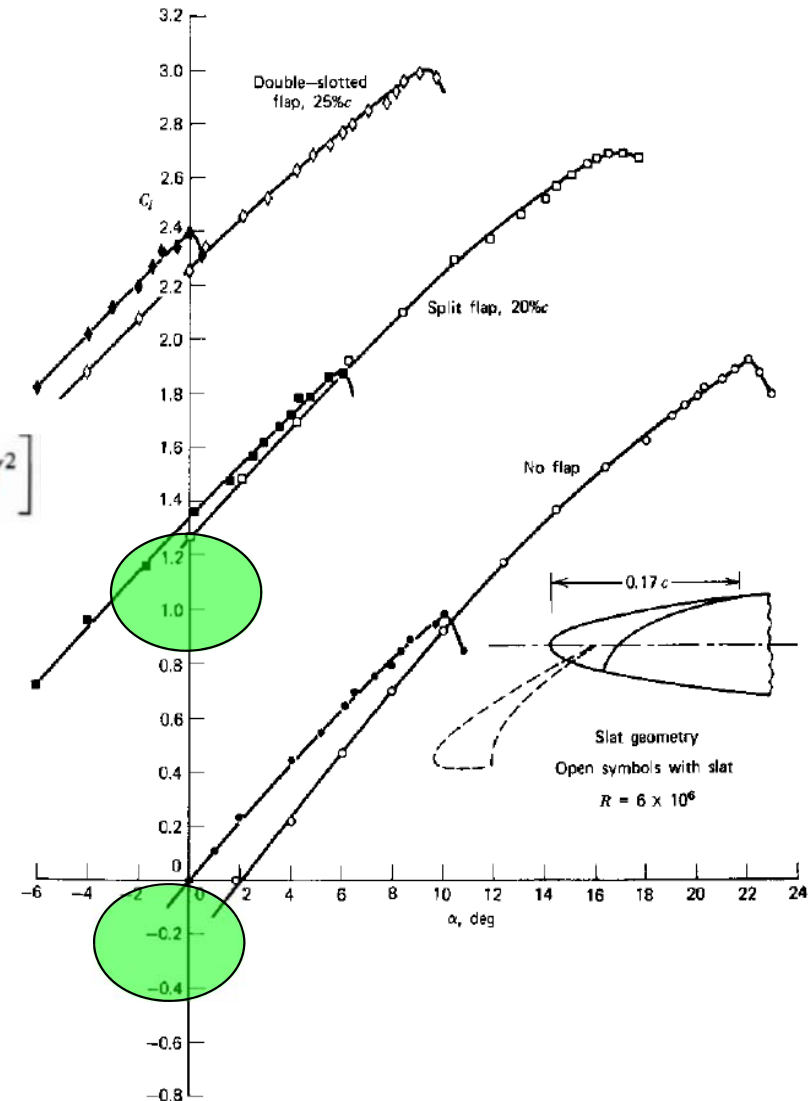


Figure 3.36 Effect of leading edge slat on NACA 64A010 airfoil with and without flaps.

# Estimación $C_{L_{max}}$ Despegue - II

$$a = \frac{g}{W} [T - D - F_f] = \frac{g}{W} [T - D - \mu(W_{TO} - L)] \Rightarrow \begin{cases} D = (0.5)\rho V^2 S_{ref} [C_{D0} + \Delta C_{Dflap} + \Delta C_{Dgear} + KC_{LG}^2] \\ L = (0.5)\rho V^2 S_{ref} C_{LG} \end{cases}$$

Landing gear drag coeff  
 $\downarrow$   
 $\Delta C_{Dgear}$   
 $\downarrow$   
 $K C_{LG}^2$   
 $\downarrow$   
 $C_{LG}$  Ground Roll

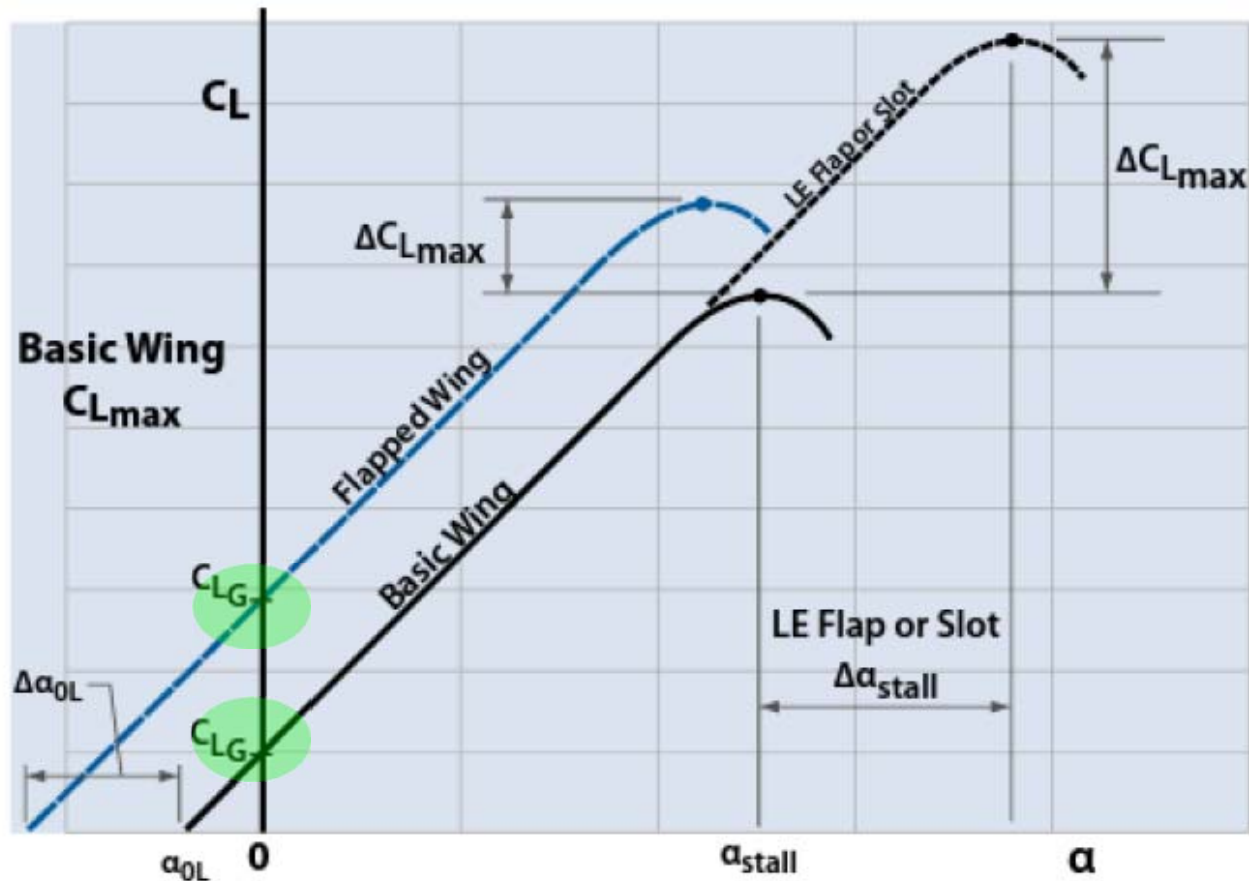


Figure 9.22 Construction of wing lift curves for mechanical high-lift devices.

# Estimación $C_{L_{max}}$ Despegue - III

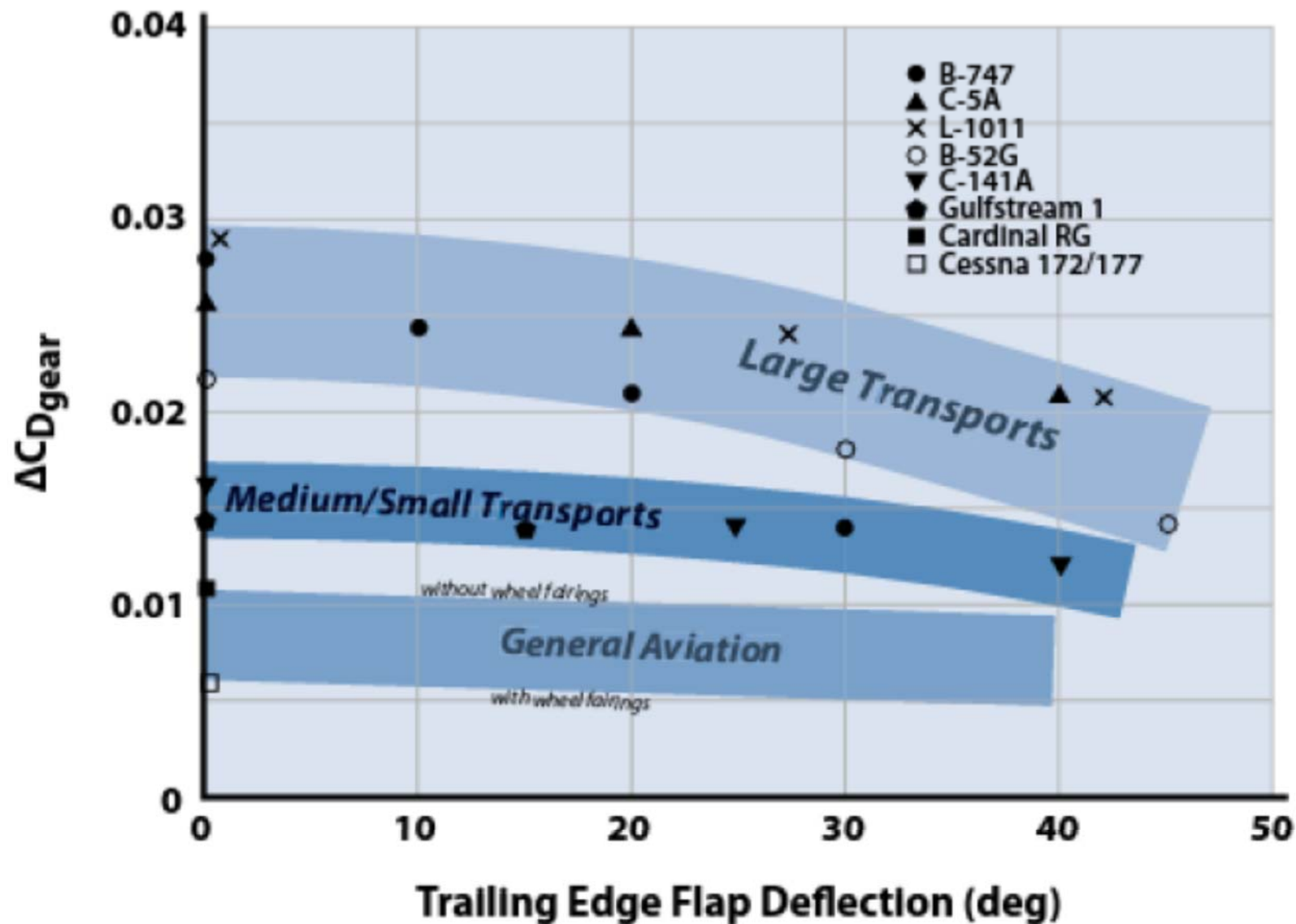


Figure 10.5 Drag of landing gear.

# Estimación $C_{L_{max}}$ Despegue - IV

**Table 10.4** Landing Gear Drag Coefficients

Aircraft	Reference Area (ft <sup>2</sup> )	$\Delta C_{D_{gear}}$	Landing Gear Configuration <sup>a</sup>
<b>Fighters</b>			
A-7	375	0.028	Two-wheel NLG, two one-wheel MLG
F-104	196	0.035	One-wheel NLG, two one-wheel MLG
F-16A1B	300	0.0325	One-wheel NLG, two one-wheel MLG
F-22	840	0.014	One-wheel NLG, two one-wheel MLG
U-2S	1000	0.0045	One dual-wheel MLG, large tail wheel, and two wingtip pogo
<b>Large transports</b>			
L-1011	3456	0.028–0.0205	Two-wheel NLG, two four-wheel trucks MLG
C-5A	6200	0.0257–0.021	Four-wheel NLG, four four-wheel trucks MLG
B-747	5500	0.028–0.014	Two-wheel NLG, four four-wheel trucks MLG
B-52G	4000	0.024–0.0155	Quadricycle with wingtip gear, four dual-wheel MLG

# Estimación $C_{L_{max}}$ Despegue - V

Medium transports			
P-3	1300	0.020	Two-wheel NLG, two two-wheel MLG
L-1049 Connie	1650	0.024	Two-wheel NLG, two two-wheel MLG
B 727	1650	0.017	Two-wheel NLG, two two-wheel MLG
DC-8	2771	0.012	Two-wheel NLG, two four-wheel trucks MLG
C-141A	3228	0.0165–0.012	Two-wheel NLG, two four-wheel trucks MLG
Small transports			
S-3A	598	0.023	Two-wheel NLG, two one-wheel MLG
Gulfstream I	615	0.015	Two-wheel NLG, two one-wheel MLG
Fokker F-27	754	0.024	One-wheel NLG, two dual-wheel MLG
General aviation			
Cessna 172	226	0.006 <sup>b</sup>	One-wheel NLG, two one-wheel MLG
Cessna 177	174	0.006 <sup>b</sup>	One-wheel NLG, two one-wheel MLG
Cardinal RG	174	0.011	One-wheel NLG, two one-wheel MLG

<sup>a</sup>Abbreviations: NLG, nose landing gear; MLG, main landing gear.

<sup>b</sup>Fixed landing gear with wheel fairings.

# Despegue – Jet Airplane - I

Assume that  $V_{TO} \approx 0,7 V_R$

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$$

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right]$$



$C_{L_R}$  aircraft lift coefficient at take-off rotation  
 $V_R$  aircraft speed @ rotation  $V_R \approx 1.1V_S - 1.3V_S$

$$C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} \quad C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

La velocidad de entrada en pérdida ( $V_S$ ) ha de variar en función de  $W/S$   $V_S = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L_{MAX}}}}$

Si no se hace de esta manera, y se fija la velocidad de entrada en pérdida, implica que a medida que aumenta la carga alar, implicaría que el  $C_{L_{max}}$  también aumenta, lo que no es deseable  
 $C_{L_{MAX}}$  maximum lift coefficient

$C_{L_{TO}}$  aircraft take-off lift coefficient

$C_{L_C}$  aircraft cruise lift coefficient

$\Delta C_{L_{flapTO}}$  additional lift coefficient by flap @ take-off



$$C_{L_C} \approx 0.3$$

$$\Delta C_{L_{flapTO}} \approx 0.3 - 0.8$$

# Despegue – Jet Airplane - II

Assume that  $V_{TO} \approx 0,7 V_R$

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$$

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right]$$

$C_{L_R}$  aircraft lift coefficient at take-off rotation  
 $V_R$  aircraft speed @ rotation  $V_R \approx 1.1V_S - 1.3V_S$

$$C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} \quad C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{oTO}} + KC_{L_{TO}}^2 \Rightarrow C_{D_{oTO}} = C_{D_o} + C_{D_{oLG}} + C_{D_{oHLD\_TO}}$$

$C_{D_{oTO}}$  aircraft zero-lift drag coefficient at take-off configuration

$C_{D_o}$  clean-aircraft zero-lift drag coefficient

$C_{D_{oLG}}$  landing gear drag coefficient

$C_{D_{oHLD\_TO}}$  high lift device drag coefficient at take-off configuration

$$C_{D_{oLG}} = 0.006 \text{ to } 0.012$$

$$C_{D_{oHLD\_TO}} = 0.003 \text{ to } 0.008$$

# Despegue – Jet Airplane - III

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right] \Rightarrow \frac{\rho g S C_{D_G} S_{TO}}{1.65W} = \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right] \Rightarrow \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} = \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right)$$

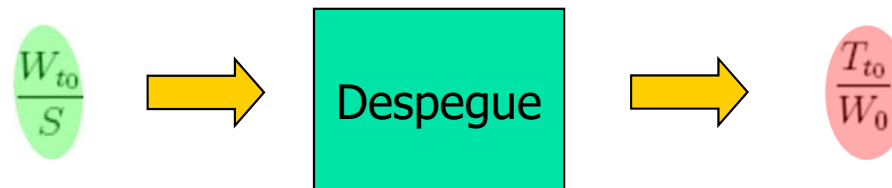
$$\frac{T}{W} - \mu = \left( \frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[ \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right]$$

$$\frac{T}{W} - \mu = \left( \frac{T}{W} \right) \left[ \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right] - \left( \mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[ \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{S}{W} \right) \right]$$

$$\left( \frac{T}{W} \right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left( \mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[ \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right) \right]}{1 - \exp \left( 0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S} \right)}$$

$$V_{TO} \approx 0,7 V_R$$

Hay que tener en cuenta que para el cálculo de los parámetros aerodinámicos, la velocidad de despegue ( $V_{TO}$ ) es un 70% de la velocidad de rotación ( $V_R$ ). Esto se debe a que como el avión está acelerando desde la velocidad inicial nula, hasta la  $V_R$ , se toma la media, la cual se puede demostrar que es aproximadamente  $V_{TO} = 0.7 V_R$ .





# Despegue – Prop Airplane - I

Assume that  $V_{TO} \approx 0,7 V_R$

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$$

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right]$$



$C_{L_R}$  aircraft lift coefficient at take-off rotation  
 $V_R$  aircraft speed @ rotation  $V_R \approx 1.1V_S - 1.3V_S$

$$C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} \quad C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

La velocidad de entrada en pérdida ( $V_S$ ) ha de variar en función de  $W/S$   $V_S = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{2}{\rho C_{L_{MAX}}}}$

Si no se hace de esta manera, y se fija la velocidad de entrada en pérdida, implica que a medida que aumenta la carga alar, implicaría que el  $C_{L_{max}}$  también aumenta, lo que no es deseable  
 $C_{L_{MAX}}$  maximum lift coefficient

$C_{L_{TO}}$  aircraft take-off lift coefficient  
 $C_{L_C}$  aircraft cruise lift coefficient  
 $\Delta C_{L_{flapTO}}$  additional lift coefficient by flap @ take-off



$$C_{L_C} \approx 0.3$$

$$\Delta C_{L_{flapTO}} \approx 0.3 - 0.8$$

# Despegue – Prop Airplane - II

Assume that  $V_{TO} \approx 0,7 V_R$

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}})$$

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[ \frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right]$$

$C_{L_R}$  aircraft lift coefficient at take-off rotation  
 $V_R$  aircraft speed @ rotation  $V_R \approx 1.1V_S - 1.3V_S$

$$C_{L_R} = \frac{2mg}{\rho S V_R^2} \quad C_{L_{TO}} = C_{L_C} + \Delta C_{L_{flapTO}}$$

$$C_{D_{TO}} = C_{D_{oTO}} + KC_{L_{TO}}^2 \Rightarrow C_{D_{oTO}} = C_{D_o} + C_{D_{oLG}} + C_{D_{oHLD\_TO}}$$

$C_{D_{oTO}}$  aircraft zero-lift drag coefficient at take-off configuration

$C_{D_o}$  clean-aircraft zero-lift drag coefficient

$C_{D_{oLG}}$  landing gear drag coefficient

$C_{D_{oHLD\_TO}}$  high lift device drag coefficient at take-off configuration

$$C_{D_{oLG}} = 0.006 \text{ to } 0.012$$

$$C_{D_{oHLD\_TO}} = 0.003 \text{ to } 0.008$$

Hay que tener en cuenta que para el cálculo de los parámetros aerodinámicos, la velocidad de despegue ( $V_{TO}$ ) es un 70% de la velocidad de rotación ( $V_R$ ). Esto se debe a que como el avión está acelerando desde la velocidad inicial nula, hasta la  $V_R$ , se toma la media, la cual se puede demostrar que es aproximadamente  $V_{TO}=0.7V_R$ .

# Despegue – Prop Airplane - III

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[ \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]}{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}$$

$$T_{TO} = \frac{0.5 P_{max}}{V_{TO}}$$

Fixed-pitch propeller

$$T_{TO} = \frac{0.6 P_{max}}{V_{TO}}$$

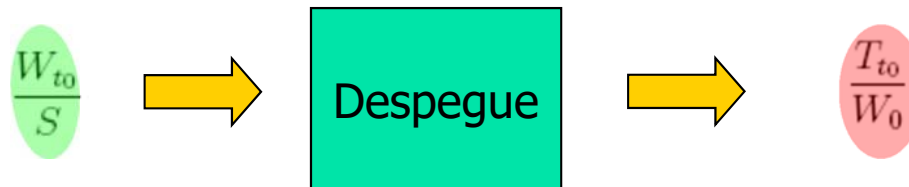
Variable-pitch propeller

$$\left(\frac{\eta_P P_{max}}{V_{TO} W}\right)_{S_{TO}} = \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[ \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]}{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)} \iff \left(\frac{P}{W}\right)_{S_{TO}} = \frac{V_{TO}}{\eta_P} \frac{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[ \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]}{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{S_{TO}} = \frac{1 - \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}\right) \left[ \exp\left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \frac{1}{W/S}\right) \right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}}$$

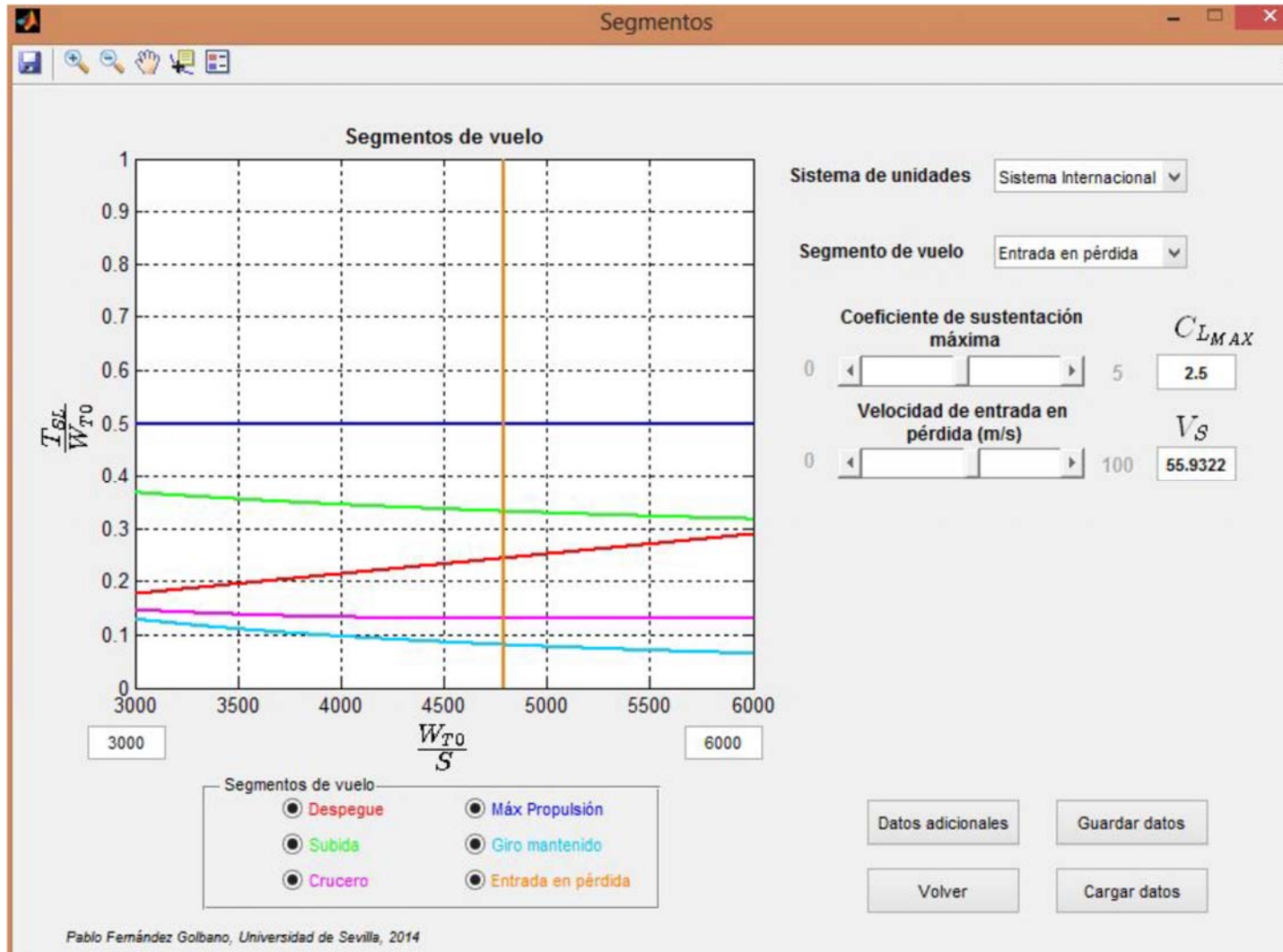
$$V_{TO} \approx 0,7 V_R$$

Hay que tener en cuenta que para el cálculo de los parámetros aerodinámicos, la velocidad de despegue ( $V_{TO}$ ) es un 70% de la velocidad de rotación ( $V_R$ ). Esto se debe a que como el avión está acelerando desde la velocidad inicial nula, hasta la  $V_R$ , se toma la media, la cual se puede demostrar que es aproximadamente  $V_{TO} = 0.7 V_R$ .



# Academic Performance

## Despegue



Sistema de unidades Sistema Internacional

Segmento de vuelo Subida

Altura de vuelo (m)  $h$  10000

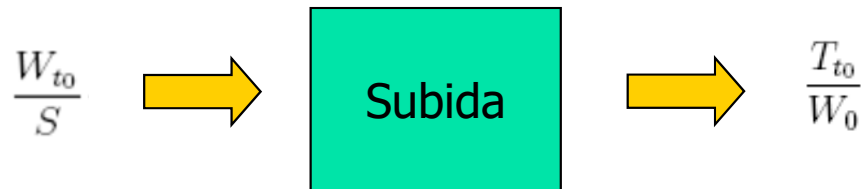
Rate of climb (m/s)  $ROC$  12.7119

Coefficiente de resistencia parasitaria  $C_{D0}$  0.025

Coefficiente de resistencia inducida  $k$  0.05

# Subida

- Parámetros aerodinámicos:
  - $C_{D0}$  y  $K$  se estiman a partir de valores iniciales.
    - 3 niveles de hipótesis
      - Estimaciones preliminares.
      - Valores aproximados.
      - Valores más detallados
    - Estimados a partir de configuración limpia
- Inicialmente se **considera** que la **configuración** más **restrictiva** en el **segmento** de **subida** es al **principio** del dicho **segmento** por lo que se considera el **peso** de **subida** como el  **$W_0$** .
- Se **considera** la **aproximación** de la **velocidad horizontal** en función del **gradiente**
- Para cálculos más precisos del segmento de subida no se empleará el gradiente sino la más restrictiva definida por el RFP que es la velocidad vertical, junto con los "**best angle**" y "**best climb rate**"



- **Especificaciones FAR delimitan las condiciones subida** en:
  - Todas ellas son **condiciones extremas** en las que la **resistencia es superior a la normal**:
    - Fallo del motor.
    - Tren de aterrizaje bajado.
    - Posición de superficies hipersustentadoras.
- El método para seleccionar la carga de las alas sigue los siguientes pasos:
  - Gradiente de subida
    - Ratio entre las distancia vertical y horizontal recorridas.

climb gradient =  $V_v/V \sim 4\%$

$$G = \frac{T - D}{W} \quad \longrightarrow \quad \frac{D}{W} = \frac{T}{W} - G \quad \longleftarrow \quad \frac{D}{W} = \frac{qSC_{D_0} + \frac{qS}{\pi Ae} C_L^2}{W} = \frac{qC_{D_0}}{W/S} + \frac{W}{S} \frac{1}{q\pi Ae}$$

- Resolviendo ambas ecuaciones

$$\frac{W}{S} = \frac{q\pi Ae}{2} \left\{ \left[ \left( \frac{T}{W} \right) - G \right] \pm \sqrt{\left[ \left( \frac{T}{W} \right) - G \right]^2 - \frac{4C_{D_0}}{\pi Ae}} \right\}$$

- **T/W** tiene que ser elegido teniendo en cuenta las condiciones de vuelo y el peso considerado durante la maniobra, lo que implica que tiene que ser **normalizado** por el peso de la maniobra y llevado al **peso de despegue** para obtener la carga alar asociada
- Independientemente de lo "limpio" que sea tu diseño, **T/W** tiene que ser mayor que el Gradiente de subida deseado.

$$\left( \frac{T}{W} \right) \geq G + 2\sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi Ae}}$$

- Las mismas ecuaciones pueden ser usadas para determinar la senda de planeo  $T/W=0$

# Subida – Jet Engine

Rate Of Climb (ROC) ratio between excess power and the aircraft weight:

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{(TV - DV)}{W} \rightarrow ROC = V \left[ \frac{T}{W} - \frac{D}{W} \right] = V \left[ \frac{T}{W} - \frac{D}{L} \right] = V \left[ \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right]$$

Maximize ROC  $\rightarrow$  Maximize  $\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$  &  $T_{max}$   $ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \left[ \frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{\left(L/D\right)_{max}} \right]$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \rightarrow V_{climb} \rightarrow D_{min}$$

$$V_{ROC_{max}} = V_{min_D} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}}}} \rightarrow ROC_{max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}}}} \left[ \frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{\left(L/D\right)_{max}} \right]$$

$$\left[ \frac{T_{max}}{W} - \frac{1}{\left(L/D\right)_{max}} \right] = \frac{ROC_{max}}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}}}}} \Rightarrow \frac{T_{max}}{W} = \frac{ROC_{max}}{\sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{C_{D_o}}{K}}}}} + \frac{1}{\left(L/D\right)_{max}} \rightarrow \left(\frac{T}{W}\right)_{ROC} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{C_{D_o}}{K} \left(\frac{W}{S}\right)}} + \frac{1}{\left(L/D\right)_{max}}$$

Corregir  $\rightarrow \frac{T_c}{T_0}$  &  $\frac{W_c}{W_0}$

# Subida – Prop Engine

Rate Of Climb (ROC) ratio between excess power and the aircraft weight:

$$ROC = \frac{P_{avl} - P_{req}}{W} = \frac{\eta_P P - DV}{W} \quad \Rightarrow \quad V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}}$$

$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \quad \Rightarrow \quad ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_D}{W} \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}}$$

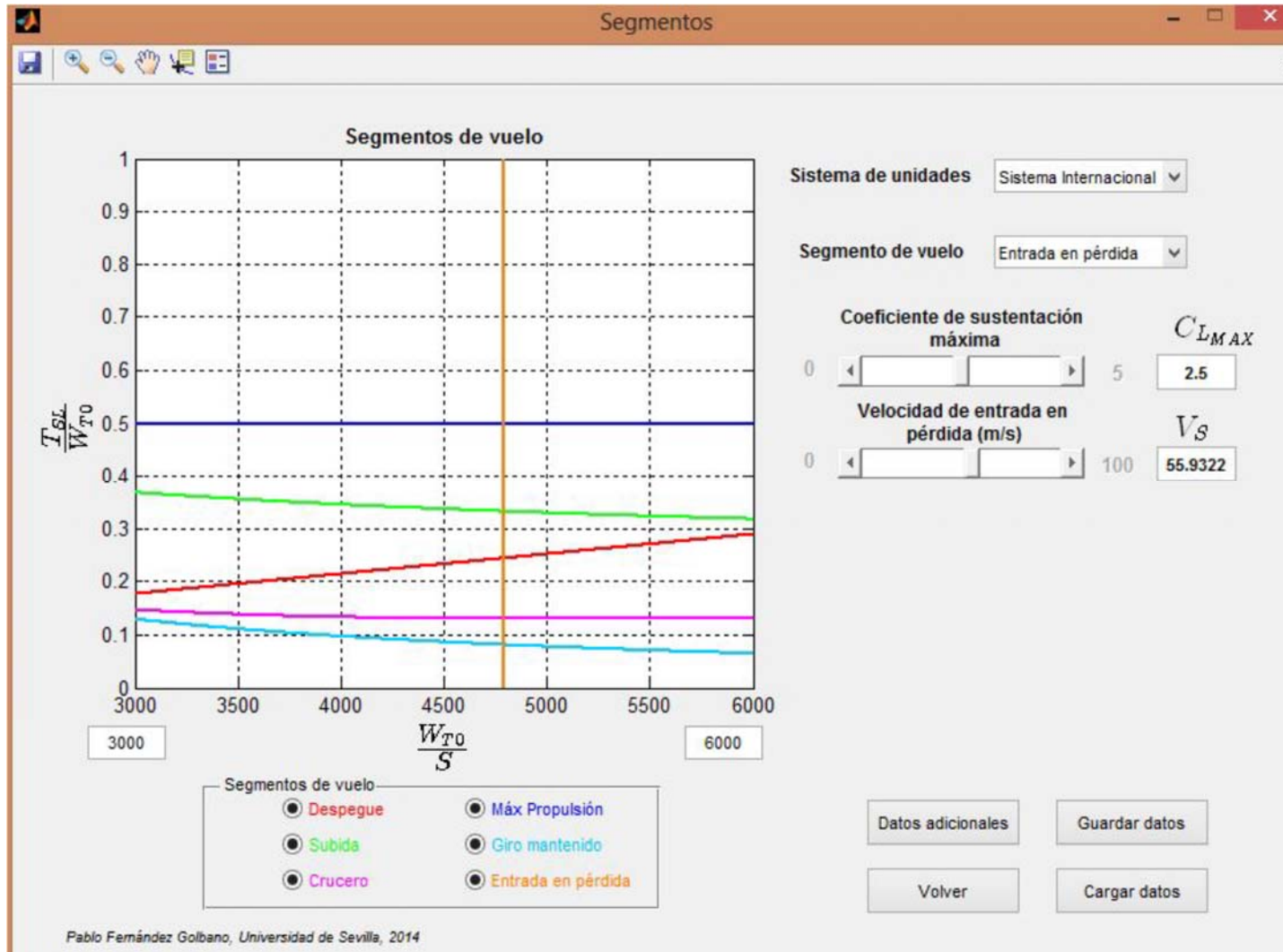
$$ROC_{max} = \frac{\eta_P P_{max}}{W} - \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max}}\right) \quad \Rightarrow \quad \frac{P_{max}}{W} = \frac{ROC_{max}}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{ROC} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta_P} + \sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{3C_{D_o}}{K}}}} \left(\frac{W}{S}\right) \left(\frac{1.155}{(L/D)_{max} \eta_P}\right)}$$



# Academic Performance

## Subida



Sistema de unidades: Sistema Internacional

Segmento de vuelo: Subida

Altura de vuelo (m)  $h$ : 10000

Rate of climb (m/s)  $ROC$ : 12.7119

Coefficiente de resistencia parasitaria  $C_{D0}$ : 0.025

Coefficiente de resistencia inducida  $k$ : 0.05

# Virajes Nivelados - I

- Los **virajes nivelados** son importantes a la hora de hacer **maniobras**.
- Nos **interesa no perder energía potencial** cuando maniobramos, ya que si no tendremos que **recuperarla mediante subidas y aceleraciones**.
- En los **virajes nivelados** el **avión** tiene una **actitud** en la que el **ángulo de bancada contribuye** a que haya una **componente horizontal** de la **sustentación** que actúa como la fuerza centrípeta necesaria para poder mantener un giro.
  - La sustentación del ala tiene componentes horizontal y vertical.

Turn rate 
$$\dot{\psi} = \frac{W\sqrt{n^2-1}}{(W/g)V} = \frac{g\sqrt{n^2-1}}{V} \quad \text{rads/sec}$$

- Nos interesan la **velocidad** de giro **instantánea** y los virajes con **velocidad** de giro **mantenienda**.

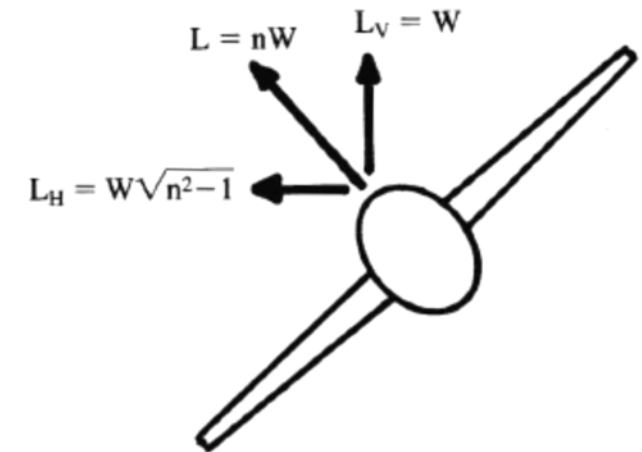
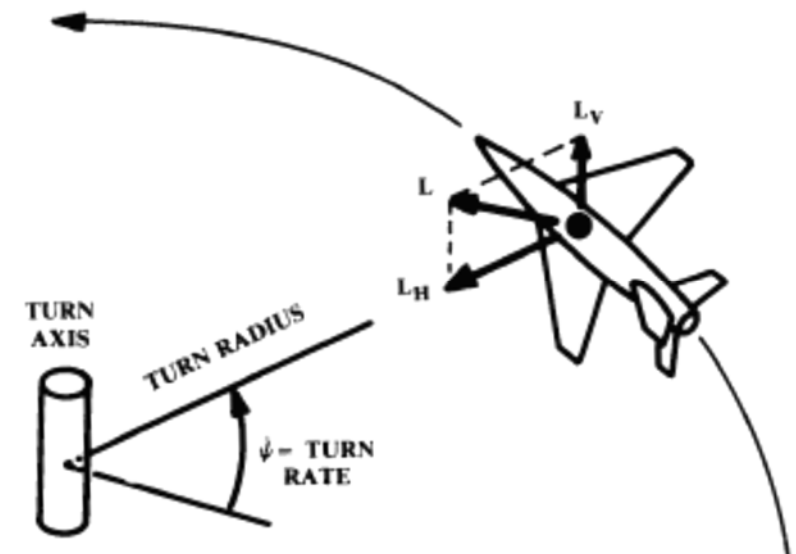


Fig. 17.5 Level turn geometry.



# Virajes Nivelados - II

- La **velocidad de giro instantánea** define la condición en la que el **avión** reduce su **velocidad durante** el giro para **maximizar** dicha maniobra:
  - El **factor de carga** está **delimitado** por el **coeficiente de sustentación** máximo o los **límites estructurales** del avión.
- Durante un **viraje con velocidad** de giro mantenida, **NO** se **permite** que el avión **pierda** ni **velocidad** ni **altura**:
  - El factor de carga máxima asumiendo que el eje de empuje está aproximadamente alineado con la dirección de vuelo

$$n = (T/W)(L/D) \quad \longrightarrow \quad C_L = nW/qS \quad \longrightarrow \quad n = \sqrt{\frac{q}{K(W/S)} \left( \frac{T}{W} - \frac{qC_{D0}}{W/S} \right)}$$

## Emplear factores de carga (n) definidos en el RFP

- El **factor de carga** para **giro mantenido** puede maximizarse **volando** con **eficiencia aerodinámica max** (L/Dmax)

- Para Jet

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

- Para Prop

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

# Virajes Nivelados - III

- Se asume que los vuelos de viraje nivelados se efectúan con **configuración de máxima autonomía**.
- La velocidad para potencia mínima es aproximadamente **0.76 V min empuje**.
  - **CL min potencia** 73% superior que CL min empuje
  - $C_{Di} = 3C_{D0}$
  - $C_D = 4 C_{D0}$
- Con potencia mínima se vuela a menor velocidad
  - $L/D = 0.866 L/D \text{ max}$

Emplear factores de carga (n) definidos en el RFP

$$n = \sqrt{\frac{q}{K(W/S)} \left( \frac{T}{W} - \frac{qC_{D0}}{W/S} \right)}$$

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

# Virajes Nivelados - IV

$$\frac{T_{t_0}}{W_0} \geq \frac{T_{t_0}}{T_{t_{loiter}}} \frac{W_{loiter}}{W_{t_0}} \left( \frac{K}{q} \frac{W_{t_0}}{S} \frac{W_{loiter}}{W_{t_0}} n^2 + \frac{C_{D_0} q}{\frac{W_{t_0}}{S} \frac{W_{loiter}}{W_{t_0}}} \right)$$

- $q$  se determina a partir de la velocidad y altitud de vuelo de máxima autonomía de cada configuración
- $C_{D_0}$  y  $K$  se estiman a partir de valores iniciales.
  - 3 niveles de hipótesis
    - Estimaciones preliminares.
    - Valores aproximados.
    - Valores más detallados.
- Ratios de  $W_1/W_0$  se determinan a partir del estudio de fracciones de pesos preliminar.
- Ratio de Empuje en autonomía:
  - Hay que determinar cual es la combinación de planta motora que ofrece el empuje necesario para volar en crucero pero con el menor gasto de combustible.
    - Hipótesis :
      - Primera hipótesis se puede emplear la derivación de planta motora a Throttle 1
      - Buscar la configuración de planta motora que optimiza el gasto de combustible.



# Giro mantenido

- La **maniobra de giro mantenido** puede ser importante en situaciones de **espera**, o de evasión de objetos.
- Giro mantenido es generalmente expresado en términos del **factor de carga máxima** ( $n$ ) en condiciones de vuelo específicas en las que el avión puede mantener dichas **condiciones sin perder velocidad ni altura**.
- Si se ha de mantener la velocidad, entonces  **$T=D$**

$$n = \frac{T}{W} \frac{L}{D}$$

- Se **maximiza  $n$**  maximizando  **$T/W$  y  $L/D$**
- $L/D_{\max}$  ocurre

$$qSC_{D_0} = qS \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

- Durante un giro**, la **sustentación** es **igual** al **peso multiplicado** por el factor de carga ( $n$ ), de tal manera que

$$\frac{W}{S} = \frac{q}{n} \sqrt{\pi A e C_{D_0}}$$

- Igualando Empuje ( $T$ ) y Resistencia ( $D$ )** obtenemos la carga de las alas necesaria para mantener un factor de carga  $n$  utilizando todo el empuje disponible

$$T = qSC_{D_0} + qS \left( \frac{C_L^2}{\pi A e} \right) = qSC_{D_0} + \left( \frac{n^2 W^2}{qS \pi A e} \right) \quad \longrightarrow \quad \frac{T}{W} = \frac{qC_{D_0}}{W/S} + \frac{W}{S} \left( \frac{n^2}{q \pi A e} \right)$$

- Resolviendo para  $W/S$**  para generar la **carga de las alas** necesaria para un factor de carga ( $n$ ):

$$\frac{W}{S} = \frac{q \pi A e}{2n^2} \left[ \left( \frac{T}{W} \right) \pm \sqrt{\left( \frac{T}{W} \right)^2 - \frac{4n^2 C_{D_0}}{\pi A e}} \right] \quad \longrightarrow \quad \left( \frac{T}{W} \right) \geq 2n \sqrt{\frac{C_{D_0}}{\pi A e}}$$

**Se tiene que satisfacer**

# Estudios Paramétricos

- Uno de los aspectos más importantes durante el proceso inicial del diseño de una aeronave es la del refinamiento de los requisitos del RFP propuesto por el comprador.
- Muchas veces las actuaciones que cumple un determinado diseño en la fase inicial del diseño no son capaces de satisfacer los requisitos del RFP:
  - Implica mayor dimensionado, reducción de velocidades máximas, alcances, autonomía, etc...
- Los estudios paramétricos (**Trade studies**) sirven para ver las tendencias al variar algunas de los parámetros de diseño.
  - Estudio paramétrico de alcance.
  - Estudio paramétrico de carga de pago.
  - Estudio paramétrico de diferentes materiales, etc...

# Estudio Alcance



Fig. 3.12 Range trade.

## Box 3.2 Range Trade

### 1000 n miles Range

$$W_3/W_2 = W_5/W_4 = e^{-0.1020} = 0.9030$$

$$W_7/W_0 = 0.7132$$

$$W_f/W_0 = 1.06(1 - 0.7132) = 0.3040$$

$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.3040 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	41,544
40,000	0.4429	17,717	42,670
42,000	0.4414	18,540	42,417
42,400	0.4411	18,704	42,369
42,370	0.4412	18,692	42,372

### 2000 n miles Range

$$W_3/W_2 = W_5/W_4 = e^{-0.2040} = 0.8154$$

$$W_7/W_0 = 0.5816$$

$$W_f/W_0 = 0.4435$$

$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.4435 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	89,671
80,000	0.4220	33,756	80,265
80,200	0.4219	33,835	80,221
80,210	0.4219	33,839	80,219
80,218	0.4219	33,842	80,217



# Estudio Carga de Pago

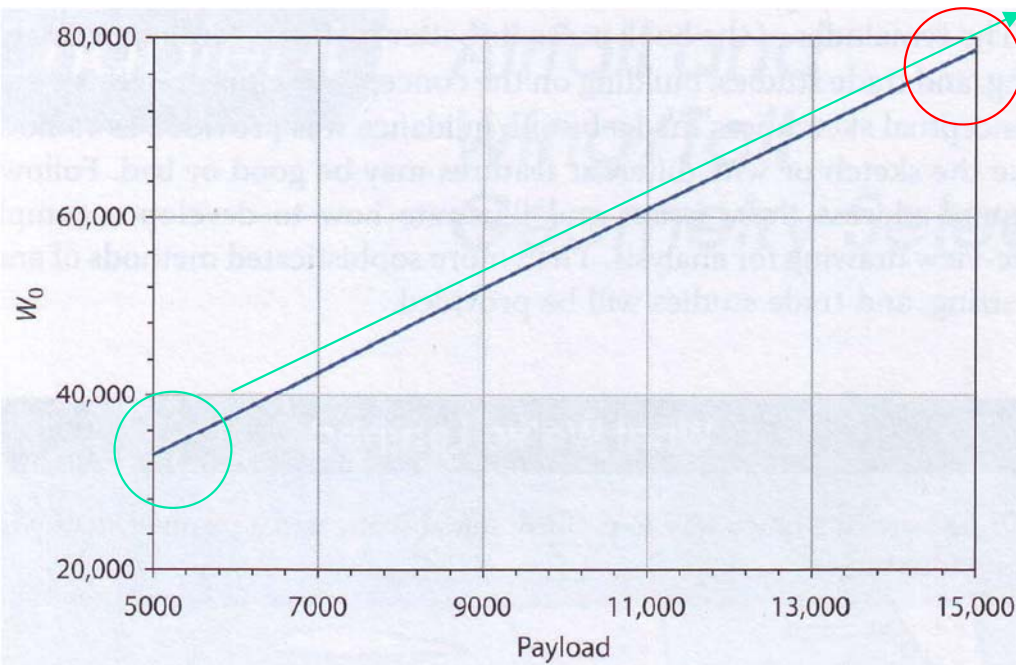


Fig. 3.13 Payload trade.

## Box 3.3 Payload Trade

$$\text{Payload} = 5000 \text{ lb}; W_0 = \frac{5800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	31,074
32,000	0.4499	14,397	33,563
33,000	0.4489	14,815	33,376
33,300	0.4487	14,940	33,321
33,320	0.4486	14,949	33,318

$$\text{Payload} = 15,000 \text{ lb}; W_0 = \frac{15,800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4361	21,803	84,651
75,000	0.4239	31,790	79,456
78,000	0.4227	32,971	78,994
78,800	0.4224	33,285	78,875
78,865	0.4224	33,311	78,866

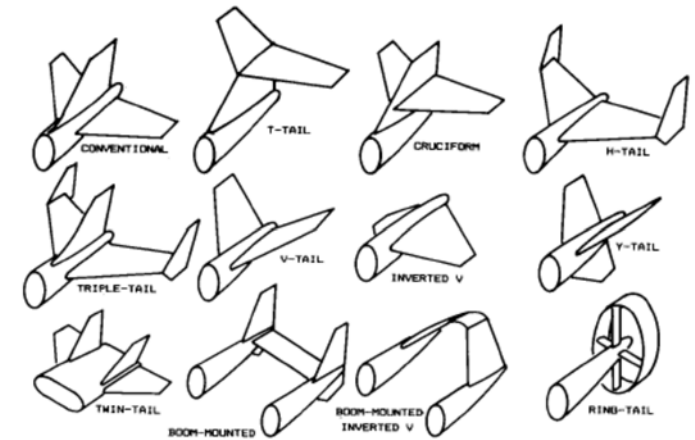
# Estudio Diferentes Materiales

Estimación 95%

## Box 3.4 Composite Material Trade

$$W_e/W_0 = (0.95) \frac{(0.93 W_0^{-0.07})}{10,800} = 0.8835 W_0^{-0.07}$$
$$W_0 = \frac{10,800}{1 - 0.3773 - \frac{W_e}{W_0}}$$

$W_0$ , guess	$W_e/W_0$	$W_e$	$W_0$ , calculated
50,000	0.4143	20,713	51,810
51,000	0.4137	21,098	51,668
51,500	0.4134	21,291	51,598
51,550	0.4134	21,310	51,591
51,585	0.4134	21,323	51,587



# Dimensionado de la Geometría y de las Superficies de Control

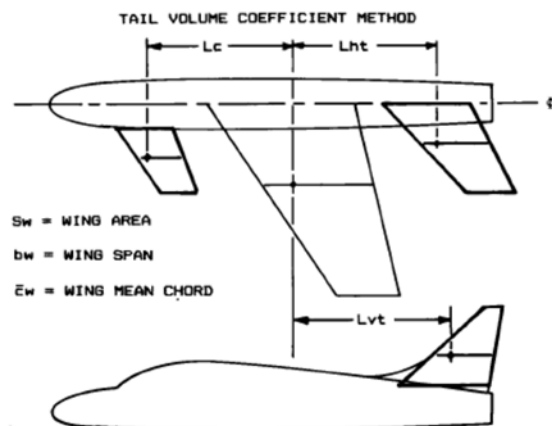


Fig. 6.2 Initial tail sizing.

# Dimensionado de la Geometría - 1

Buena aproximación  $l_{fus} \approx b_w$

## ■ Fuselaje:

- Por lo general las dimensiones del fuselaje van en función de las necesidades de cada avión y de sus expectativas.
- Para patrones iniciales: tablas estadísticas

Table 6.3 Fuselage length vs  $W_0$  (lb or {kg})

Length = $aW_0^C$ (ft or {m})	$a$	$C$
Sailplane—unpowered	0.86 {0.383}	0.48
Sailplane—powered	0.71 {0.316}	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68 {1.35}	0.23
Homebuilt—composite	3.50 {1.28}	0.23
General aviation—single engine	4.37 {1.6}	0.23
General aviation—twin engine	0.86 {0.366}	0.42
Agricultural aircraft	4.04 {1.48}	0.23
Twin turboprop	0.37 {0.169}	0.51
Flying boat	1.05 {0.439}	0.40
Jet trainer	0.79 {0.333}	0.41
Jet fighter	0.93 {0.389}	0.39
Military cargo/bomber	0.23 {0.104}	0.50
Jet transport	0.67 {0.287}	0.43

## ■ Ala

- Determinada en función ( $W_0/S$ )
  - Aproximación utilizando área trapezoidal que incluye toda el área de punta a punta

## ■ Coeficiente del Volumen de Cola

- La efectividad de la cola para generar un par sobre el centro de gravedad del avión es proporcional al área de la cola y el brazo del momento.
- La principal función de la cola es **contrarrestar** el **par generado por el ala**, por lo que suele haber relación directa entre las dimensiones de una y otra.
  - Estudio más detallado con el análisis de las ecuaciones de los momentos **en futuras revisiones.**
  - Coeficiente del Volumen de la Cola (**Tail Volume Coefficient**)

$$c_{V_T} = \frac{L_{V_T} S_{V_T}}{b_w S_{ref}}$$

## ■ Dimensionado de superficies de control

- Dimensionado final mediante estudio dinámico de la efectividad de las superficies de control:
  - Alerones, elevadores, y timón de cola.
- Muy importante el balaceo aerodinámico de las superficies
  - Porción de la superficie de control que está por delante de la bisagra.
  - Reduce el esfuerzo que hay que realizar para doblar al superficie de control.
  - Evitar el **flutter** producido en las superficies de control que pueden llevar a la destrucción de las superficies e incluso de ala

$$c_{H_T} = \frac{L_{H_T} S_{H_T}}{\bar{c}_w S_{ref}}$$

# Coeficiente del Volumen de Cola - I

$$S_{VT} = c_{VT} b_w S_{ref} / L_{VT}$$

$$S_{HT} = c_{HT} \bar{c}_w S_{ref} / L_{HT}$$

← **iiIngeniería inversa!!** ←

$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_w S_{ref}}$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{c}_w S_{ref}}$$

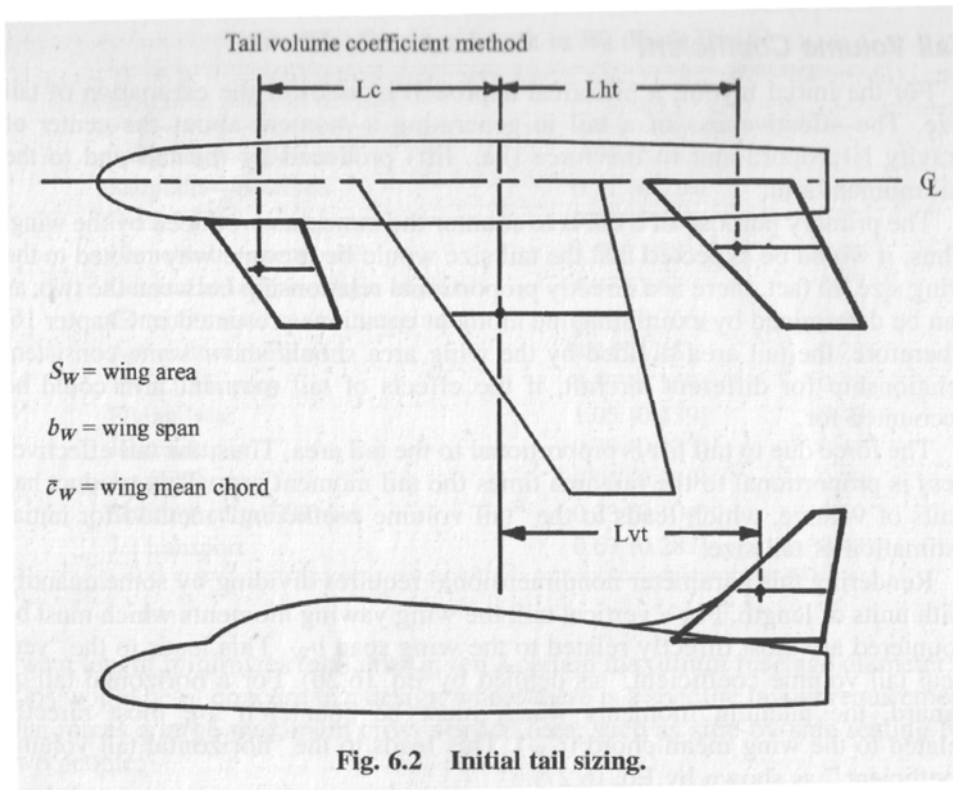
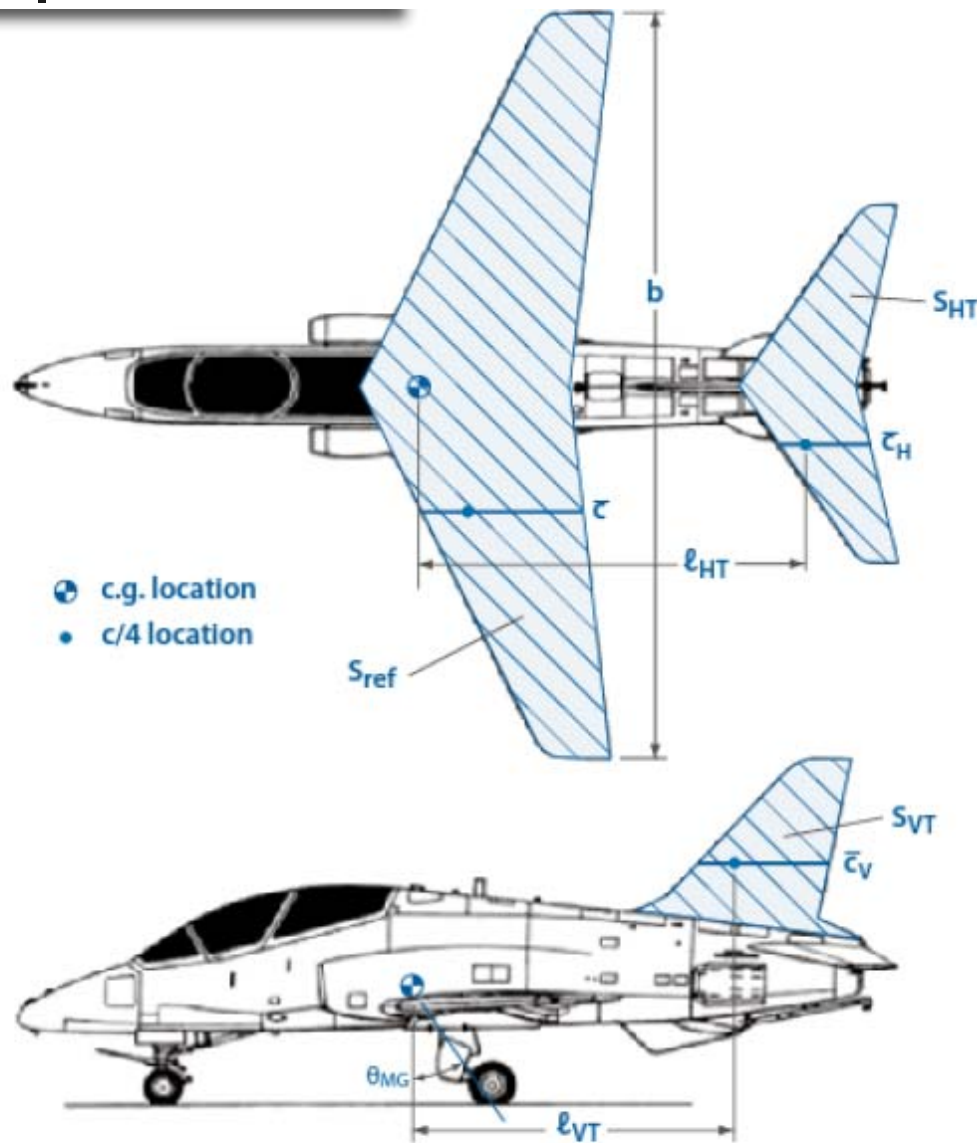


Table 6.4 Tail volume coefficient

	Typical values	
	Horizontal $c_{HT}$	Vertical $c_{VT}$
Sailplane	0.50	0.02
Homebuilt	0.50	0.04
General aviation—single engine	0.70	0.04
General aviation—twin engine	0.80	0.07
Agricultural	0.50	0.04
Twin turboprop	0.90	0.08
Flying boat	0.70	0.06
Jet trainer	0.70	0.06
Jet fighter	0.40	0.07
Military cargo/bomber	1.00	0.08
Jet transport	1.00	0.09

**Estimación Estadística**

# Coeficiente del Volumen de Cola - II



**Table 11.8** Typical Values of Volume Coefficients for Preliminary Tail Sizing

Aircraft	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Sailplane [3]	0.53	0.022
ISR	0.34	0.014
General aviation (one-engine propeller)	0.7	0.032
General aviation (two-engine propeller)	0.76	0.06
Business aircraft (two-engine)	0.91	0.09
Commercial jet transports	1.0	0.083
Military jet trainer	0.6	0.06
Jet fighter (all speeds)	0.5	0.076

**Figure 11.1** Illustration of reference geometry for tail sizing (inset is a T-45).

# Coeficiente del Volumen de Cola - III

**Table 11.1** Tail Volume Coefficients for Light Reciprocating-Propeller Aircraft

Aircraft	No. Engines	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Cessna Skywagon 207	1	0.92	0.046
Cessna Cardinal	1	0.60	0.038
Cessna Skylane	1	0.71	0.047
Piper Cherokee	1	0.61	0.037
Bellanca Skyrocket	1	0.61	0.037
Grumman Tiger	1	0.76	0.024
Cessna 310	2	0.95	0.063
Cessna 402	2	1.07	0.08
Cessna 414	2	0.93	0.071
Piper PA-31	2	0.84	0.056
Piper Chieftain	2	0.72	0.055
Piper Cheyenne I	2	0.85	0.045
Beech Duchess	2	0.67	0.053
Beech Duke B60	2	0.64	0.060

**Table 11.2** Tail Volume Coefficients for Turbofan (TF) and Turboprop (TP) Business Aircraft

Aircraft	Engines	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Beech 1900	Turboprop	1.33	0.076
Beech B200	Turboprop	0.91	0.065
Cessna Conquest	Turboprop	0.91	0.071
DeHavilland DHC-6	Turboprop	0.91	0.077
DeHavilland DHC-7	Turboprop	1.11	0.076
DeHavilland DHC-8	Turboprop	1.47	0.121
BAE 31	Turboprop	1.22	0.120
Dassault Falcon 10/20/50	Turbofan	0.68	0.063
Cessna Citation 500	Turbofan	0.73	0.081
Cessna Citation III	Turbofan	0.64	0.062
Cessna citation III	Turbofan	0.99	0.086
Learjet 24	Turbofan	0.67	0.077
Learjet 35	Turbofan	0.65	0.066
Learjet 55	Turbofan	0.76	0.086
BAE 125	Turbofan	0.72	0.061

**Table 11.3** Tail Volume Coefficients for TF and TP Transports

Aircraft	Engines	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Lockheed C-130E	Turboprop	0.94	0.053
Lockheed C-5A	Turbofan	0.62	0.079
Lockheed L-1011	Turbofan	0.83	0.055
Boeing 727-200	Turbofan	0.82	0.11
Boeing 737-200	Turbofan	1.28	0.10
Boeing 737-300	Turbofan	1.35	0.10
Boeing 747-200	Turbofan	0.74	0.079
Boeing 757-200	Turbofan	1.15	0.086
Boeing 767-200	Turbofan	0.94	0.067
DC-9/S 80	Turbofan	0.96	0.062
DC-10-30	Turbofan	0.90	0.060
Airbus A-300	Turbofan	1.12	0.094
Airbus A-310	Turbofan	1.09	0.098
BAE 146-200	Turbofan	1.48	0.12



# Coeficiente del Volumen de Cola - IV

**Table 11.4** Tail Volume Coefficients  
TF and TP Military Trainers

Aircraft	Engines	$C_{HT}$	$C_{VT}$
T-34	Turboprop	0.76	0.048
Aero L-39	Turbojet	0.58	0.083
Alphajet	Turbojet	0.43	0.084
Aermacchi MB-339	Turbojet	0.52	0.043
BAE Hawk/T-45	Turbojet	0.61	0.059
Cessna T-37	Turbojet	0.68	0.041

**Table 11.6** Tail Volume Coefficients for  
Fighter Aircraft

Aircraft	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Convair F-106	0	0.075
Grumman A-6A	0.41	0.069
Grumman F-14A	0.46	0.06
North American F-86	0.203	0.0475
North American F-100	0.36	0.0584
Northrop F-5E	0.4	0.098
McDonnell Douglas F-4E	0.26	0.054
McDonnell Douglas F-15	0.2	0.098
General Dynamics F-111A	1.28	0.064
General Dynamics FB-111	0.75	0.054
General Dynamics F-16	0.3	0.094
Cessna A-37B	0.68	0.041
MIG-21	0.214	0.08
MIG-23	—	0.06
MIG-25	0.36	0.1
SU-7	0.4	0.1
Viggen	0	0.0834

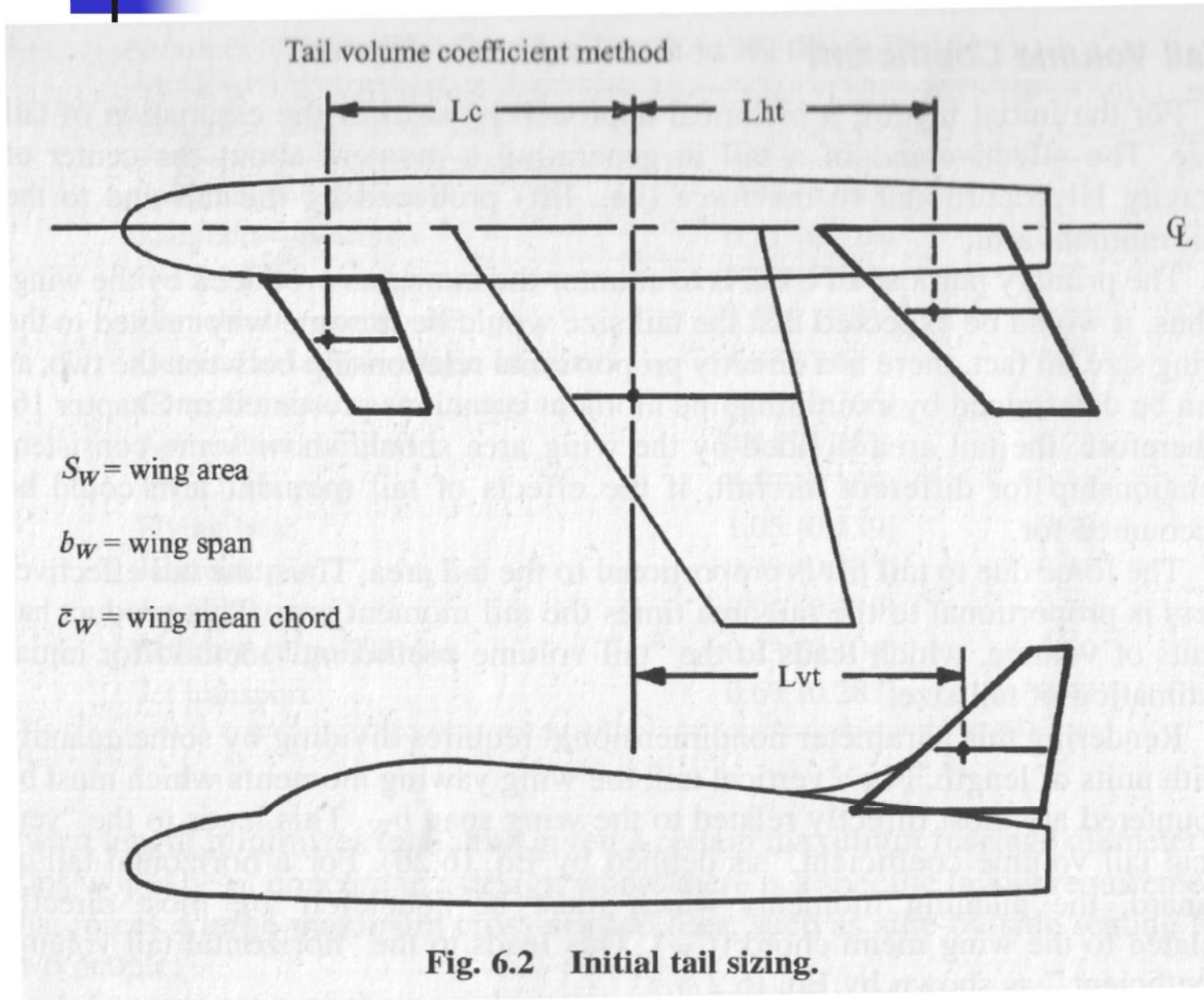
**Table 11.5** Tail Volume Coefficients for  
Supersonic Transport and Bomber Aircraft

Aircraft	$C_{HT}$	$C_{VT}$	$C_C$
Rockwell XB-70	0	0.034	0.10
Tu-144	0	0.081	0
Tu-22M	1.11	0.087	0
Tu-22	0.44	0.059	0
Concorde	0	0.08	0
Rockwell B-1B	0.8	0.039	0
Convair B-58A	0	0.057	0
North American F-108	0	0.045	0.11

**Table 11.7** Tail Volume Coefficients  
for Intelligence, Surveillance, and  
Reconnaissance Aircraft

Aircraft	$C_{HT}$	$C_{VT}$
Lockheed Martin U-2S	0.34	0.014
Northrop Global Hawk	0.32	0.0186
Boeing Condor	0.53	0.012

# Tail Volume Coefficient



????

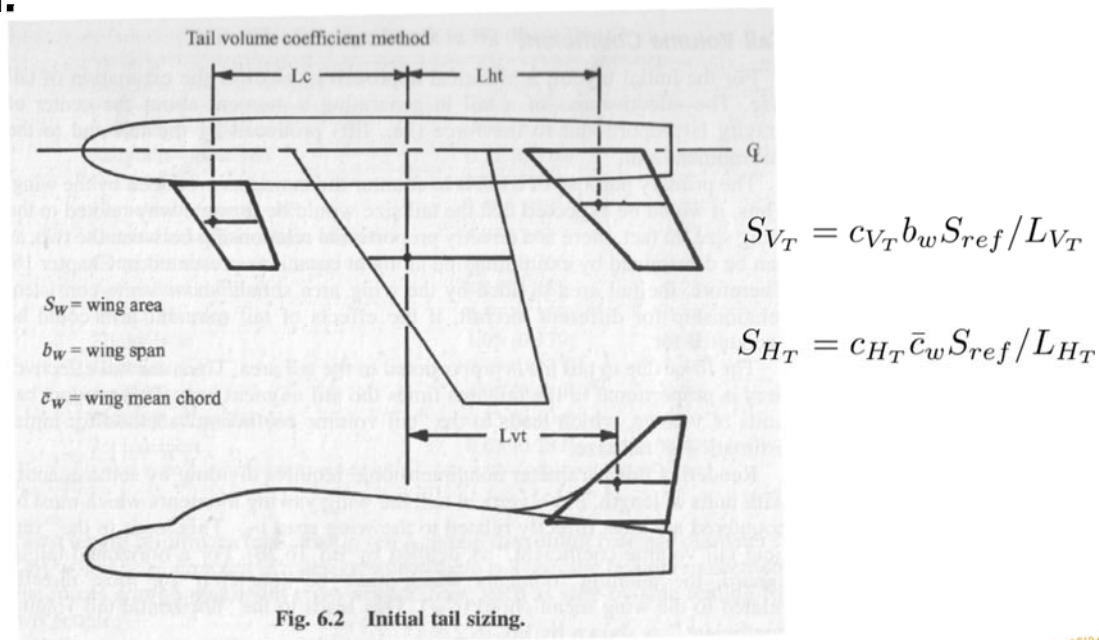
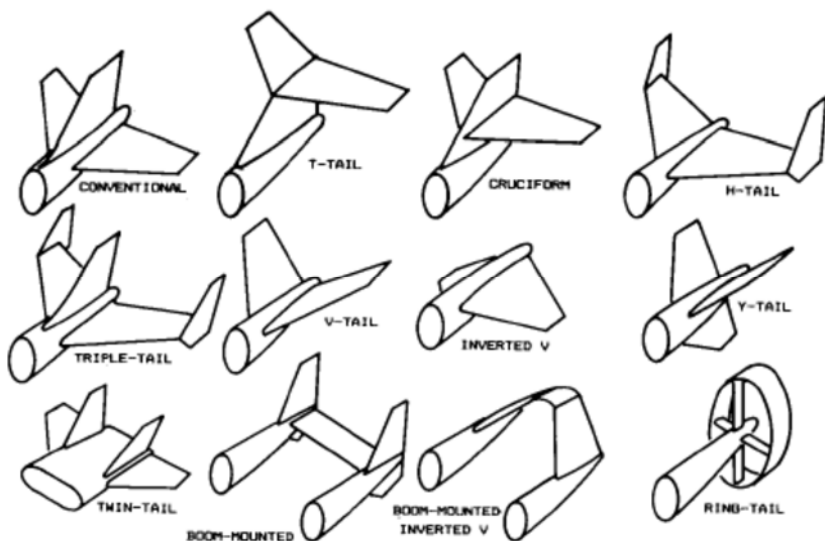
$$c_{VT} = \frac{L_{VT} S_{VT}}{b_W S_{ref}}$$

$$c_{HT} = \frac{L_{HT} S_{HT}}{\bar{c}_W S_{ref}}$$

????

# Coeficiente del Volumen de Cola - II

- Para poder **determinar el tamaño de las colas** hay que estimar el **brazo de cola** ( $L_{V_T}$  y  $L_{H_T}$ ) lo cual en este proceso inicial se puede determinar como un **porcentaje de las dimensiones del fuselaje** ( $L_{V_T} \approx L_{H_T}$ ):
  - Avión con un **motor (prop-engine)** montado en **la parte delantera**  $L_{H_T} \sim 60\%$  de la distancia del fuselaje.
  - Avión con los **motores en las alas**  $L_{H_T} \sim 50-55\%$  de la distancia del fuselaje.
  - Avión con los **motores montados en la parte trasera**  $L_{H_T} \sim 45-50\%$  de la distancia del fuselaje.
  - Para una **cola completamente móvil**  $L_{H_T} \sim 10-15\%$  de la distancia del fuselaje.
  - Si la **cola es en T** entonces se puede **reducir un  $L_{H_T} \sim 5\%$  el tamaño de tanto la cola vertical como la horizontal**.
    - Lo mismo sucede en una cola en H



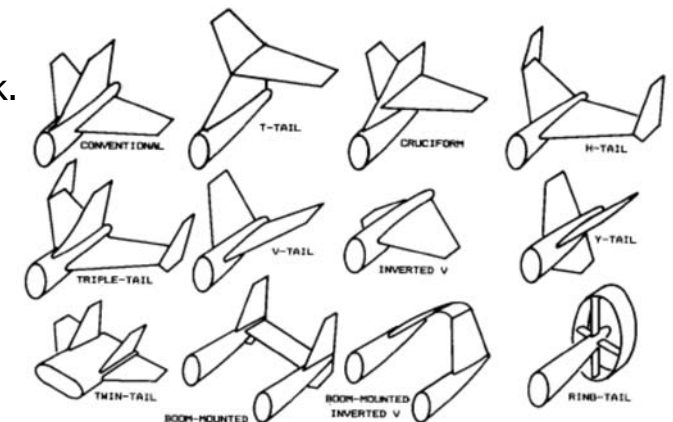
# Coeficiente del Volumen de Cola - III

- Para colas en V se utilizará los mismo requisitos descritos para colas convencionales satisfaciendo que las proyecciones en el eje vertical y horizontal se correspondan con áreas equivalentes.
- Para configuraciones con canard, se utiliza un método diferente:
  - El canard genera sustentación positiva, por lo que hay que tenerla en cuenta a la hora de calcular los requisitos de sustentación.
  - El brazo del canard es aproximadamente  $L_{HT} \sim 30-50\%$  de la longitud del fuselaje
  - El diseñador determina el % de esa área total dedicada al área y al canard ( $\sim 25\%-75\%$ )
    - $l_c$  distancia del mac del ala al mac del canard
    - $S_c$  vista expuestas superior de la superficie alar del canard
    - Para diseño preliminar  $C_c = 0.10 \sim 0.11$  (calcular de aeronaves similares)

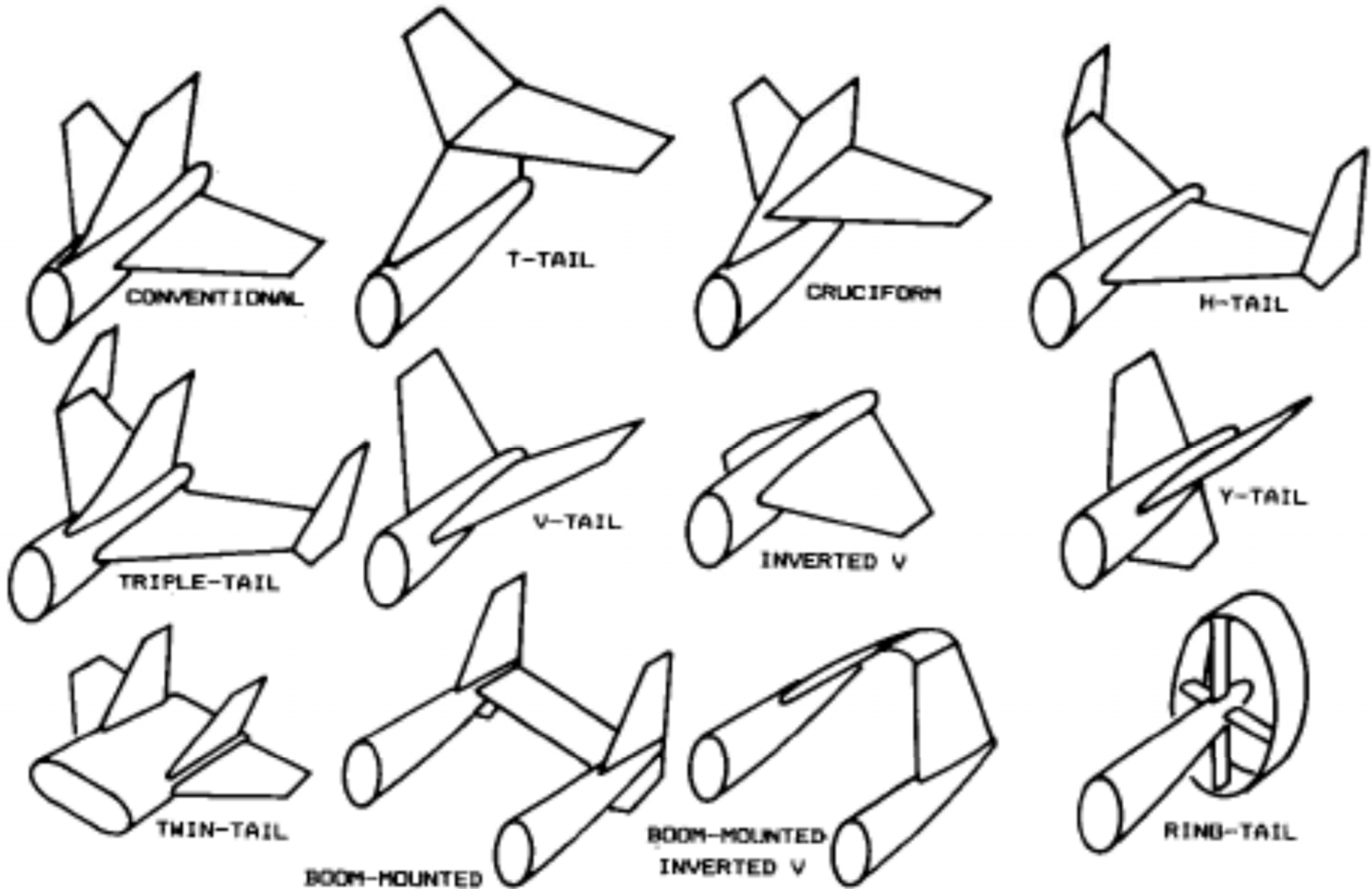
$$C_c = \frac{l_c S_c}{\bar{c} S_{ref}}$$

- REVISAR: Roskam J., Airplane Design. Roskam Aviation and Engineering Corp.

- Multitud de información relativa a datos geometricos.
  - Temas de Soporte (<http://www.aero.us.es/adesign/>)
    - Geometría, y pesos de diversos aviones. Extraído de Torenbeek.



# Tipos de Colas



# Dimensionado de superficies de control - I

- El dimensionado final de las superficies de control (alergones, elevadores y timón de dirección) se determina en función del estudio dinámico de las respuestas del avión incluyendo los efectos estructurales asociados.
  - Las superficies de control presentan por lo general estrechamiento similar al de las alas o el de las superficies de control
  - Alerones: suelen estar ubicados entre el 50% y el 90% del ala.

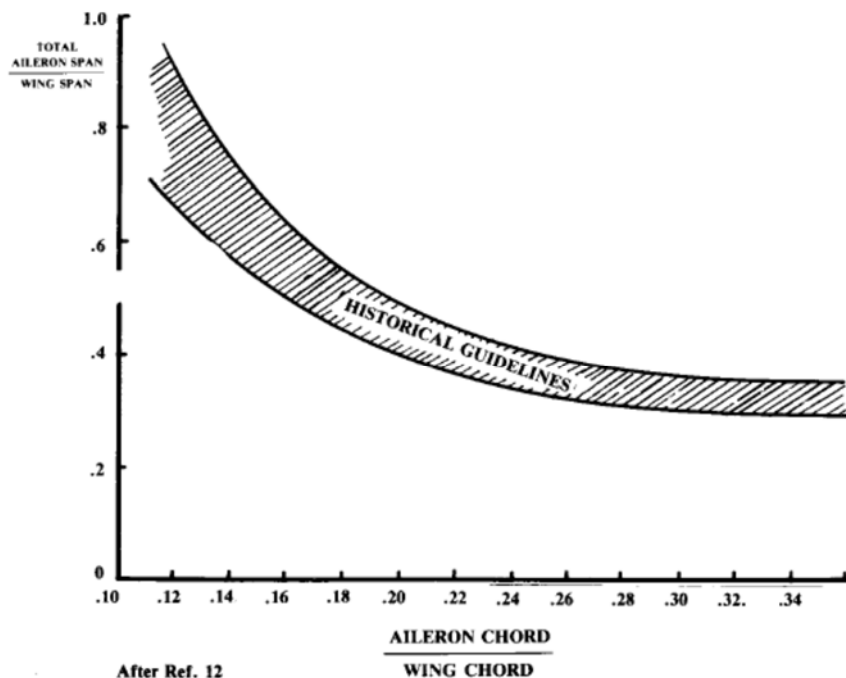


Fig. 6.3 Aileron guidelines.

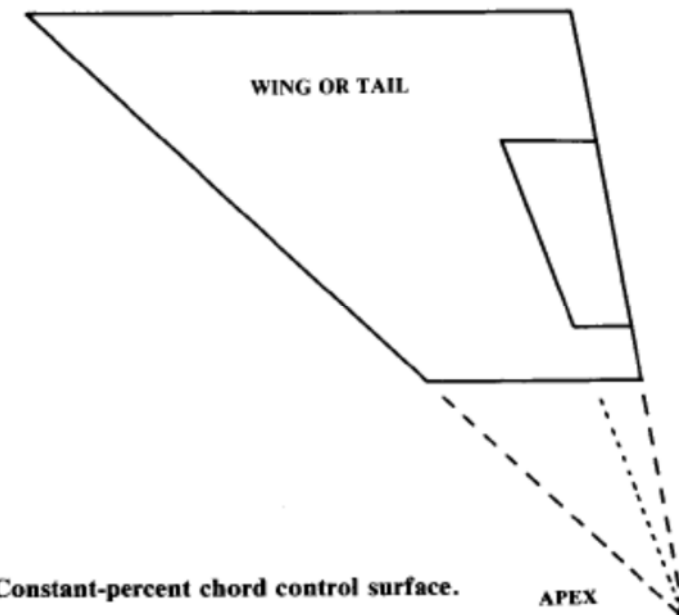


Fig. 6.4 Constant-percent chord control surface.

# Dimensionado de superficies de control - II

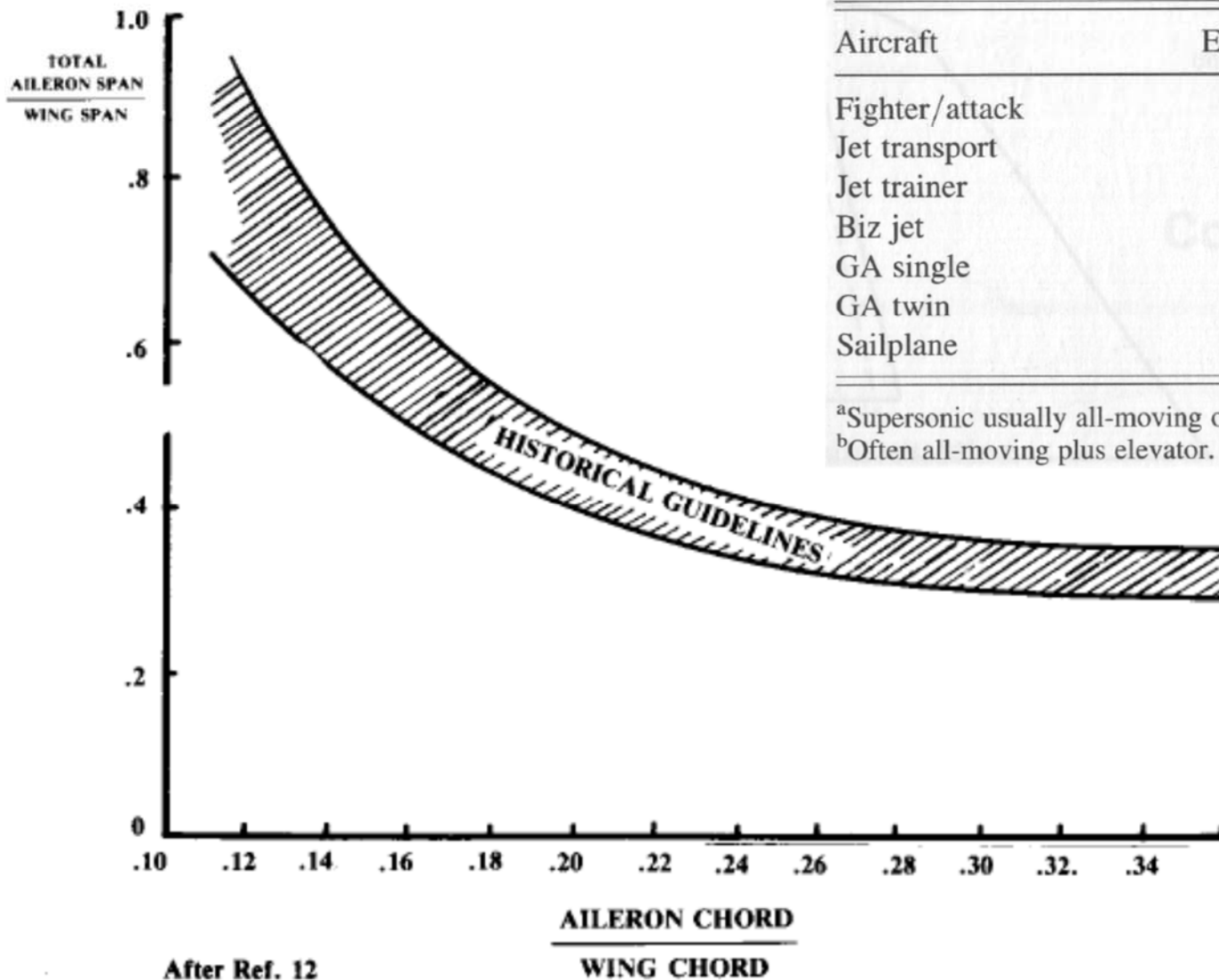


Table 6.5 Control surface sizing guidelines

Aircraft	Elevator $C_e/C$	Rudder $C_r/C$
Fighter/attack	0.30 <sup>a</sup>	0.30
Jet transport	0.25 <sup>b</sup>	0.32
Jet trainer	0.35	0.35
Biz jet	0.32 <sup>b</sup>	0.30
GA single	0.45	0.40
GA twin	0.36	0.46
Sailplane	0.43	0.40

<sup>a</sup>Supersonic usually all-moving only.

<sup>b</sup>Often all-moving plus elevator.

Fig. 6.3 Aileron guidelines.

# Dimensionado de superficies de control - III

- Para evitar el efecto de flameo (flutter), las superficies de control se construyen utilizando tanto compensación aerodinámica como de masas:
  - Compensación aerodinámica consiste en diseñar las superficies de control de tal forma que parte de la superficie aerodinámica se halle delante de la línea de rotación (hinge line).
  - Compensación, o balance de masa consiste en añadir peso delante de la línea de rotación de la superficie de control, para contrarrestar el peso de la superficie que la superficie de control tiene aguas abajo de la línea de rotación

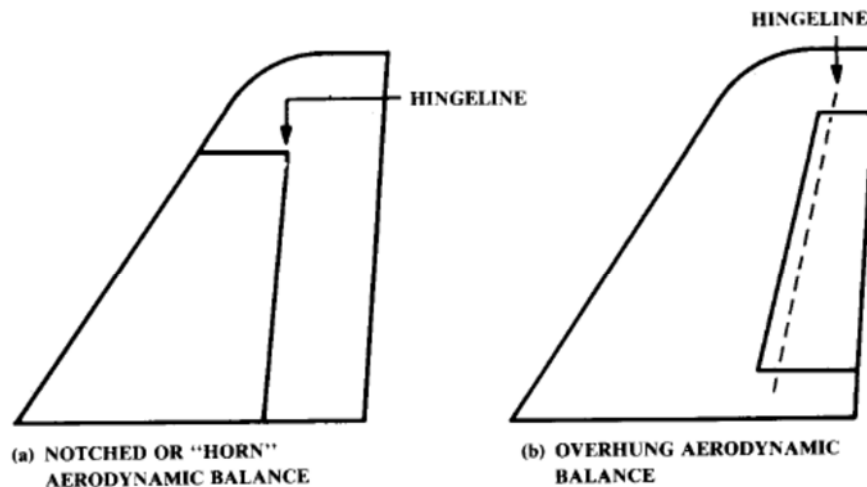


Fig. 6.5 Aerodynamic balance.



# Bibliografía Detallada

- Temas adicionales:
  - Enseñanza Virtual/Material Adicional/Aerodynamic Surfaces Design
    - Chapter 5. Wing Design.
    - Chapter 6. Tail Design
    - Chapter 12. Desig of Control Surfaces (Aileron)
    - Chapter 12. Desig of Control Surfaces (Elevator)
    - Chapter 12. Desig of Control Surfaces (Rudder)



# Características Aerodinámicas

---

Colgado en la web de la asignatura

[Geometría, y pesos de diversos aviones.](#) Extraído de Torenbeek





# Horizontal Plane Design

---



Aircraft type	V <sub>D</sub> kts EAS	M <sub>D</sub> -	V <sub>MC</sub> kts EAS	Max. cross- wind kts	S <sub>v</sub> S	Λ <sub>v</sub>	Λ <sub>v</sub> deg.	Airfoil Section root / tip	Average t/c z	S <sub>v</sub> l <sub>v</sub> S <sub>b</sub>	S <sub>r</sub> S <sub>v</sub>	Hinge Position root/tip z c <sub>v</sub>	Balance Ratio z c <sub>r</sub>	+δ <sub>r</sub> max. deg.	Tabs *	Remarks
Wright Flyer (1903)					.045	2.91	0	"flat plates"	-	.0133	1	30	42.8			biplane in front
Scottish Aviation Pup				30	.182	.89	33		12	.0750	.350	64		25	T	Horn balance
Cessna 177				20	.107	1.41	35	NACA 0009/0006	7.5	.0411	.368	60				
Scottish Av. Jetstream		.60	85		.212	1.44	43			.0820	.350	65				Horn balance
Aérospatiale N262	260		90	30	.184	1.60	9.5	NACA 0012 mod.	12	.0763	.270	68	31.2		T/C	
Fokker-VFW F 27 Mk 200	288	.51	78	30	.203	1.55	3.3	NACA 63A-015 mod.	15	.0765	.218	76	44.6	20	T/C	
Lockheed Hercules C-130E	325	.64	93.5		.180	1.84	18.8	NACA 64A-015	15	.0575	.239	75		35	T/C	
Lockheed Electra 188A		.711	110		.145	1.93	14.0	NACA 0012	12	.0707	.250	69	25.8	+23.5 -30	T	
Bristol Britannia 310	300				.197	1.65	10	RAF30 mod.	13	.0774	.225	60/67	30	25	T/S	δ <sub>r</sub> + 16° for CL-44
Aérospat. Corvette SN-600			90		.177	.88	50.3		9	.0720	.250	72	25	30	T	
Cessna Citation 500					.191	1.58	33.0	NACA 0012/0008	10	.0806	.220	75			T	
Hawker Siddeley HS-125/400	370	.825	90		.161	1.19	52		11.5	.0548	.197	72	25	28.5	T	Approx. T-tail
Yakovlev YAK-40					.162	.81	47.5		10	.0442	.222	78		30	T	T-tail
VFW-Fokker 614	330	.74			.174	1.28	32.4			.0682	.321			35	T/S	
Fokker-VFW F 28 Mk1000	390	.83	71	25	.203	1.00	40	NACA mod.	10.15	.0910	.187	78	30	33		T-tail
Aérospat. Caravelle 10.R	375	.87			.106	1.24	37.9	NACA 65-011	11	.0379	.258	76/40		24		
BAC-111/200,400	410	.86		30	.132	.91	41.0		12.5	.0482	.254	70	30			T-tail
McDonnell Douglas DC-9/10		.89			.192	.95	43.5	DSMA	11	.0810	.270	68	35	30	T/C	T-tail
Boeing 737/100	400	.89			.268	1.88	35		12	.1117	.250	75			T	
Dassault Mercure					.232	1.96	35		9	.1025	.221	71.5				Split rudder
Boeing 727/100		.95			.238	.78	55		9	.0905	.168	80				T-tail
Airbus A-300B	420	.90	103		.204	1.62	40		12.5	.1020	.248	70				
Boeing KC-135					.143	1.49	31		10	.0628	.250	65		20	S	
Boeing 707/120			107.5		.148	1.62	31		10	.0656	.282	65		25	S	
Boeing 707/320B		.95	122		.144	1.81	31		10	.0626	.242	65		25	S	
McDonnell Douglas DC-8/10,50	405	.95	<V <sub>LOF</sub>	34	.122	1.91	35	DSMA-111/-112	9.85	.0494	.269	65	37.2	32.5	C	
BAC VC-10/1101	380	.94			.142	1.10	38.5			.0453	.251					T-tail
Lockh. Tristar L-1011/1	435	.95		30	.231	1.83	35		10	.0830	.161	70				
McDonnell Douglas DC-10/10		.95		30	.221	1.92	40	~12%~10%	11	.0811	.145	62		23/46.5		Tandem rudder
Boeing 747/100,200	445	.97	103/138	30	.196	1.38	44			.0990	.173	77	42	25	T	Split rudder
Lockheed C-5A	410	.875		43	.191	.84	34.9			.0951	.191					T-tail

\*C = control tab; S = servo tab; T = trim tab

T e 9-3. Vertical tailplane design dat

JET AIRCRAFT

AIRCRAFT TYPE	1st flight prototype	Aspect ratio A	Taper ratio λ	Sweep angle A <sub>25°</sub> deg.	Geom. twist deg.	Dihedral deg.	Profile, type and spanwise thickness		X	V <sub>MO</sub> *** km/h EAS	M <sub>MO</sub>	V <sub>D</sub> km/h EAS	M <sub>D</sub>	Flap type* T.E./L.E.	(c <sub>f</sub> /c) stream-wise	b <sub>f</sub> /b X	Flap angle		C <sub>Lmax</sub> (flight test)	
							type X	tip X									takeoff deg.	landing deg.	takeoff	landing
Yakovlev YAK 40	1966	9	.396	0	-	4°30'	15	10	12,5	.70	-	-	P	31.5	67	-	-	-	2.10	
VFW-Fokker 614	1971	7.22	.402	15	3°45'	3°	632A-015	651A-012	13,5	528	.650	.615	.740	F1	31	69	20	40	2.12	2.37
Grumman Gulfstream II	1966	5.97	.370	25	-	-	13 Maca-6 series	a=.4 mod. a=.5 mod.	-	680	.860	-	-	F1	30	73	20	40	-	1.807
Fokker-VFW F 28	1967	7.27	.355	16	-	2°30'	13.2	10	13	611	.750	-	.830	F1-2	32	69.5	25	42	2.16	2.53
BAC One-Eleven Srs 200/400	1963	8.00	.321	20	-	2	12.5	11	11,8	652*	.780	760	.860	F1	30	75	18	45	1.86	2.40
McDonnell-Douglas DC-9 srs 10	1965	8.56	.246	24	-4	3	13.65	9.8	11,65	630	.840	-	.890	S2	36	67	15	50	-	2.40
McDonnell-Douglas DC-9 srs 30	1966	8.72	.226	24	-4	3	13.65	9.6	11,6	630	.840	-	.890	S3/I	36	67	15	50	2.45	2.98
Tupolev Tu 134/134A	1964	7.42	.287	35	-	-1°30'	-	-	-	-	.817	-	-	S2	23	60.5	25	30	1.51	1.67
Boeing 737 srs 100/200	1967	8.83	.251	25	-	6	14	11.5	12,9	648	.840	722	.890	F3/I,II	29	74	157	40	2.20	3.05
Afrospatiale Caravelle	1955	8.02	.354	20	-2	3	651-212	651-212	12	556	.810	-	.870	S1	27	66	10	45	1.74	2.10
Hawker Siddeley Trident 2E	1967	6.57	.240	35	-5	3	11.5	-	9,8	630	.880	732	.950	S2/I	28	69	20	50	1.93	2.40
Boeing 727 srs 100/200	1963	7.67	.323	32	-	3	13	9	11	722	.900	-	.950	F3/I,II	30	74	25	40	2.35	2.75
Tupolev Tu 154	1968	8.14	.250	35	-	-	-	-	-	575	.900	-	-	S3/I	31	75	-	-	2.05	2.70
Boeing 707/720	1957/60	7.11	.293	35	-	7	12.5	9	10	710*	.900	787	.950	F1/I,II	27	67	15	50	1.76	1.94/2.06
McDonnell-Douglas DC-8 srs 10,50,61	1958/60/66	7.30	.244	30	-	6°30'	12	10.16	11,1	630	.880	751	.950	S2/II	30	76	25	50	1.87	2.03
McDonnell-Douglas DC-8 srs 62/63	1966/67	7.65	.194	30	-	6°30'	-	-	-	-	.770	.950	S2/II	30	73	23	50	1.87	2.05	
BAC VC-10 srs 1100/Super VC-10	1962/64	7.49	.273	32°30'	-	3	12.5	9.75	10	562	.860	704	.940	F1/I	29	62	-	45	-	2.27
Lockheed L-300 Starlifter	1963	7.90	.350	25	-5°30'	-1°26'	0013 mod.	0010 mod.	11,5	-	-	-	.890	S2/I	32	66	-	-	-	2.32
Ilyushin IL 62	1963	6.675	.262	35	-	-	-	-	-	-	-	-	-	S2	24	72	-	30	-	2.36
BAC Three-Eleven A 300B	1972	8.60	.364	28	-	-	12.5	10	14,2	656*	.840	-	-	F1/I	-	75	22	45	-	3.19
Lockheed 1011	1970	7.16	.296	35	-3°40'	7°31'/5°30'	15	9	13,5	668	.840	-	-	F2/I	32.5	82	15	35	2.70	3.00
McDonnell-Douglas DC-10 srs 10	1970	6.90	.250	35	-	-	12.4	9	10,7	-	.858	-	.950	S2/I	26	77	22	42	2.46	2.65
McDonnell-Douglas DC-10 srs 30	1971	7.21	.230	35	-	-	12.5	10	11	-	.880	-	-	S2/I	257	77.5	25	50	2.34	2.73
Boeing 747/747B	1971	7.21	.230	35	-	-	12.2	8.4	11	-	.880	-	-	S2/I	257	77.5	15	55	2.15	2.98
Boeing 747/747B	1969/70	6.96	.309	37°30'	-3°30'	7	13.44	8	9,4	695	.920	824	.970	S3/II	30	70	20	30	1.89	2.55
Lockheed L500 Galaxy	1968	7.75	.256	25	-	-5°6'	12.5	9.7	11,5	648*	.825	745/726*	.875	F1/I	24	72	30	40	2.21	2.63
Potez-Air Fouga CM170 Magister	1952	7.42	.400	9°50'	-	0	64-219	64-212	15,5	700	-	740	.820	S1	25	59.5	15	40	-	-
Aermacchi MB 326	1957	5.26	.600	8°22'	-	2°55'	63A-213.7	63A-212	12,9	806	-	-	.800	S1	25	61	-	-	-	1.70
Cessna Model 500 Citation	1969	7.45	.390	10°10'	-	-	23014 mod.	23012	13	531*	.700	-	-	S1	25	56	20	-	1.55	1.72
SNIAS 600 Corvette	1970	7.45	.447	20°6'	-1°13'	3°6'	13.65	11.50	12,6	657**	.77	695	.82	S2	31	73	15	40	-	2.40
Cessna 318 (A/T37)	1954	6.20	.681	≈ 0	-2°38'	3	2418 mod.	2412 mod.	16	816**	.705**	843	-	S1	24	53	-	-	-	1.93
Gates Lear Jet Model 25	1969	5.02	.510	13°	-	2°30'	64A 109	64A 109	9	617	.765	833	.850	S1	28	61	20	40	1.37	1.37
Aerocommander Jet Commander	1963	6.19	.333	4°37'	-2	2	641-212	641-212	12	667	.800	833	.890	P	25	60	20	60	-	2.00
Dassault Minifalco 10	1970	7.11	.263	≈27°45'	-	-	-	-	-	-	.87	-	-	S2/I	31.5	67	15	55	2.04	2.35
MBB 320 Hansa Jet	1964	6.00	.333	-15	-	6	65A-1,5-13	63A-1,8-11	12	825	-	700	.830	S2	22.5	67	-	-	1.61	1.91
Piaggio Douglas PD 808	1964	6.25	.410	1°50'	-	3	DES0010-1.1	DES0008-1.1	9	852**	.788	788	.850	S1	30	61	-	-	-	1.71
North Am. Rockwell Sabre Liner	1958	5.77	.313	28°33'	-	-	40/11° mod.	40/9° mod.	-	617	.765	-	.850	S1/I	-	-	-	-	-	2.37
Hawker Siddeley HS.125 srs 400B	1962	6.25	.300	20	-2°30'	2	14	11	12,5	528	.755	685	.825	S2	29	65	15	50	1.84	2.19
Dassault Fan Jet Falcon 20.F	1963	6.40	.312	30	-	2	10.5	8	9,3	685**	.850	-	-	S1/II	25	61	10	40	-	2.32
Lockheed Jetstar	1957	5.47	.335	30	-2	2	63A 112	63A 309	10,5	710**	.870	787	.90	S2/II	21	69.5	-	-	-	1.67

Table 7-1. Wing design data

- \*CAS or IAS
- \*\*maximum level flight speed
- \*\*\*V<sub>NE</sub> is taken equal to V<sub>MO</sub>
- \*P - plain or split flap
- S - slotted flap; 1, 2 or 3: number of slots
- F - Fowler flap
- I - slat
- II - droop nose, leading edge flap or slot

PROPELLER AIRCRAFT

AIRCRAFT TYPE		1st flight prototype	Aspect Ratio A	Taper Ratio λ	Sweep angle Λ deg.	Geom. twist eg deg.	Dihedral r deg.	Profile type and streamwise thickness		(t/c) Z	V <sub>MO</sub> (EAS) km/h	M <sub>MO</sub>	V <sub>D</sub> (EAS) km/h	M <sub>D</sub>	flap type T.E./L.E.	(c <sub>f</sub> /c) stream-wise Z	b <sub>f</sub> /b Z	Flapangle		C <sub>Lmax</sub> flight test	
																		takeoff deg.	landing deg.	takeoff	landing
TURBOPROP TRANSPORT AIRCRAFT	LET L-410 Turbolet	1969	9.30	.500	0	-2°30'	1°45'	63A 418	63A 412	15	385	-	518	-	S-2	29	66	-	45-70	-	2.45
	Short Skyvan Srs 3	1963	11.30	1.0	0	0	2° 2'	63A srs	63A srs	14	402	-	445	-	S-1	30	69	18/8	20/45	2.07	2.72
	LAI Arava	1969	10.00	1.0	0	-	1°30'	63 (215) A	417 (mod.)	17	350	-	466	-	S-2	-	79	-	-	-	2.45
	Beriev Be 30	1967	9.04	.475	0	-	-	-	-	-	480	-	-	-	S-2	38.4	62.5	-	-	-	-
	DHC 6 Twin Otter Srs 300	1965	10.05	1.0	0	0	3°	6A srs meanline;0016 (mod.)	thickness distribution	16	-	-	-	-	S-2	27	96.3	-	-	2.2	2.55
	Handley Page Jetstream	1967	10.01	.333	0°34'	-2°	7°	63A 418	63A 412	15	398	.5	518	.7	S-2	30	61	20	60	1.93	2.35
	Swearingen Metro	1969	7.71	.400	0°54'	-2°	5°	65 <sub>2</sub> A 215	64 <sub>2</sub> A 415	15	422	-	-	-	S-2	20	62	-	-	-	-
	SNIAS (NORD) 262 Fregat	1962	8.72	.580	0	-	3°	23016 mod.	23012 mod.	14	386	-	496	-	S-1	24.8	66	15	25/35	1.55	2.21
	DHC-7 STOL	1975	10.00	.400	3°13'	-	4°30'	63A 418	63A 415	-	444	-	-	-	S-2	36	80	25	25/60	2.70	3.15
	HP Dart Herald srs 200	1958	10.20	.521	0°23'	-	4°	23016.5	4412	14.3	443	-	494	-	F-1	32	66	5°	-	-	2.80
	Fokker VFW F 27 Friendship	1955	12.00	.400	1°13'	-2°	2°30'	64 <sub>4</sub> -421 mod.	64 <sub>2</sub> -415 mod.	18	421	-	533	-	S-1	31.3	69	16.5	26°20'/40	2.435	2.943
	Hawker Siddeley 748 Srs 2A	1960	11.97	.386	2°54'	-	7°	23018	4412	15	417	-	528	-	F-1	31.5	66.5	15	-	2.11	2.88
	Antonov AN 24V srs 11	1960	11.77	-	-	-	-	-	-	-	450	-	-	-	F-1	18	64.7	-	-	-	2.747
	NAMC YS-11A	1962	10.81	.340	3°11'	-	6°19'	64A 218 mod.	64A 412 mod.	15	245	.475	546	.601	F-1	30	65	-	-	-	2.70
	Breguet 941C STOL	1961	6.56	.530	0	-	4°	63A 416	63A 416	16	-	-	-	-	S-2	25	100	45°/30°	98°/65°	-	-
	Vickers Vanguard	1959	9.10	.380	-	-	6°	63-X15	63-X13	14	645	-	717	-	F-1	31	64	-	40	-	2.46
	Lockheed L188 Electra	1957	7.50	.40	-	-	6°	0014-1.10	0012-1.10	13	675	-	756	.711	F-1	32	65	-	40	-	2.54
	Antonov AN 10	1957	12.03	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	S-2	24	65	-	-	-	-
	Ilyushin IL-18	1957	10.00	.333	-	-	-	-	-	14	-	-	-	-	S-2	-	63	-	-	-	-
	Lockheed L100 Hercules	1954	10.07	.513	-	-3°	2°30'	64A 318	64A 412	15	550	.660	611	.710	F-1	30	70	18	36	2.17	2.28
Bristol Britannia	1951	9.53	.300	7° 3'	2°24'	3°	25017	4413	15	533	.650	593	.700	S-2	32	67	15	45	-	2.51	
Tupolev Tu-114	1957	8.39	.350	35	-	-	-	-	-	-	-	-	-	F1	-	-	-	-	-	-	
Antonov AN 22	1965	12.02	.360	2°51'	-	-2°30'	-	-	-	740	-	-	-	S-2	22	62.7	-	-	-	-	
											V <sub>max</sub> (TAS)	V <sub>D</sub> (TAS)									
											km/h	km/h									
PISTON ENGINED GENERAL AVIATION AIRCRAFT	Beagle Pup B.121	1967	8.04	.550	2°56'	-2°	6°30'	63 <sub>2</sub> -615	63 <sub>2</sub> -615	15	259	-	314	-	S-1	21	59	10	40	1.60	1.87
	Beagle B.206	1961	10.00	.400	=0	-1°12'	5°	23015	4412 mod.	13.5	372	-	483	-	S-2	28	50.5	20	-	-	2.10
	Beechcraft Queen Air Model 65	1958	7.51	.42	0	-4°48'	7°	23018	23012	15	384	-	433	-	S-1	-	-	65Z	100Z	1.22	1.75
	Beechcraft Musketeer	1961	7.50	1.0	0	-2°	6°30'	63 <sub>2</sub> A 415	63 <sub>2</sub> A 415	15	235	-	-	-	S-1	-	-	-	-	-	1.80
	Beechcraft Bonanza V35A-TC	1945	6.10	.457	0	-3°	6°	23016.5	23012 mod.	14.3	402	-	-	-	S-1	22	54.4	20	30	-	1.85
	Beechcraft Baron D 55	1960	7.16	.410	0	-5°	6°	23017.5	23010.5	14	390	-	-	-	S-1	23	48.7	-	-	-	1.76
	Bölkow Bo 208C Junior	1962	6.90	1.0	-3°	-	1°	23009 mod.	23009 mod.	9	230	-	283	-	P-1	22	65.5	-	-	-	-
	Messerschmitt-Bölkow Bo 209 Monsun	1969	6.90	.650	1°24'	-	2°30'	64-215	64-212	13.5	274	-	320	-	-	23.5	69.5	-	-	-	1.99
	Cessna Model 150	1957	7.00	.687	0	-1°	1°	2412	2412 + symm.	12	196	-	261	-	S-1	27.5	61.5	-	40	-	1.73
	Cessna Model 172	1956	7.52	.672	0	-3°	1°44'	2412	2412 + symm.	12	224	-	280	-	S-1	32.9	46.1	20	40	-	2.10
	Cessna T 210 Centurion	1965	7.66	.726	0	-3	1°30'	64 <sub>2</sub> A215(a=.5)	64 <sub>1</sub> A412 (a=.5)	13.5	322	-	-	-	S-1	-	65.0	-	40	-	1.87
	Cessna Mod. 337 Super Skymaster	1961	7.18	.650	0	-2	3	2412	2409	10.5	322	-	-	-	S-1	-	70.5	20	40	-	1.82
	Cessna Model 401/402	1965	7.50	.679	0	-2°30'	0/5°	23018	23009	14	-	-	428	-	-	27.5	-	-	-	-	2.00
	Dornier DO27	1955	7.2	1.0	0	0	0	23018	23018	18	-	-	-	-	S-2/I	33	71	26	42	-	-
	Dornier DO28 Sky Servant	1959	8.50	1.0	0	0	1°30'	23018	23018	18	-	-	-	-	S-2/I	33	71	-	-	-	2.36
	Helio H-295 Super Courier STOL	1965	6.58	1.0	0	0	1°	23012	23012	12	269	-	304	-	S-1/I	27	74	-	-	-	6.42
	Piper PA 23 Aztec D	1961	6.80	1.0	0	-1°12'	5°	USA 35B mod.	USA 35B mod.	14	348	-	446	-	P-1	25	50	-	50	-	2.12
	Piper PA 24-260 Comanche C	1956	7.28	.460	-2°30'	-3°	5°	64 <sub>2</sub> A 215	64 <sub>2</sub> A 215	15	314	-	365	-	S-1	18	60	-	-	-	1.71
	Piper PA 28-140C Cherokee	1960	5.63	1.0	0	-	7°	65 <sub>2</sub> -415	65 <sub>2</sub> -415	15	245	-	-	-	S-1	17	57	10-25	50	-	1.74
	Piper PA 31 Navajo	1964	7.25	.372	0°30'	-2°30'	5°	63 <sub>2</sub> -415	63 <sub>1</sub> -212	13.5	365	-	-	-	S-1	-	65.6	-	-	-	2.15
SNIAS CY-80 Horizon	1962	7.20	.570	0	-2°30'	7°	63-517	4413.6	15.3	-	-	-	-	F-1	-	70	-	-	-	-	

Aircraft type	Design Dive Speed'		$\frac{S_h}{S}$	$A_h$	$\lambda_h$	$\Lambda_h$ deg.	Airfoil Section root/tip	Average t/c Z	Tail Type *	$i_{max}$		$\frac{S_{h1}}{S_c}$	$\Gamma_h$ deg.	$\frac{S_e}{S_h}$	Hinge Pos. Z c <sub>h</sub>	Balance Ratio Z c <sub>e</sub>	$\delta_{e_{max}}$		Tabs **
	$V_D$ kts EAS	$M_D$								+	-						+	-	
Wright Flyer (1903)	-	-	.163	5.72	1	0	curved "plates"	few	M			-.357	0	0	-	-	-	-	-
Scottish Aviation Pup			.229	4.40	1	0		12	F	-	-	.730	0	.377	60	-	25	27	T
Cessna 177			.202	4.00	1	0	NACA 0012/0009	10.5	M			.600	0	0	25	-	-	-	S
Aérospatiale N-262	260	-	.285	3.84	.568	8.2	23015 mod. inv.	15	F	-	-	1.015	0	.242	75	31.1/36.2	-	-	T/S
Fokker-VFW F-27 Mk200	288	.51	.229	6.00	.400	0	NACA 63A-014 mod.	14	F	-	-	.962	6	.198	78	42.7	22	25	T
Lockh. Hercules C-130B	325	.64	.313	5.20	.358	7.5	NACA 23012 inv.	12	F	-	-	1.000	0	.332	65	-	15	40	T/S
Lockh. Electra 188A		.711	.246	5.25	.335	8.6			F	-	-	.800	8.5	.247	65	-	15	30	T
Bristol Britannia 310	301	-	.282	5.14	.500	6	RAF 30 mod.	13	F	-	-	1.040	0	.300	66	30	15	35	T/S
Cessna Citation 500			.260	5.20	.500		NACA 0010/0008	9	F	-	-	.755	9	.310	67	-	-	-	-
Hawker Sidd. HS-125/400B	370	.825	.283	4.00	.580	19.6		10	F	-	-	.677	0	.408	58.7	25	9	24	-
Aérospat. SN-600 Corvette			.237	4.79	.523	28.6	neg. cambered	9	V	2.5	7.5	.640	0	.320	64	-	15	25	S
Yakovlev YAK40			.207	4.33	.430	11.5		10	V	3.0	6.0	.621	0	.377	70	-	25	25	-
VFW-Fokker 614	330	.74	.281	4.50	.400	20			V	1.5	12.0	.834	10.5	.273	67	-	20	25	T
Fokker-VFW F-28 Mk1000	390	.83	.255	3.83	.480	27.5	NACA mod.	10.45	V	2.67	8.33	.972	0	.197	78	45	15	25	T
Aérospat. Caravelle 10-R	375	.87	.204	4.03	.326	30	NACA 65-011	11	F	-	-	.995	0	.235	75	-	12	30	-
BAC-111/200-400	410	.86	.256	3.38	.600	25		10	V			.908	0	.274	65	41	-	25	S
McDonnell Douglas DC-9 project		.89	.242	4.21	.310	32	DSMA; 9.5Z/8Z	8.75	V	2	10	.941	0	.280	70	35	15	25	S
McDonnell Douglas DC-9/10		.89	.295	4.93	.352	31.6		8.7	V	1	9	1.147	0	.280	70	35	15	25	S
Boeing 737/100	398	.89	.319	4.16	.380	30	12Z/9Z	10.5	V			1.140	7	.224	75	-	20	20	S
Boeing 727/100		.95	.221	3.40	.400	35		8.5	V	4	12.5	.902	-3	.230	75	-	16	26	S
Boeing 727/200		.95	.221	3.40	.400	35		8.5	V	0	12	1.062	-3	.230	75	-	16	26	S
Dassault Mercure			.275	3.79	.360	32.5		8?	V			1.050	0	.251	75	-	-	-	-
Airbus A-300B	420	.90	.267	4.13	.500	32.5			M	3	12	1.068	6	.295	70	-	-	-	-
Boeing 707/320		.95	.216	3.37	.421	35	BAC-317	11.6	V	0.5	14	.630	7	.251			15	25	T/S
McDonnell Douglas DC-8 proj		.95	.215	4.04	.329	35	DSMA-89/-90	8.75	V	2	10	.626	10	.225	75	35	10	25	S
McDonnell Douglas DC-8/10		.95	.203	4.04	.329	35	DSMA-89/-90	8.75	V	2	10	.590	10	.225	75	35.2	16.5	27	S
Lockheed L-1011 Tristar	435	.95	.371	4.00	.333	35		8	V	0	14	.928	3	.215	77	-	0	25	-
McDonnell Douglas DC-10/10		.95	.346	3.78	.375	35		9	V	5	15	.855	10	.235	75	30	8.5	11	-
Boeing 747/100-200	445	.97	.267	3.60	.264	37		9	V	3	12	1.000	8.5	.185	77	31	17	23	T
Lockheed C-5A	410	.875	.156	4.89	.364	24.5		10	V	4	12	.700	-4.5	.268	65	30	10	20	-

\* F = fixed; M = all-flying; V = variable incidence

\*\* S = servo tab; T = trim tab

Table 9-2. Horizontal tailplane design data



# Vertical Plane Design

---





Aircraft type	V <sub>D</sub> kts EAS	M <sub>D</sub> -	V <sub>MC</sub> kts EAS	Max. cross-wind kts	S <sub>v</sub> /S	A <sub>v</sub>	Λ <sub>v</sub> deg.	Airfoil Section root / tip	Average c/c z	S <sub>v</sub> l <sub>v</sub> /S <sub>b</sub>	S <sub>r</sub> /S <sub>v</sub>	Hinge Position root/tip z c <sub>v</sub>	Balance Ratio z c <sub>r</sub>	+δ <sub>r</sub> max. deg.	Tabs *	Remarks
Wright Flyer (1903)					.045	2.91	0	"flat plates"	-	.0133	1	30	42.8			biplane in front
Scottish Aviation Pup				30	.182	.89	33		12	.0750	.350	64		25	T	Horn balance
Cessna 177				20	.107	1.41	35	NACA 0009/0006	7.5	.0411	.368	60				
Scottish Av. Jetstream		.60	85		.212	1.44	43			.0820	.350	65				Horn balance
Aérospatiale N262	260		90	30	.184	1.60	9.5	NACA 0012 mod.	12	.0763	.270	68	31.2		T/C	
Fokker-VFW F 27 Mk 200	288	.51	78	30	.203	1.55	3.3	NACA 63A-015 mod.	15	.0765	.218	76	44.6	20	T/C	
Lockheed Hercules C-130E	325	.64	93.5		.180	1.84	18.8	NACA 64A-015	15	.0575	.239	75		35	T/C	
Lockheed Electra 188A		.711	110		.145	1.93	14.0	NACA 0012	12	.0707	.250	69	25.8	+23.5 -30	T	
Bristol Britannia 310	300				.197	1.65	10	RAF30 mod.	13	.0774	.225	60/67	30	25	T/S	δ <sub>r</sub> + 16° for CL-44
Aérospat. Corvette SN-600			90		.177	.88	50.3		9	.0720	.250	72	25	30	T	
Cessna Citation 500					.191	1.58	33.0	NACA 0012/0008	10	.0806	.220	75			T	
Hawker Siddeley HS-125/400	370	.825	90		.161	1.19	52		11.5	.0548	.197	72	25	28.5	T	Approx. T-tail
Yakovlev YAK-40					.162	.81	47.5		10	.0442	.222	78		30	T	T-tail
VFW-Fokker 614	330	.74			.174	1.28	32.4			.0682	.321			35	T/S	
Fokker-VFW F 28 Mk1000	390	.83	71	25	.203	1.00	40	NACA mod.	10.15	.0910	.187	78	30	33		T-tail
Aérospat. Caravelle 10.R	375	.87			.106	1.24	37.9	NACA 65-011	11	.0379	.258	76/40		24		
BAC-111/200,400	410	.86		30	.132	.91	41.0		12.5	.0482	.254	70	30			T-tail
McDonnell Douglas DC-9/10		.89			.192	.95	43.5	DSMA	11	.0810	.270	68	35	30	T/C	T-tail
Boeing 737/100	400	.89			.268	1.88	35		12	.1117	.250	75			T	
Dassault Mercure					.232	1.96	35		9	.1025	.221	71.5				Split rudder
Boeing 727/100		.95			.238	.78	55		9	.0905	.168	80				T-tail
Airbus A-300B	420	.90	103		.204	1.62	40		12.5	.1020	.248	70				
Boeing KC-135					.143	1.49	31		10	.0628	.250	65		20	S	
Boeing 707/120			107.5		.148	1.62	31		10	.0656	.282	65		25	S	
Boeing 707/320B		.95	122		.144	1.81	31		10	.0626	.242	65		25	S	
McDonnell Douglas DC-8/10,50	405	.95	<V <sub>LOF</sub>	34	.122	1.91	35	DSMA-111/-112	9.85	.0494	.269	65	37.2	32.5	C	
BAC VC-10/1101	380	.94			.142	1.10	38.5			.0453	.251					T-tail
Lockh. Tristar L-1011/1	435	.95		30	.231	1.83	35		10	.0830	.161	70				
McDonnell Douglas DC-10/10		.95		30	.221	1.92	40	~12Z/~10Z	11	.0811	.145	62		23/46.5		Tandem rudder
Boeing 747/100,200	445	.97	103/138	30	.196	1.38	44			.0990	.173	77	42	25	T	Split rudder
Lockheed C-5A	410	.875		43	.191	.84	34.9			.0951	.191					T-tail

\*C = control tab; S = servo tab; T = trim tab

T e 9-3. Vertical tailplane design dat



# Requisitos de MIL, FAR, CS

---

# Requisitos de MIL, FAR, JAR - 1

- ¡Utilizarlos como pautas no como restricciones!

**A.5-1 Federal Aviation Regulations (FAR)—Applicability<sup>a</sup>**

Category	Various <sup>b</sup>	Normal	Transport				
<b>A) Characteristics.</b>							
Maximum takeoff weight, lb	≤ 12,500	≤ 12,500	—				
Number of engines	One or more	Two or more	Two or more				
Type of engine	All	Propeller engines only	All				
<b>Minimum crew:</b>							
Flight crew	One or more	Two	Two or more	<b>B) FAR Applicability.</b>			
Cabin attendants	None	< 20 Pass.: None	< 10 Pass.: None	Airworthiness standards airplanes	Part 23	Part 23	Part 25
		≥ 20 Pass.: One	≥ 10 Pass.: One or more	Airworthiness standards engines	Part 33	Part 33	Part 33
				Airworthiness standards propellers	Part 35	Part 35	Part 35
Maximum number of occupants	10	11–23	Not restricted	Noise standards	Part 36: Prop-Driven, Appendix F		Part 36
Maximum operating altitude, ft	25,000	25,000	Not restricted	General operating and flight rules	Part 91	Part 91	Part 91
				<b>Operations:</b>			
				Domestic, flag and supplemental comm. operators of large aircraft	—	—	Part 121
				Air travel clubs using large aircraft	—	—	Part 123
				Air taxi and comm. operators	—	Part 135	—
				Agricultural aircraft	Part 137	—	—

<sup>a</sup>After E. Torenbeck (Ref. 23).

<sup>b</sup>Normal, utility, acrobatic, and agricultural.

# Requisitos de MIL, FAR, JAR - 2

## A.5-2 Takeoff specifications<sup>a</sup>

Item	MIL-C5011A (Military)	FAR Part 23 (Civil)	FAR Part 25 (Commercial)
Velocity	$V_{TO} \geq 1.1 V_s$ $V_{CL} \geq 1.2 V_s$	$V_{TO} \geq 1.1 V_s$ $V_{CL} \geq 1.2 V_s$	$V_{TO} \geq 1.1 V_s$ $V_{CL} \geq 1.2 V_s$
Climb	Gear up: 500 fpm @ S.L. (AEO) 100 fpm @ S.L. (OEI)	Gear up: 300 fpm @ S.L. (AEO)	Gear down: $\frac{1}{2}\%$ @ $V_{TO}$ Gear up: $3\%$ @ $V_{CL}$ (OEI)
Field-length definition	Takeoff distance over 50-ft obstacle	Takeoff distance over 50-ft obstacle	115% of takeoff distance with AEO over 35 ft or balanced field length
Rolling coefficient	$\mu = 0.025$	Not defined	Not defined

AEO = all engines operating; OEI = one engine inoperative.

<sup>a</sup>(After L. Nicolai, Ref. 10)

## A.5-3 Landing specifications<sup>a</sup>

Item	MIL-C5011A	FAR Part 23	FAR Part 25
Velocity	$V_A \geq 1.2 V_s$ $V_{TD} \geq 1.1 V_s$	$V_A \geq 1.3 V_s$ $V_{TD} \geq 1.15 V_s$	$V_A \geq 1.3 V_s$ $V_{TD} \geq 1.15 V_s$
Field-length definition	Landing distance over 50-ft obstacle	Landing distance over 50-ft obstacle	Landing distance over 50 ft obstacle divided by 0.6
Braking coefficient	$\mu = 0.30$	Not defined	Not defined

<sup>a</sup>(After L. Nicolai, Ref. 10)

# Requisitos de MIL, FAR, JAR - 3

## A.5-4 FAR climb requirements for multiengine aircraft

Adapted from Refs. 23 and 49 and FAR parts 23 and 25.

$V_{s_0}$  = stall speed in landing configuration for reciprocating-engine-powered airplanes.

$V_{s_1}$  = stall speed in a specified configuration for reciprocating-engine-powered airplanes.

$V_2$  = climbout speed over 35-ft obstacle. LOF: liftoff.

### Turbine-Engine Aircraft: FAR 25

All segments with one engine stopped, except go-around in landing configuration, which has all engines operating. Engine power or thrust set at “maximum rated”, except being “maximum continuous” for third-segment climb. Maximum thrust attained after 8 s from flight idle for go-around. AEO: all engines operating.

Operation	Speed	Flaps	Landing gear	Minimum climb gradient for aircraft with $n$ engines, %		
				$n = 2$	$n = 3$	$n = 4$
<b>Takeoff Climb</b>						
First-segment	LOF	Takeoff	Down	$\geq 0$	0.3	0.5
Second-segment	$V_2^a$	Takeoff	Up	2.4	2.7	3.0
Third-segment	$\geq 1.25V_s^b$	Up	Up	1.2	1.4	1.5
<b>Landing</b>						
Go-around in approach configuration	$\leq 1.5V_s^b$	Approach	Up	2.1	2.4	2.7
Go-around in landing configuration	$\leq 1.3V_s^b$ AEO	Landing	Down	3.2	3.2	3.2

<sup>a</sup>Over 35-ft obstacle. <sup>b</sup>Stall speed in the pertinent condition.

### Reciprocating-Engine Aircraft: FAR 25

Power or thrust for operating engines set for takeoff on first and second segments and go-around and for “maximum continuous” during cruise and third segment. One engine windmilling propeller for first and second segments. If plane has automatic feathering, the propeller on an inoperative engine assumed to be feathered. One engine stopped (may be feathered) for third segment and go-around.

Operation	Speed	Flap setting	Landing gear	Minimum steady-climb rate, ft/min
<b>Takeoff climb</b>				
First-segment	$V_2^a$	Takeoff	Down	$\geq 50$
Second-segment	$V_2^a$	Takeoff	Up	$\geq 0.046V_{s_1}^{2b}$
Third-segment	Best	Up <sup>c</sup>	Up	$\geq \left(0.079 - \frac{0.106}{n}\right)V_{s_0}^{2d}$
<b>Landing go-around</b>				
(approach configuration)	$\leq 1.5V_{s_1}$	Approach <sup>e</sup>	Up	$\geq 0.053V_{s_0}^{2f}$

<sup>a</sup>Out of ground effect. <sup>c</sup>Or most favorable. <sup>e</sup>But  $V_{s_1} \leq 1.1V_{s_0}$ .  
<sup>b</sup> $V_{s_1}$  in knots. <sup>d</sup>At 5000-ft altitude. <sup>f</sup> $V_{s_0}$  in knots.

# Requisitos de MIL, FAR, JAR - 4

## A.5-4 FAR climb requirements for multiengine aircraft

Adapted from Refs. 23 and 49 and FAR parts 23 and 25.

$V_{s_0}$  = stall speed in landing configuration for reciprocating-engine-powered airplanes.

$V_{s_1}$  = stall speed in a specified configuration for reciprocating-engine-powered airplanes.

$V_2$  = climbout speed over 35-ft obstacle. LOF: liftoff.

### *FAR 23 (Turbine or Reciprocating)*

Multiengine power at maximum continuous except for  $W < 6000$  lb.

AEO: All engines operating.

Aircraft status	Speed	Flaps	Landing gear	Minimum steady-climb rate, ft/min
One engine out (prop feathered) <sup>a</sup>	Most favorable	Most favorable	Up	$\geq 0.027V_{s_0}^2$ <sup>b</sup>
AEO, $W > 6000$ lb	Most favorable	Takeoff	Up	$\geq 300$ -ft/min climb gradient $\geq 0.0833$ land plane $\geq 0.0667$ seaplane
$W < 6000$ lb	Most favorable	Takeoff	Down	$\geq 300$ ft/min and $\geq 11.5V_{s_1}$ <sup>c</sup>

<sup>a</sup>If  $W < 6000$  lb and  $V_{s_0} < 61$  knots, there is no engine-out climb requirement.

<sup>b</sup> $V_{s_0}$  in knots at 5000 ft. <sup>c</sup> $V_{s_1}$  in knots.

# Bibliografía

- Raymer D.P. Caps 3, 5 y 6.
- Torenbeek, E. (1976), Cap. 8, Cap. 11.
- Roskam J., Airplane Design. Roskam Aviation and Engineering Corp.
- Janes's All the World Aircraft.
- Nicolai, L.M. (1984). Cap 10.
- Nicolai, L.M. Carichner, G.E. Fundamentals of Aircraft and Airship Design: Vol 1, 2010