

# POLITÉCNICA

**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID**

[www.upm.es](http://www.upm.es)



# MECÁNICA DEL VUELO

## Vehículos Aeroespaciales



### Trabajo de ACTUACIONES DEL AVIÓN REACTOR

Profesores: Miguel A. Barcala Montejano, Ángel A. Rodríguez Sevillano

## OBJETIVO

- Partiendo de un modelo de aeronave REACTOR:
  - **CALCULAR** alguna de sus actuaciones (*performances*) más relevantes.
- **Datos:**
  - Avión ► Janés *"All the world's aircraft"*.
  - Página web del fabricante.
  - Otras páginas <http://www.airliners.net/>
  - Desarrollo para:
    - 3 pesos.
    - 6 alturas.



# SUMARIO

1. Datos del avión.
2. Características aerodinámicas:
  - Pendiente curva sustentación y  $C_{l_{máx}}$ .
  - Polar del avión (régimen incompresible; configuración crucero).
  - Velocidad de pérdida.
  - $M_{crítico}$ .
3. Curvas de empuje disponible  $E_D = f(V, h_i)$ .
4. Curvas de empuje necesario  $E_N = f(V, h_i, W_j)$ .
5. Velocidades máximas y mínimas en crucero.
  - Envolvente de vuelo.  $h = f(V)$ ,  $h = f(M)$ .
  - Velocidad de pérdida.
6. Vuelo en subida  $R/C = f(V, h_i, W_j)$ .
  - Velocidad de subida máxima  $R/C_{máx} = f(h_i, W_j)$ .
  - Techos.
  - Ángulo subida máximo  $\gamma_{máx} = f(h_i, W_j)$ .



## SUMARIO

7. Tiempos de subida  $t_s = f(h_i, W_j)$ .
8. Autonomía y alcance.
9. Aterrizaje y despegue.
10. Diagrama carga de pago-alcance (PL vs R).

## Datos del Avión

(a completar a lo largo del desarrollo del trabajo)

- Superficie alar, Envergadura, Flecha, Alargamiento, Diedro, Estrechamiento.
- Estabilizadores: Superficie horizontal, Superficie vertical.
- Dimensiones de fuselaje: Longitud, Diámetro máximo.
- Dimensiones de las góndolas de los motores: Longitud, Diámetro máximo.
- Perfil del ala: Mach crítico, Coeficiente de sustentación máximo.
- Datos del motor: Planta motriz, Relación de derivación, Empuje máximo continuo (a nivel del mar), Empuje al despegue, Consumo específico de combustible.
- Pesos:
  - MTOW: peso máximo al despegue
  - MPL: máxima carga de pago
  - OEW: peso operativo en vacío
  - MFW: peso máximo de combustible
- Otros datos de interés:
  - Dimensiones, configuración general, plano a escala (del *Jane's*), misión. Descripción breve.

## Datos del Avión

- Definir los pesos, para los que se calcularán las actuaciones:
  - MTOW
  - $TOW2 = OEW + PL1(\%) + FW1(\%)$
  - $TOW3 = OEW + PL2(\%) + FW1(\%)$

	LB	KG	
PASSENGERS :	165	75	
PASS. BAGGAGE :	40	18	- TOURIST CLASS
	60	27	- FIRST CLASS
BAGGAGE SPEC. DENSITY :	12 LB/FT <sup>3</sup> (192 KG/M <sup>3</sup> )		
FUEL	SPECIFIC HEAT		SPECIFIC WEIGHT*
	BTU/LB	KCAL/KG	LB/U.S. GAL    KG/LITER
GASOLINE :	18,700	10,389	5.85    .701
JP - 3 :	18,000	10,000	6.32    .767
JP - 4 :	18,550	10,305	6.50    .779
JP - 5 :	18,400	10,222	6.84    .820
LUBRICATING OIL SPECIFIC WEIGHT: 7.5 LB/U.S. GAL (.9 KG/LTR)			

\*AT 59°F (15°C)

Table 8-14. Standard weights of payload, fuel and oil

## Características aerodinámicas

Pendiente curva sustentación.

$$\frac{C_{L\alpha}}{C_{l\alpha}} = \frac{AR}{\frac{a_o}{\pi} + \left[ \left( \frac{a_o}{\pi} \right)^2 + \left( \frac{AR}{\cos \Lambda_{c/2}} \right)^2 \right]^{1/2}}$$

Conocido o estimado el  $C_{l_{máx}}$  del perfil, al  $Re \sim Re$  vuelo, obtendremos el del ala:

$$C_{L_{máx}} \approx 0,9 C_{l_{máx}} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{4}} \qquad C_{L_{máx}} \approx 1,2 \div 1,4$$

–  $C_{l_{máx}}$  del perfil;  $C_{L_{máx}}$  del ala;  $\Lambda$ : flecha



## Características aerodinámicas

- Perfil.

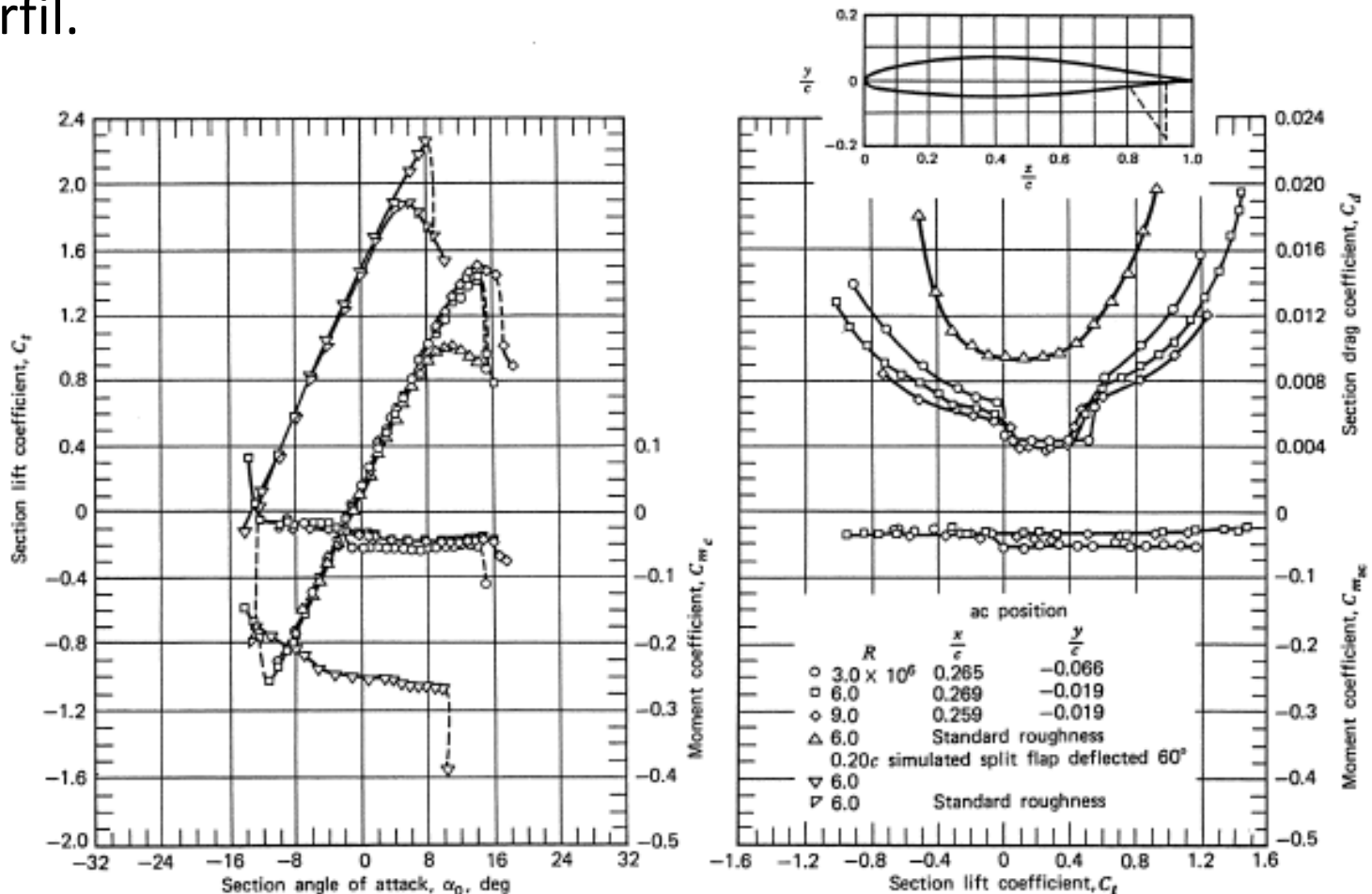


Figure 3.9 Aerodynamic characteristics of the NACA 65-212 a = 0.6 airfoil.

## Características aerodinámicas

- Selección perfil, datos:

Table 9.2 Effect of Airfoil, Flap Type and Flap Deflection on Drag and on High Lift  
=====


















ADAPTED FROM REF. 51

Part VI

Chapter 9






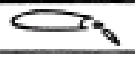







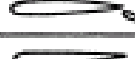




Page 358

ADAPTED FROM REF. 51

FLAP TYPE	FLAP GEOMETRY	NACA AIRFOIL	FLAP CHORD %C	$R_N$	$C_{L_{max}}$ t.o.	$\delta_F$ (DEG) t.o.	$C_{d0}$ for $C_L$ t.o. max	$C_{d0}$ for $\delta_F$ at t.o. with $C_L =$			$C_{L_{max}}$ $\delta_F$ LAND. (DEG)	$C_{d0}$ for $\delta_F = 0$	SOURCE:	
								1,5	2,0	2,5				
DOUBLE SLOT- TED FLAP		23012	0,1407 0,2500	3,8.10 <sup>4</sup>	3,08	28,68	0,20	—	0,072	0,096	3,35	24,70	0,0084	NACA ARR 3L10
✓		"	0,2270 0,2566	"	3,15	50,60	0,17	—	0,055	0,076	3,18	30,70	"	NACA Rep. 723
✓		23021	0,1407 0,2566	"	3,06	20,60	0,28	—	0,148	0,178	3,32	"	0,0188	NACA ARR L4308
✓		"	0,1407 0,2566	"	3,00	20,50	0,18	0,048	0,066	0,075	3,66	30,60	"	NACA Rep. 723
✓		23030	0,2600 0,2566	"	3,30	"	0,32	0,102	0,110	0,122	3,70	50,80	0,0178	"
✓		65,3-118	0,303	6,0.10 <sup>4</sup>	2,88	35	0,026	0,009	0,017	0,022	3,40	65	0,0047	NACA ACR 3120
✓		65,3-418	0,29	1,9.10 <sup>4</sup>	2,32	40	—	0,0318	—	—	3,81	"	0,0061	NACA TN 1071
SINGLE SLOT- TED FLAP		23012	0,140	3,5.10 <sup>4</sup>	2,80	40	0,16	0,018	0,043	0,092	2,91	50	0,0100	NACA TN 715
✓		23021	"	"	2,62	20	0,13	0,43	0,034	0,078	2,87	"	0,0140	NACA TN 728
✓		23030	0,140	"	2,48	"	0,14	0,082	0,057	—	2,88	"	0,0230	NACA TN 753
✓		65,4-420	0,28	6,0.10 <sup>4</sup>	2,83	30	0,0297	0,0118	0,0153	0,0232	3,00	40	0,0088	NACA ACR 3121
VANED SLOT- TED FLAP		23012	0,15	3,4.10 <sup>4</sup>	2,70	30	0,13	0,074	0,089	0,110	2,70	80	0,0150	NACA TN 628
SLOTTED FLAP+ .05C SPLIT FLAP		"	0,15566	"	2,74	30,60	0,12	0,076	0,080	0,074	2,88	40,70	0,0280	NACA Rep. 679
SLOTTED FLAP+ .10C SL.FLAP		"	"	"	2,96	40,60	0,168	—	0,088	0,114	2,98	"	0,0120	"
PLAIN FLAP		"	0,20	"	2,38	60	0,18	0,192	0,154	—	2,40	75	0,0090	NACA Rep. 664
JUNKERS FLAP		"	0,2667	"	2,38	50,2	0,098	0,028	0,046	—	2,37	40,5	0,0100	"
SPLIT FLAP		"	0,20	"	2,39	30	0,115	0,080	0,083	—	2,54	75	0,0090	"
FOWLER FLAP		"	0,30	"	3,30	40	0,17	"	0,098	0,113	3,30	40	"	NACA TN 808
QUAD. SLOTTED FOWLER FLAP		"	0,140	"	3,28	30	0,14	0,028	0,031	0,080	3,60	40,50 50,50	"	NACA Rep. 688
QUAD. SLOTTED FOWLER FLAP		"	0,30	"	3,10	20,30 40,50	0,17	—	0,088	0,090	3,10	80,30 40,50	"	NACA Rep. 742

**Table 9.2 Effect of Airfoil, Flap Type and Flap Deflection on Drag and on High Lift**

ADAPTED FROM REF. 51

FLAP TYPE	FLAP GEOMETRY	NACA AIRFOIL	FLAP CHORD %C	$R_N$	$C_{l_{max}}$ t.o.	$\delta_F$ (DEG) t.o.	$C_{d_0}$ for $C_{l_{max}}$ t.o.	$C_{d_0}$ for $\delta_F$ at t.o. with $C_l =$			$C_{l_{max}}$ LAND.	$\delta_F$ (DEG) LAND.	$C_{d_0}$ for $\delta_F = 0$	SOURCE:
								1.5	2.0	2.5				
DOUBLE SLOT- TED FLAP		23012	0.1407 0.2500	$3.8 \cdot 10^5$	3.08	28.48	0.20	—	0.072	0.094	3.35	24.70	0.0048	NACA ARR 3L10
✓		"	0.2270 0.2500	"	3.15	30.40	0.17	—	0.055	0.076	3.48	30.70	"	NACA Rep. 723
✓		23021	0.1407 0.2500	"	3.06	20.40	0.18	—	0.148	0.175	3.32	"	0.0122	NACA ARR L4305
✓		"	0.1247 0.2500	"	3.00	20.30	0.18	0.048	0.086	0.075	3.46	30.60	"	NACA Rep. 723
✓		23030	0.2600 0.2500	"	3.30	"	0.22	0.102	0.110	0.122	3.70	40.80	0.0175	"
✓		65,3-118	0.308	$6.0 \cdot 10^5$	2.88	35	0.0054	0.009	0.017	0.022	3.40	65	0.0047	NACA ACR 3120
✓		65, 418	0.29	$4.9 \cdot 10^5$	2.92	40	—	0.0348	—	—	3.51	"	0.0061	NACA TN 1071
SINGLE SLOT- TED FLAP		23012	0.40	$3.5 \cdot 10^5$	2.80	40	0.16	0.018	0.043	0.082	2.91	50	0.0100	NACA TN 715
✓		23021	"	"	2.62	20	0.13	0.13	0.024	0.073	2.87	"	0.0140	NACA TN 728
✓		23030	0.40	"	2.48	"	0.14	0.022	0.037	—	2.88	"	0.0230	NACA TN 753
✓		63,4-420	0.28	$6.0 \cdot 10^5$	2.83	30	0.0207	0.0118	0.0153	0.0232	3.00	40	0.0088	NACA ACR 3121
VANED SLOT- TED FLAP		23012	0.28	$3.8 \cdot 10^5$	2.70	50	0.13	0.074	0.087	0.110	2.70	50	0.0150	NACA TN 698
SLOTTED FLAP+ .05C SPLIT FLAP		"	0.2846	"	2.74	30.60	0.12	0.016	0.030	0.074	2.83	40.70	0.0280	NACA Rep. 673
SLOTTED FLAP+ .10C SL.FLAP		"	"	"	2.96	40.60	0.165	—	0.023	0.114	2.98	"	0.0120	"
PLAIN FLAP		"	0.20	"	2.38	60	0.19	0.132	0.154	—	2.40	75	0.0090	NACA Rep. 664
JUNKERS FLAP		"	0.2447	"	2.38	30.2	0.084	0.012	0.044	—	2.37	40.5	0.0100	"
SPLIT FLAP		"	0.20	"	2.29	30	0.115	0.080	0.083	—	2.34	75	0.0090	"
FOWLER FLAP		"	0.30	"	3.30	40	0.17	"	0.084	0.113	3.30	40	"	NACA TN 808
QUAD. SLOTTED FOWLER FLAP .10C EACH		"	0.40	"	3.28	30	0.14	0.018	0.031	0.080	3.60	40.50 50.70	"	NACA Rep. 688
QUAD. SLOTTED FOWLER FLAP .075C EACH		"	0.30	"	3.10	29.30 40.50	0.17	—	0.088	0.090	3.40	39.30 40.30	"	NACA Rep. 742

## Características aerodinámicas

- Datos de perfiles NACA en “*Theory of wing sections*”.
- Perfil conocido.
- Selección perfil, datos:
  - <http://www.ae.uiuc.edu/m-selig/ads/aircraft.html>

## Características aerodinámicas. Velocidad de pérdida

Velocidad de pérdida:

$$V_{STALL} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L \text{ máx}}}}$$

Jane's:

- alguno de los dos valores, o en el caso de  $V_{STALL}$  alguna velocidad característica de despegue/aterrizaje relacionada con  $V_{STALL}$ .



# Características aerodinámicas. Velocidad de pérdida

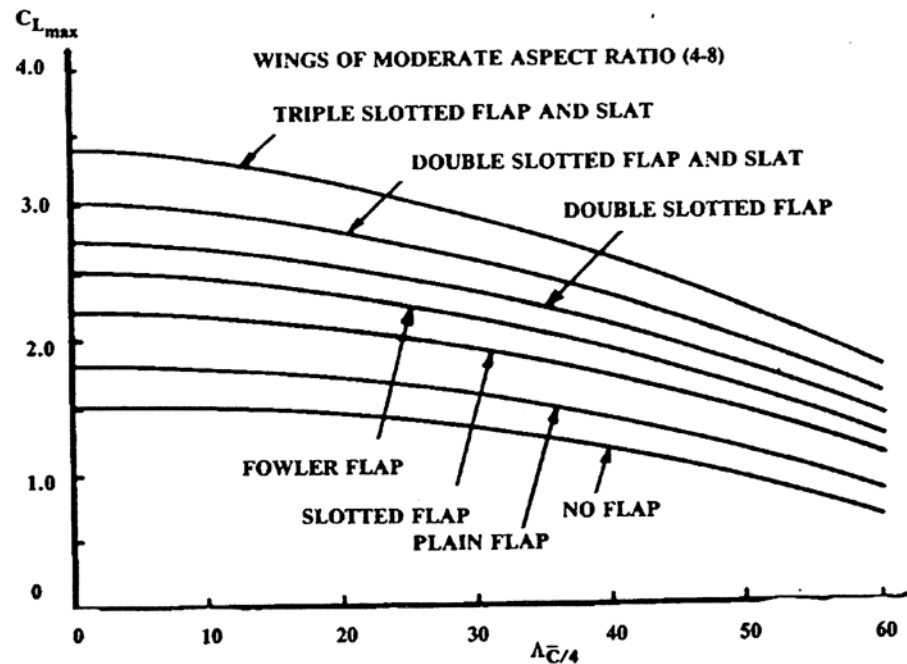
Opción 1:

Table 2.1  $C_{Lmax}$  for High Lift Device

High Lift Device		Typical Flap Angle (deg)		$C_{Lmax}/\cos(\Lambda_{c/4})$	
Trailing	Leading Edge	Takeoff	Landing	Takeoff	Landing
Plain	—	20	60	1.4 → 1.6	1.7 → 2.0
Single slot	—	20	40	1.5 → 1.7	1.8 → 2.2
Fowler	—	15	40	2.0 → 2.2	2.5 → 2.9
Double sltd.	—	20	50	1.7 → 2.0	2.3 → 2.7
Double sltd.	slat	20	50	2.3 → 2.6	2.8 → 3.2
Triple sltd.	slat	20	40	2.4 → 2.7	3.2 → 3.5

# Características aerodinámicas. Velocidad de pérdida

Opción 2:



After Ref. 39

Fig. 5.3 Maximum lift coefficient.

$$C_{L_{max}}'_{TO} \approx 0,8 C_{L_{max}}'_{LANDING}$$

$$C_{L_{max}}'_{LANDING} \rightarrow \text{fig 5.3}$$

## Características aerodinámicas. Hipersustentadores

- Opción 3: 
$$C_{L_{\max}} \approx 0,9 \left[ (C_{L_{\max}})_{\text{flapped}} \cdot \frac{S_{\text{flapped}}}{S_{\text{ref}}} + (C_L)_{\text{unflapped}} \cdot \frac{S_{\text{unflapped}}}{S_{\text{ref}}} \right]$$

$$C_{L_{\max}} = 0,9 C_{L_{\max}} \cdot \cos \Lambda_{\frac{c}{4}}$$

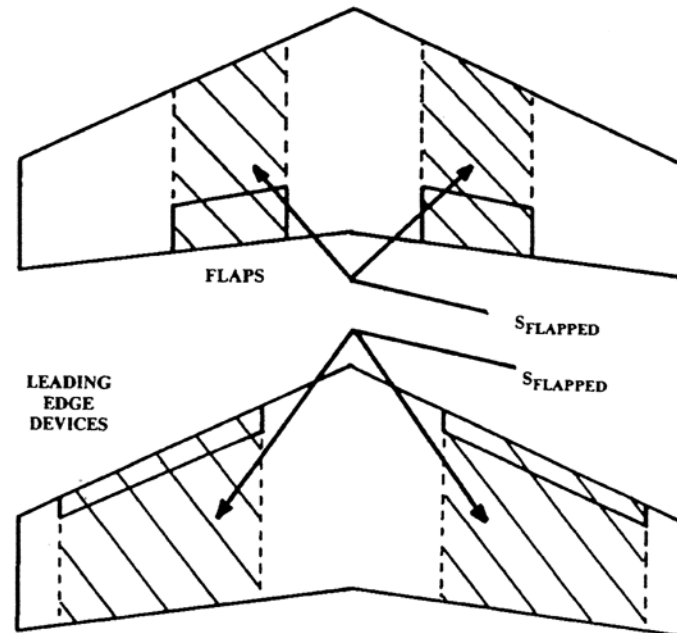


Fig. 12.19 "Flapped" wing area.

## Características aerodinámicas

### Clasificación de categoría aeronaves (según Doc 8168 PANS-OPS):

**Tabla III-1-1. Velocidades para el cálculo de los procedimientos en kilómetros por hora (km/h)**

Categoría de la aeronave	$V_{at}$	Gama de velocidades para aproximación inicial	Gama de velocidades para aproximación final	Velocidades máximas para maniobrar en condiciones de vuelo visual (en circuito)	Velocidades máximas para aproximación frustrada	
					Intermedia	Final
A	<169	165/280(205*)	130/185	185	185	205
B	169/223	220/335(260*)	155/240	250	240	280
C	224/260	295/445	215/295	335	295	445
D	261/306	345/465	240/345	380	345	490
E	307/390	345/467	285/425	445	425	510

$V_{at}$  — Velocidad en el umbral a base de un valor de 1,3 veces la velocidad de pérdida en la configuración de aterrizaje con la masa de aterrizaje máxima certificada.

\* Velocidad máxima para los procedimientos de inversión y de circuito de hipódromo.

*Nota. — Las velocidades  $V_{at}$  indicadas en la columna 1 de la Tabla III-1-1 se han convertido exactamente a partir de las velocidades indicadas en la Tabla III-1-2, puesto que determinan la categoría de la aeronave. Las velocidades indicadas en las columnas restantes se convierten y redondean al múltiplo más próximo de cinco, por razones operacionales, y desde el punto de vista de la seguridad de las operaciones, esas velocidades se consideran equivalentes.*

## Características aerodinámicas. Mach crítico

- Estimación de  $M_c$ :

- Que venga en el Jane's el  $M_c$ , o el  $M_{DD}$ .
- Alguna velocidad máxima a alguna altura de donde se pueda estimar el  $\underline{M_c}$ .
- $M_{DD} = 1,08 M_c$ ,
- Utilizar alguna correlación: Roskam, Raymer o Torenbeek:

$$M_c = 1,0 - 0,065 \cos^{0,6} \Lambda_{LE} \left[ 100 \left( \frac{t}{c} \right)_{\max} \right]^{-0,6} \quad \text{para un ala}$$

$\left( \frac{t}{c} \right)_{\max}$  : espesor máx. ala, dato que generalmente viene en Jane's.

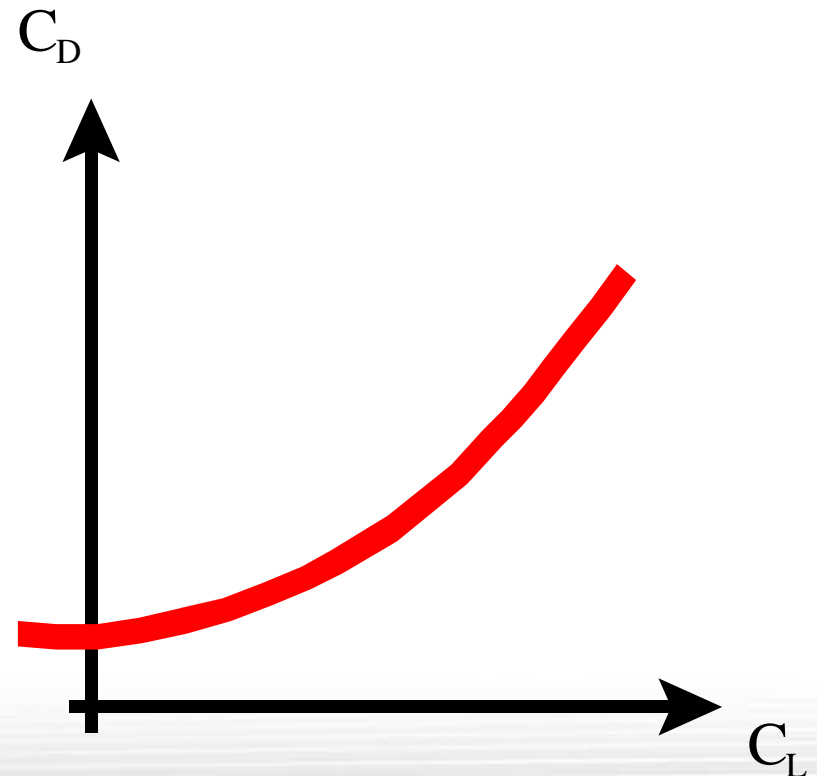
$\Lambda_{LE}$  : flecha en borde ataque.



## Características aerodinámicas. Polar

- Régimen incompresible y crucero.
  - *Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes, Jan Roskam.*
  - Polar parabólica:

$$C_D = C_{D_{L=0}} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$



## Características aerodinámicas. Polar

Polar. Valores típicos.

$$C_D = C_{D_{L=0}} + \frac{C_L^2}{\pi A e}$$

	$C_{D_0}$	$e$
high-subsonic jet aircraft	.014 - .020	.75 - .85*
large turbopropeller aircraft	.018 - .024	.80 - .85
twin-engine piston aircraft	.022 - .028	.75 - .80
small single engine aircraft		
retractable gear	.020 - .030	.75 - .80
fixed gear	.025 - .040	.65 - .75
agricultural aircraft:		
- spray system removed	.060	.65 - .75
- spray system installed	.070 - .080	.65 - .75

\* The higher the sweep angle, the lower the e-factor

Table 5-1. Drag figures for various aircraft types

## Características aerodinámicas. Polar

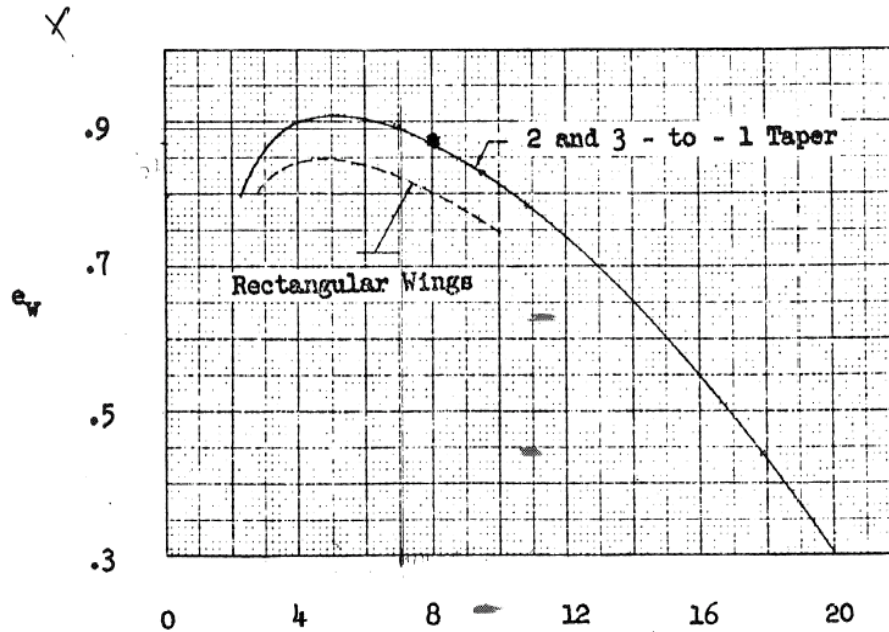
**Obtención del  $C_{DO}$ , avión reactor:** 
$$C_{DO} = \frac{1}{S_{REF}} \sum C_{D\pi} A_{\pi}$$

COMPONENTE	$C_{D\pi}$	$A_{\pi}$
Ala	.0030	( $\approx 2S$ )
Fuselaje	.0024	( $\approx 0,75\pi d_f l_f$ )
Góndolas	.0060	( $\approx \pi d_n l_n$ )
Superficie cola	.0025	( $\approx 2(S_H + S_V)$ )
Interferencias, rugosidades, protuberancias: 10% de $C_{DO}$		

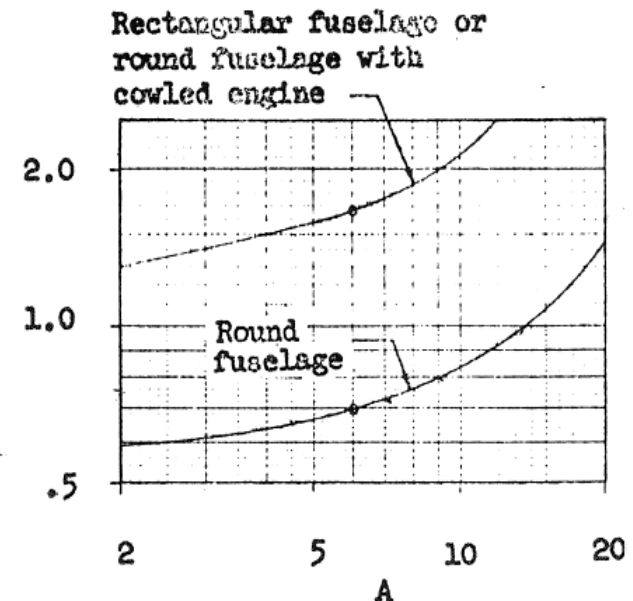
## Características aerodinámicas. Polar

### Obtención de $e$

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{wing}} + \frac{1}{e_{fuselaje}} + \frac{1}{e_{other}} \quad \frac{1}{e_{other}} = 0,05$$



$$\frac{\Delta(\frac{1}{e})_{fus}}{S_{fus}/S}$$



$$\frac{\left(\frac{1}{e}\right)_{fus}}{S_{rectafusel}} : \Rightarrow S_{rectafusel} = \pi \cdot R_{medio fuselaje}^2$$

## Características aerodinámicas. Polar

Obtención de  $e$ :

$$e_w = \frac{2}{2 - AR + \sqrt{4 + AR^2 (1 + \tan^2 \Lambda_{(\frac{t}{c})_{\max}})}}$$

$$e = 4,61 \left( 1 - 0,045 A^{0,68} \right) \left( \cos \Lambda_{LE} \right)^{0,15} - 3,1$$



## Polar compressible

- Compresible:

$$C_D(M_\infty) = f(M_\infty) \cdot C_{D_{L=0}} + g(M_\infty) \cdot C_{D_L}$$

- para  $M > M_{cr}$ :

$$\Delta C_{D_{ONDA}} = \frac{K}{10^3} \left[ \frac{10(M - M_{cr})}{\left( \frac{1}{\cos \Lambda_{BA}} - M_{cr} \right)} \right]^n$$

$K = 0,35$  serie 6 NACA (delgados).  
0,4 perfil 6% de espesor.  
0,5 serie 6 NACA (gruesos).

$$n = \frac{3}{1 + \frac{1}{A}}$$

## Características aerodinámicas

Relaciones máximas  $C_L/C_D$ :

$$\left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{\text{máx}} = \sqrt{\frac{1}{4kC_{D_0}}} \quad \text{siendo } C_{D_0} \equiv C_{D_{L=0}}$$

$$C_{L_{opt1}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} \Rightarrow C_{D_{opt1}} = 2C_{D_0}$$

$$V_{opt1} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt[4]{\frac{k}{C_{D_0}}}$$

$$\left( \frac{C_L^{1/2}}{C_D} \right)_{\text{máx}} = \frac{3}{4} \left( \frac{1}{3kC_{D_0}^3} \right)^{1/4}$$

$$C_{L_{opt3}} = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{3k}} \Rightarrow C_{D_{opt3}} = \frac{4}{3}C_{D_0}$$

$$V_{opt2} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt[4]{\frac{3k}{C_{D_0}}}$$

## Curvas empuje disponible

1. Disponer datos del fabricante.
2. Modelizarlo con alguna correlación:

1. Reactor puro:

$$\frac{E_h}{E_{SL}} = \frac{\rho}{\rho_{SL}}$$

2. TURBOFAN:

- Para turbofan:  $0 < M < 0,9$ :

$$E_h = \tau \left( \frac{\rho}{\rho_{SL}} \right)^{0,65} E_{SL}$$

## Curvas empuje disponible

### 3. TURBOFAN. Otras correlaciones:

$$\frac{E_h}{E_{SL}} = \tau \cdot \left[ 0,568 + 0,25 \cdot (1,2 - M)^3 \right] \cdot \sigma^{0,6}$$

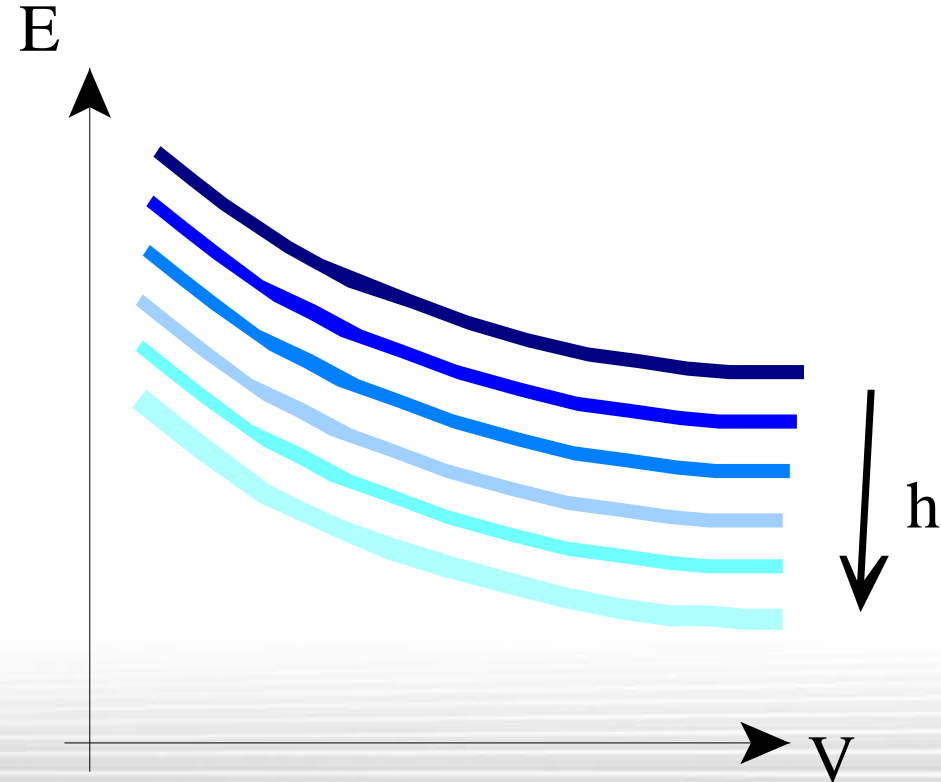
$$\frac{E_h}{E_{SL}} = \tau \cdot \left[ 1 + (-0,6 - 0,04 \cdot BPR) M \right] \cdot \sigma^{0,7}$$

## Curvas empuje disponible

3. Dibujarlas a 8 alturas, a elegir, siendo:

- Una de ellas, NM.
- Otra de ellas, entre 10 y 12 Km.

$$\left. \begin{array}{l} h_0 = 0 \\ h_1 = \\ h_2 = \\ h_3 = \\ h_4 = \\ \dots \\ h_7 = \end{array} \right\}$$





## Curvas empuje disponible

### 4. Consideraciones sobre empujes característicos:

- Ralentí:  $\sim 5\%$  del máx
- Máximo despegue:  $\sim 100\%$
- Nominal o máximo continuo:  $\sim 90-96\%$
- Crucero:  $\sim 75-80\%$
- Ralentí de crucero:  $\sim 40-50\%$
- Máximo:  $\sim 105\%$

## Curvas empuje disponible

**TABLE B-3**  
**Data for some civil gas turbine engines**

Model no.	Manufacturer	Takeoff				Cruise				Aircraft application
		Thrust (lb)	BR	OPR $\pi_c$	Airflow (lb/sec)	Alt. (kft)	$M_0$	Thrust (lb)	TSFC [(lbm/hr)/lbf]	
CF6-50C2	General Electric	52,500	4.31	30.4	1,476	35	0.80	11,555	0.630	DC10-10, A300B, 747-200
CF6-80C2	General Electric	52,500	5.31	27.4	1,650	35	0.80	12,000	0.576	767-200, -300, -200ER
GE90-B4	General Electric	87,400	8.40	39.3	3,037	35	0.80	17,500	—	777
JT8D-15A	Pratt & Whitney	15,500	1.04	16.6	327	30	0.80	4,920	0.779	727, 737, DC9
JT9D-59A	Pratt & Whitney	53,000	4.90	24.5	1,639	35	0.85	11,950	0.646	DC10-40, A300B, 747-200
PW2037	Pratt & Whitney	38,250	6.00	27.6	1,210	35	0.85	6,500	0.582	757-200
PW4052	Pratt & Whitney	52,000	5.00	27.5	1,700					767, A310-300
PW4084	Pratt & Whitney	87,900	6.41	34.4	2,550	35	0.83	—	—	777
CFM56-3	CFM International	23,500	5.00	22.6	655	35	0.85	4,890	0.667	737-300, -400, -500
CFM56-5C	CFM International	31,200	6.60	31.5	1,027	35	0.80	6,600	0.545	A340
RB211-524B	Rolls Royce	50,000	4.50	28.4	1,513	35	0.85	11,000	0.643	L1011-200, 747-200
RB211-535E	Rolls Royce	40,100	4.30	25.8	1,151	35	0.80	8,495	0.607	757-200
RB211-882	Rolls Royce	84,700	6.01	39.0	2,640	35	0.83	16,200	0.557	777
V2528-D5	International Aero Engines	28,000	4.70	30.5	825	35	0.80	5,773	0.574	MD-90
ALF502R-5	Textron Lycoming	6,970	5.70	12.2		25	0.70	2,250	0.720	BAe 146-100, --200
TFE731-5	Garrett	4,500	3.34	14.4	140	40	0.80	986	0.771	BAe 125-800
PW300	Pratt & Whitney Canada	4,750	4.50	23.0	180	40	0.80	1,113	0.675	BAe 1000
FJ44	Williams Rolls	1,900	3.28	12.8	63.3	30	0.70	600	0.750	
Olympus 593	Rolls Royce/SNECMA	38,000	0	*11.3	410	53	2.00	10,030	1.190	Concorde

OPR = overall pressure ratio    TSFC = thrust specific fuel consumption    BR = bypass ratio.

\* At cruise.

Sources: Reference 87 and manufacturers' literature.

**Table 6.2 Summary of Gas Turbine Engines**

Manufacturer	Designation		Bypass Ratio	Dry Weight (lb)	Overall Pressure Ratio	Max T.O. T <sub>SLS</sub> /SFC (lb)/(lb/lb-hr)	Cruise Thrust/SFC (lb)/(lb/lb-hr)	Dimensions Dia./Length (in)/(in)	Aircraft Application
	Civil	Military							
Avco Lycoming	ALF502A	--	6.6	1070	--	7200/0.41	-- --	47.8/56.4	Dassault Falcon 30
Avco Lycoming	ALF301B	--	6	630	--	2894/0.44	-- --	32.5/47.6	--
Garrett Airesearch	ATF3	F104-GA-100	3	900	24	4050/0.45	-- --	32.8/98.3	--
Garrett Airesearch	TFE731	--	2.66	710	19	3500/0.49	755/0.815 <sup>3</sup>	39/49.7	Dassault Falcon 10
General Electric	--	J85-21	0	675	8	5000/2.13 <sup>1</sup>	3500/1.00 <sup>4</sup>	21/112.5	F-5E
General Electric	CJ610-9	--	0	400	8	3100/0.98	2925/0.96 <sup>4</sup>	18/51.1	--
General Electric	--	F101-GE-100	0.7	4000	27	30000/-- <sup>1</sup>	17000/-- <sup>4</sup>	55/181	B-1
General Electric	--	J79-GE-17	0	3835	--	17900/1.97 <sup>1</sup>	11870/0.84 <sup>4</sup>	39/208.7	F-4E
General Electric	--	TF-34	6.23	1421	21	9275/0.363	-- --	51/101	A-10&S-3A
General Electric	CF6-50A	F103-GE-100	4.4	8225	30	49000/0.394	10800/0.654 <sup>2</sup>	108/190	DC-10-30&A-300B
General Electric	--	TF-39-GE-1	8	7026	26	41100/0.315	8065/0.582 <sup>5</sup>	100/271	C-5A
General Electric	--	J101-GE-100	0	1790	25	14300/2.03 <sup>1</sup>	2000/0.96 <sup>2</sup>	32.6/141.5	YF-17
Pratt & Whitney	JT12	J60	0	450	6.5	3000/0.96	-- --	21.9/	Jet Star, T-39, & T-2B
Pratt & Whitney	JT8D-11	--	1.1	3309	17.5	15000/0.62	-- --	42.5/120	DC-9 & 727-200
Pratt & Whitney	JT11D-20	J58	0	--	--	30000/	-- --	--	YF-12A & SR-71
Pratt & Whitney	JT9D-7	F105-PW-100	5.15	8870	22	47000/0.62 <sup>2</sup>	9872/0.62 <sup>2</sup>	95.6/128	747-200&DC-10-20
Pratt & Whitney	JTF10A-27	TF-30-P-7	--	4121	--	20000/3.0 <sup>1</sup>	-- --	50/--	F-111 & F-14
Pratt & Whitney	JTF10A-9	TF-30-P-8	--	2526	--	12200/0.63	-- --	42/--	A-7B
Pratt & Whitney	JTF22	F-100PW-100	0.71	2737	--	23000/2.48 <sup>1</sup>	3000/0.85 <sup>2</sup>	44/190	F-15 & YF-16
Pratt & Whitney	JT3C-8	J57-P-59	0	4320	--	11200/0.763	/0.935	38.9/167.3	KC-135
Pratt & Whitney	JT3D-8	TF-33-P-7	--	4490	--	21000/0.6	3500/0.77 <sup>2</sup>	54/142.3	C-141
Pratt & Whitney	JT4A-29	J75-P-19	0	5960	--	26500/2.2 <sup>1</sup>	-- --	43/--	F-105C
Teledyne CAE	--	J69-T-406	0	360	--	1920/1.11	-- --	22.5/44.8	BQM-34F
Teledyne CAE	--	J100-CA-100	0	430	6.3	2700/1.10	-- --	26/48.2	
Williams Research	WR2	--	0	30	4.1	121/1.2	-- --	11/19	
Williams Research	WR19	F107	1	68	8	430/0.7	-- --	12/24	SCAD Missile
Rolls-Royce	RB-211-524	--	5	9375	27	48000/0.638 <sup>2</sup>	9450/0.638 <sup>2</sup>	85.5/119.4	L-1011
Rolls-Royce	RB-163-511	--	0.64	2332	21	10940/0.612	3070/0.770 <sup>4</sup>	37/114.6	Gulfstream
Ames Industrial	TRS-18	--	0	71	4	200/1.12	150/1.45 <sup>5</sup>	12/23	BD-5J

NOTES: 1 - With afterburner; 2 - Mach .8 at 35,000 ft; 3 - Mach .8 at 40,000 ft; 4 - Mach .8 at 32,000 ft; 5 - 200 knots at 5,000 ft.

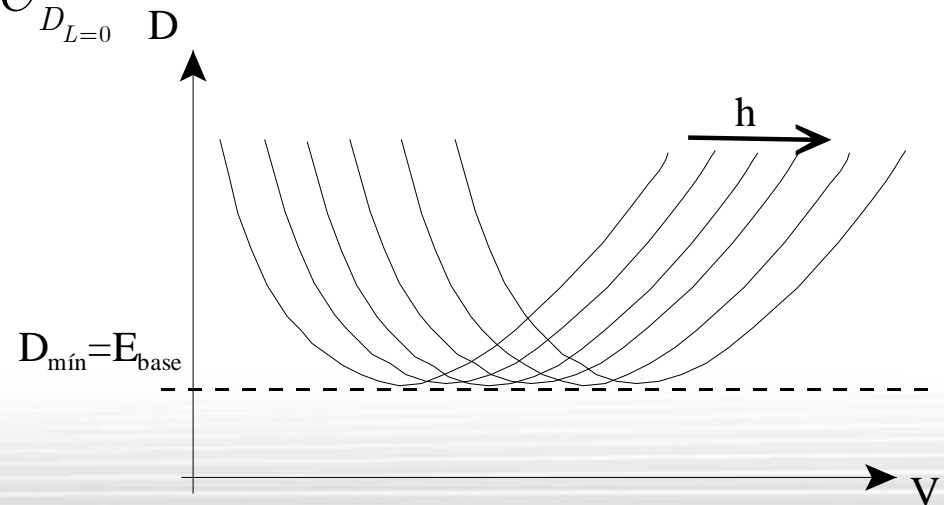
## Curvas empuje necesario

Empuje necesario en régimen incompresible:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S \left( C_{D_{L=0}} + \frac{C_L^2}{\pi A e} \right) \quad k = \frac{1}{\pi A e} \quad C_L = \frac{2W_i}{\rho V^2 S}$$

$$V \left( \text{para } D_{\min} \right) = \sqrt{\frac{2W_i}{\rho S}} \cdot \sqrt[4]{\frac{K}{C_{D_{L=0}}}}$$

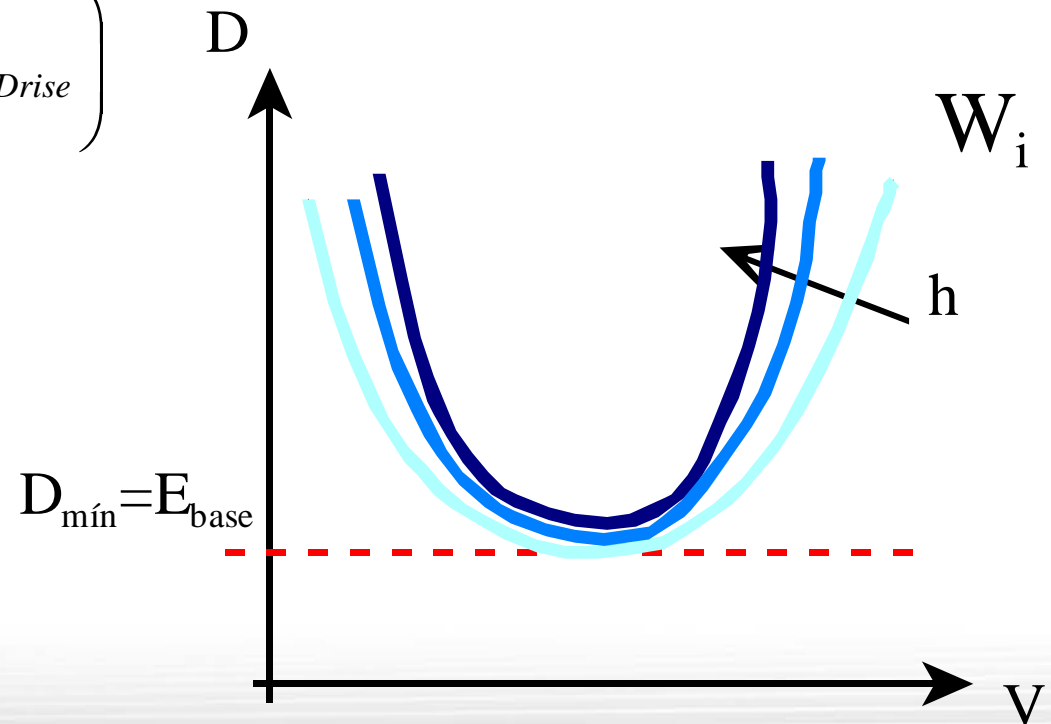
$$D_{\min} = 2W_i \sqrt{C_{D_{L=0}} k}$$



## Curvas empuje necesario

Aumento de resistencia para  $M > M_c$

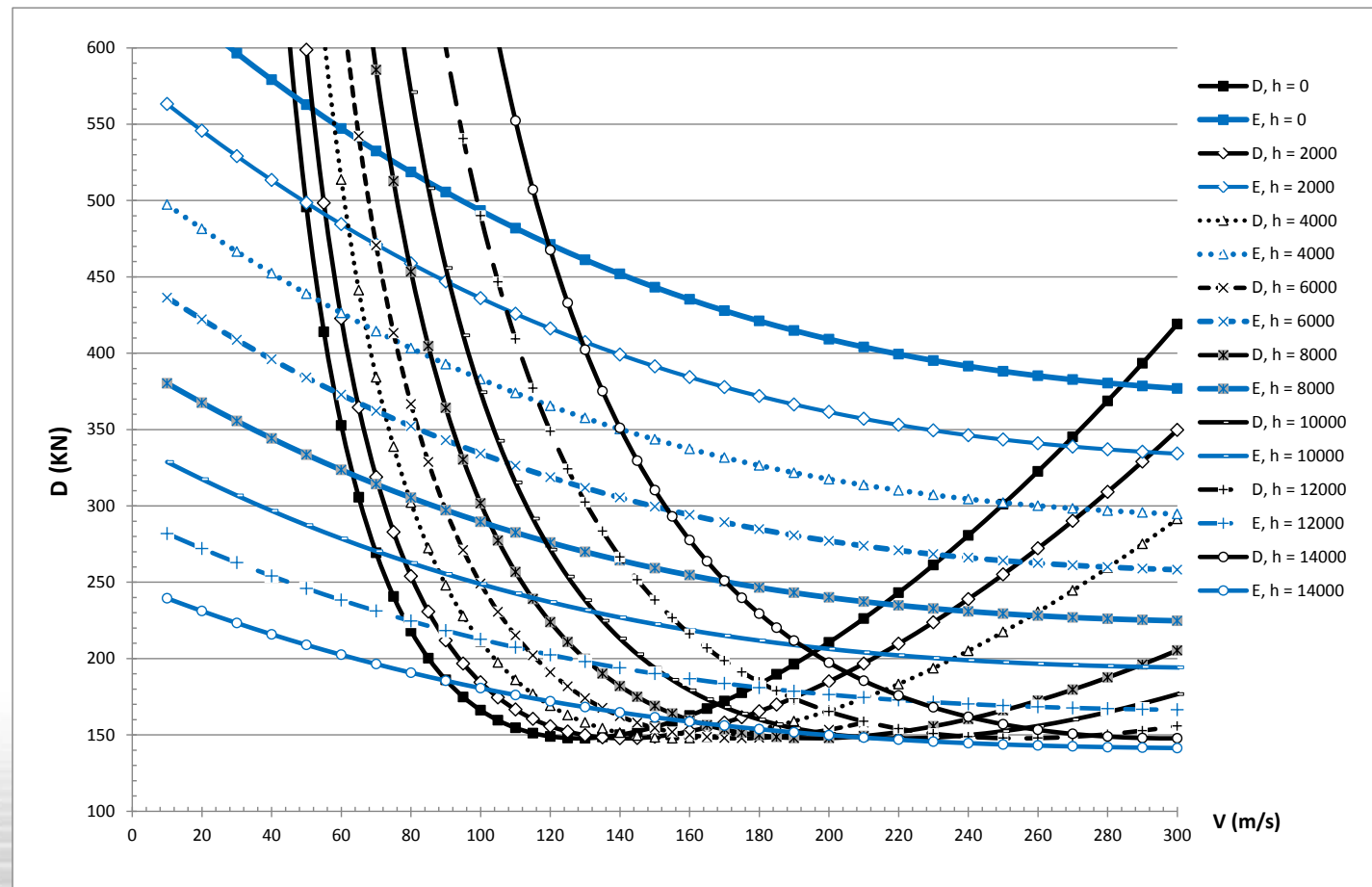
$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S \left( C_{DO} + \frac{C_L^2}{\pi A e} + \Delta C_{Drise} \right)$$





# Velocidades máximas y mínimas de vuelo

Hallar los puntos de corte, a cada altura, entre  $E_D$  y  $E_N$  (compresibilidad).





## Velocidades máximas y mínimas de vuelo

Si  $T$  constante con  $V$ , y  $D$  incompresible. Techo.

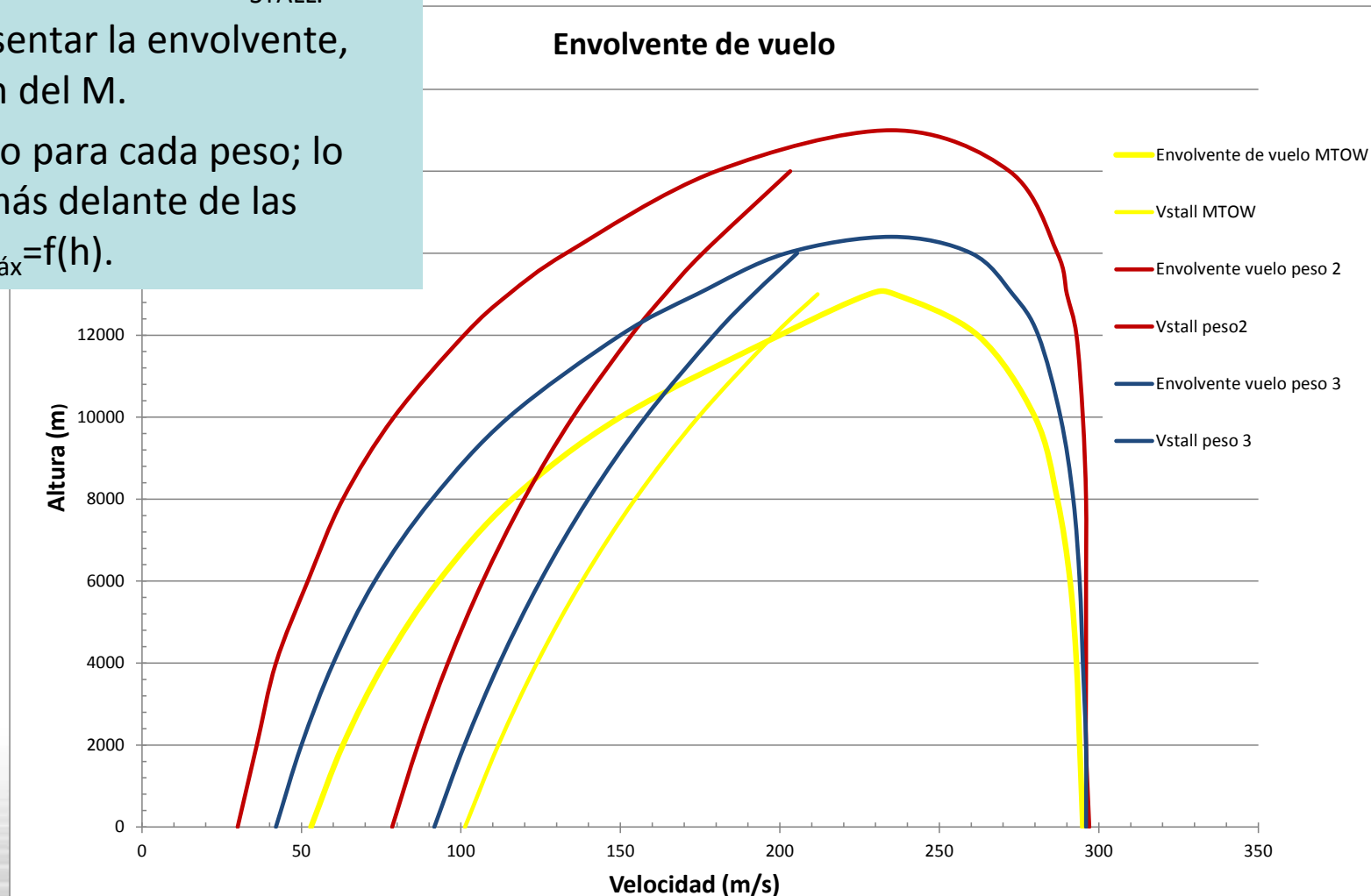
Pero tiene unas limitaciones:

- $T=f(V)$ .
- $D$  no incluye  $\Delta C_{D \text{ rise}}$ .
- Por tanto, será una estimación optimista (techo mayor).

$$V = \left[ \frac{\frac{T}{W} \frac{W}{S} \pm \frac{W}{S} \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)^2 - 4C_{D_0} \frac{1}{\pi A e}}}{\rho C_{D_0}} \right]^{1/2}$$

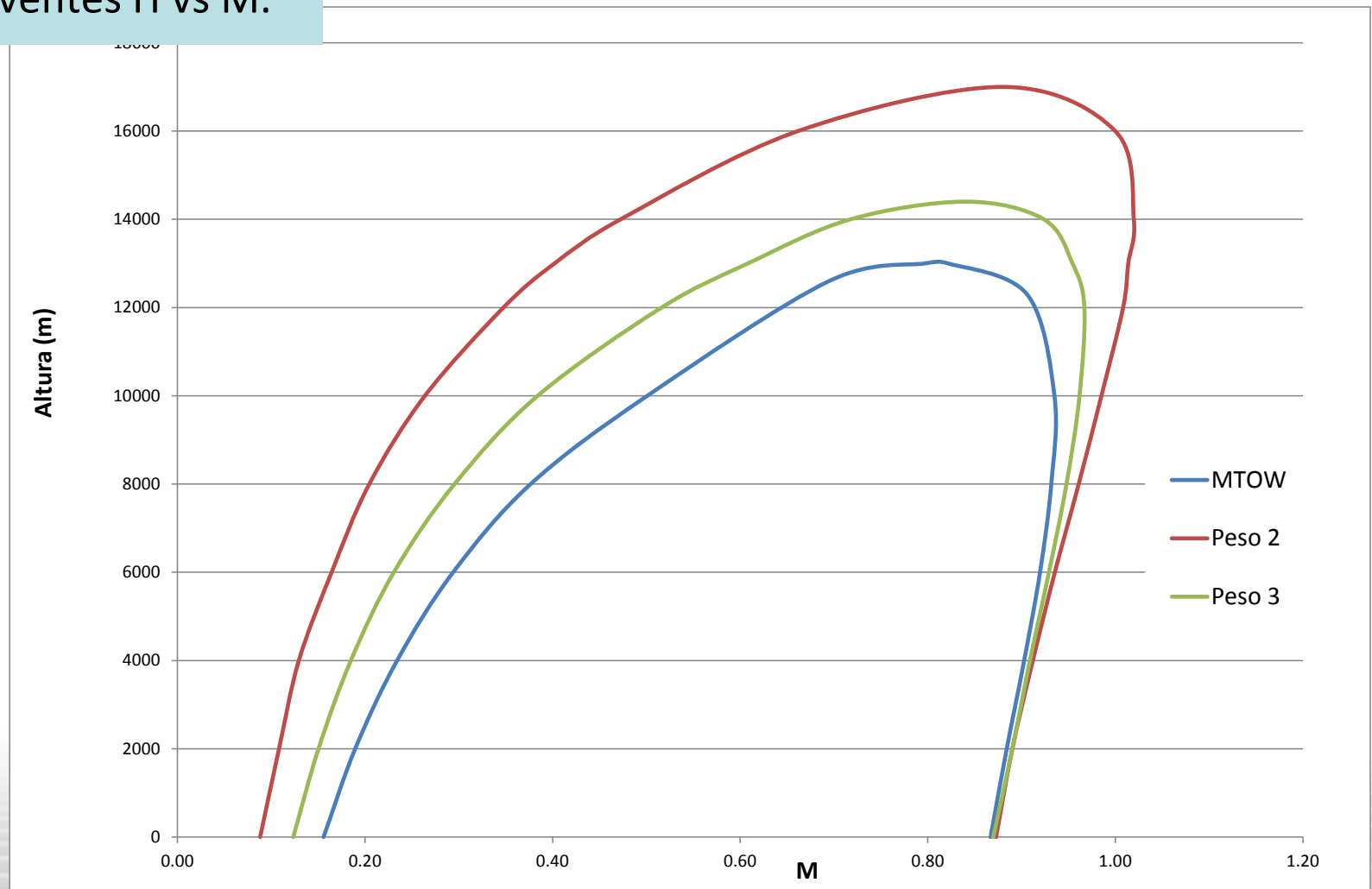
# Velocidades máximas y mínimas de vuelo

Puntos de corte, incluyendo  $V_{STALL}$ .  
También representar la envolvente,  
pero en función del M.  
 $h_T$ : techo teórico para cada peso; lo  
obtendremos más adelante de las  
curvas de  $V_{submáx}=f(h)$ .



## Velocidades máximas y mínimas de vuelo

### Envolventes H vs M.



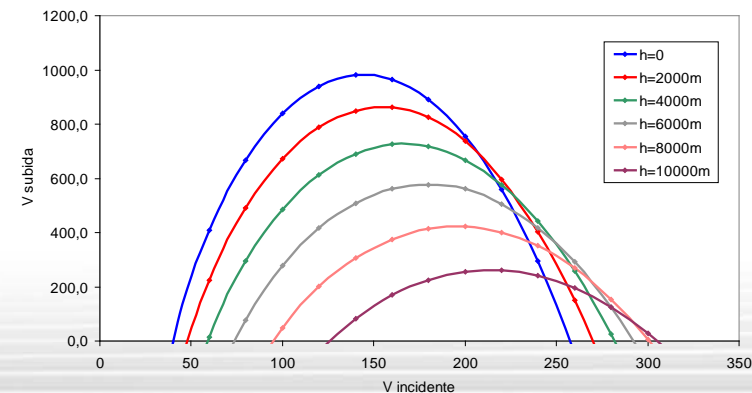
## Vuelo en subida

Máxima Velocidad de subida:

$$V_{(R/C)_{\max}} = \left\{ \frac{(T/W)(W/S)}{3\rho C_{D0}} \left[ 1 + \sqrt{1 + \frac{3}{(L/D)_{\max}^2 (T/W)^2}} \right] \right\}^{1/2} \quad \frac{R/C}{V} = \frac{T-D}{W}$$

$$(R/C)_{\max} = \left[ \frac{(W/S)Z}{3\rho C_{D0}} \right]^{1/2} \left( \frac{T}{W} \right)^{3/2} \left[ 1 - \frac{Z}{6} - \frac{3}{2(T/W)^2 (L/D)_{\max}^2 Z} \right]$$

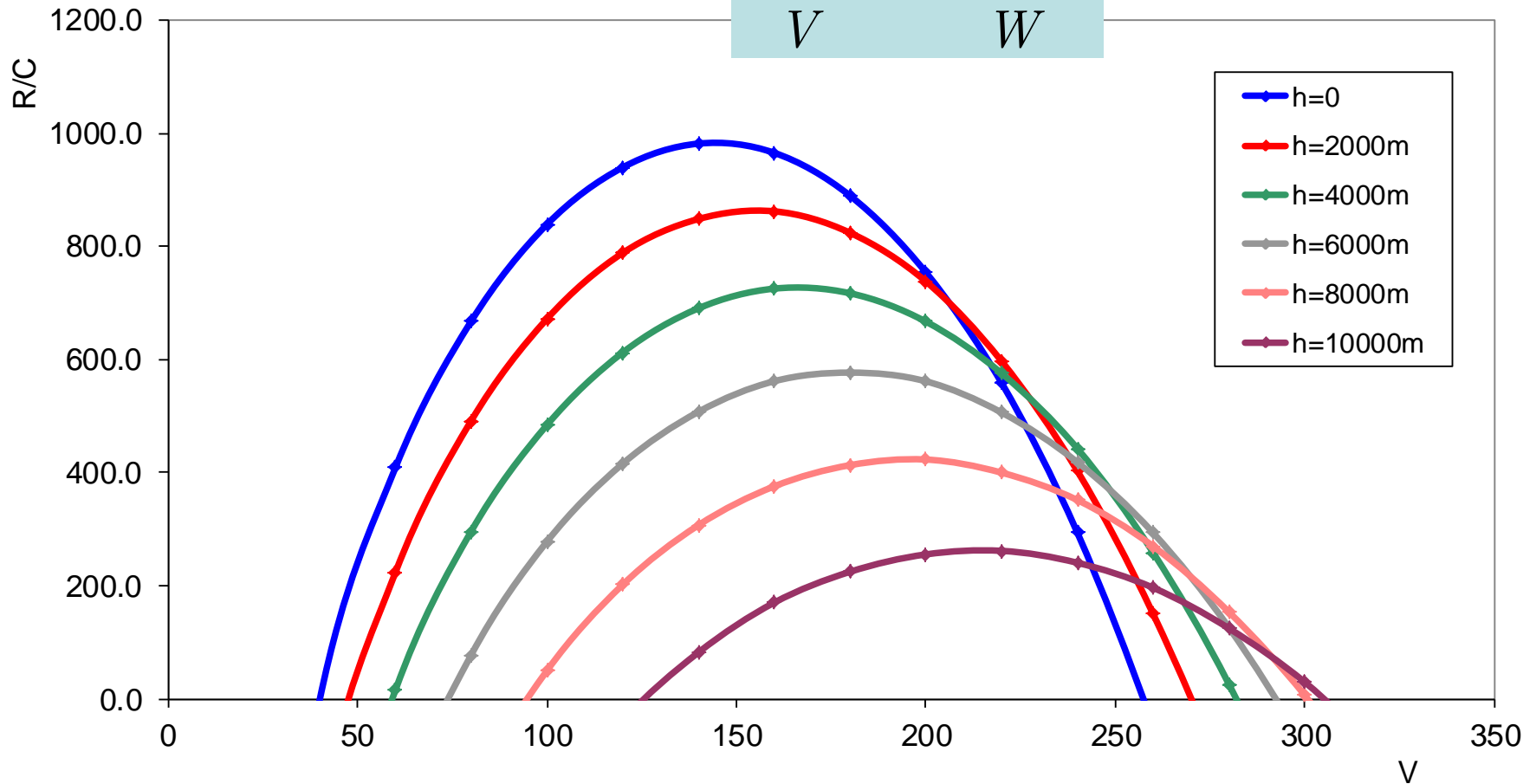
$$Z \equiv 1 + \sqrt{\frac{3}{(L/D)_{\max}^2 (T/W)^2}}$$



# Vuelo en subida

Velocidad de subida:

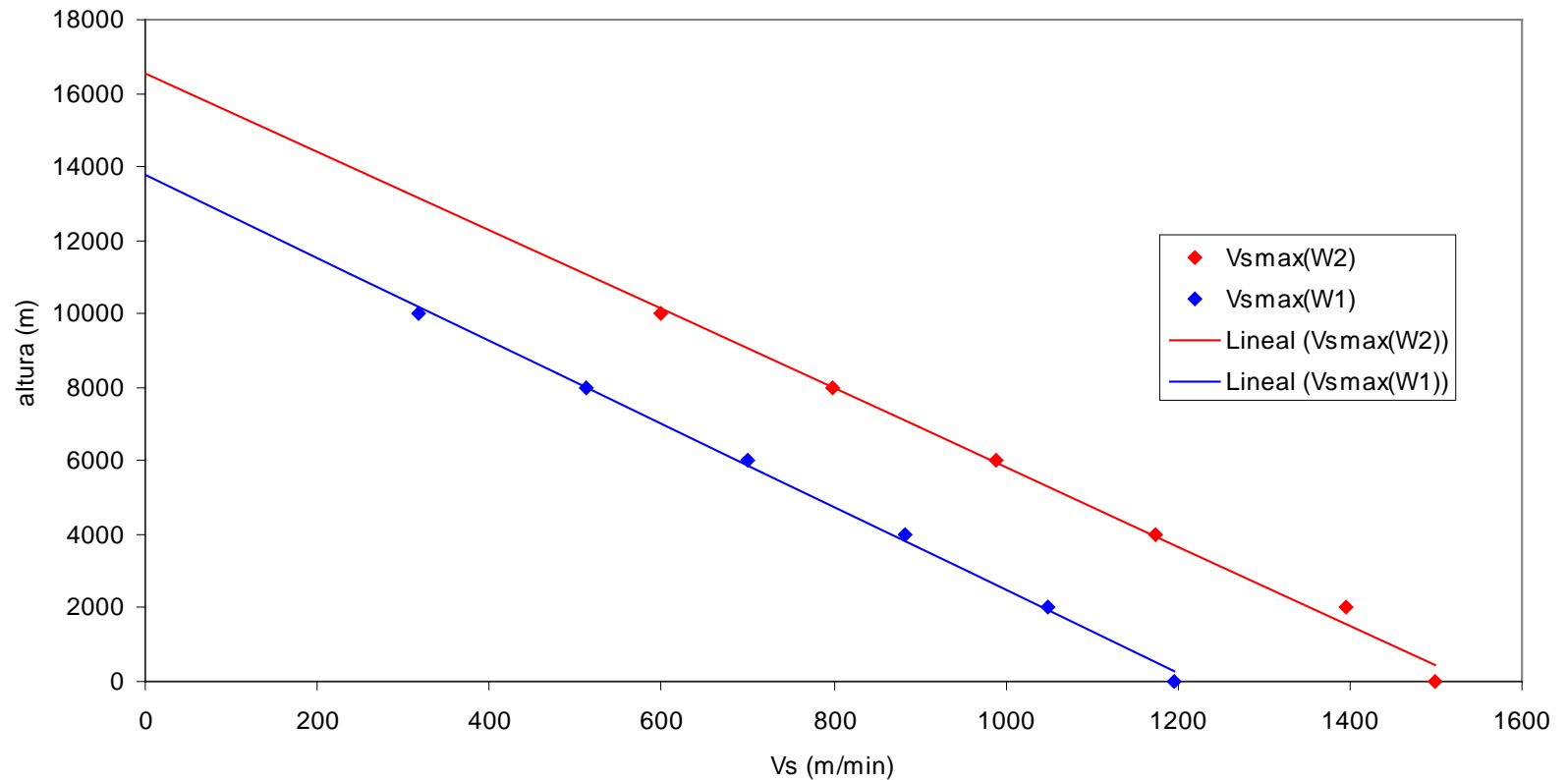
$$\frac{R / C}{V} = \frac{T - D}{W}$$



# Vuelo en subida

## Subida máxima

Velocidades de subida maximas en función de la altura





## Vuelo en subida

Ángulo subida máximo:

$$\left. \begin{aligned} \text{sen } \gamma_{\text{máx}} &= \frac{T}{W} - \sqrt{\frac{4 C_{D0}}{\pi A e}} \\ V_{\gamma_{\text{máx}}} &= \sqrt{\frac{2}{\rho} \left( \frac{1}{\pi A e C_{D0}} \right)^{1/2} \frac{W}{S} \cos \gamma_{\text{máx}}} \\ R/C_{\gamma_{\text{máx}}} &= V_{\gamma_{\text{máx}}} \text{sen } \gamma_{\text{máx}} \end{aligned} \right\}$$

## Vuelo en subida

- Ángulos y pendientes de subida.
- Margen franqueamiento de obstáculos.
- Subida con un motor inoperativo.

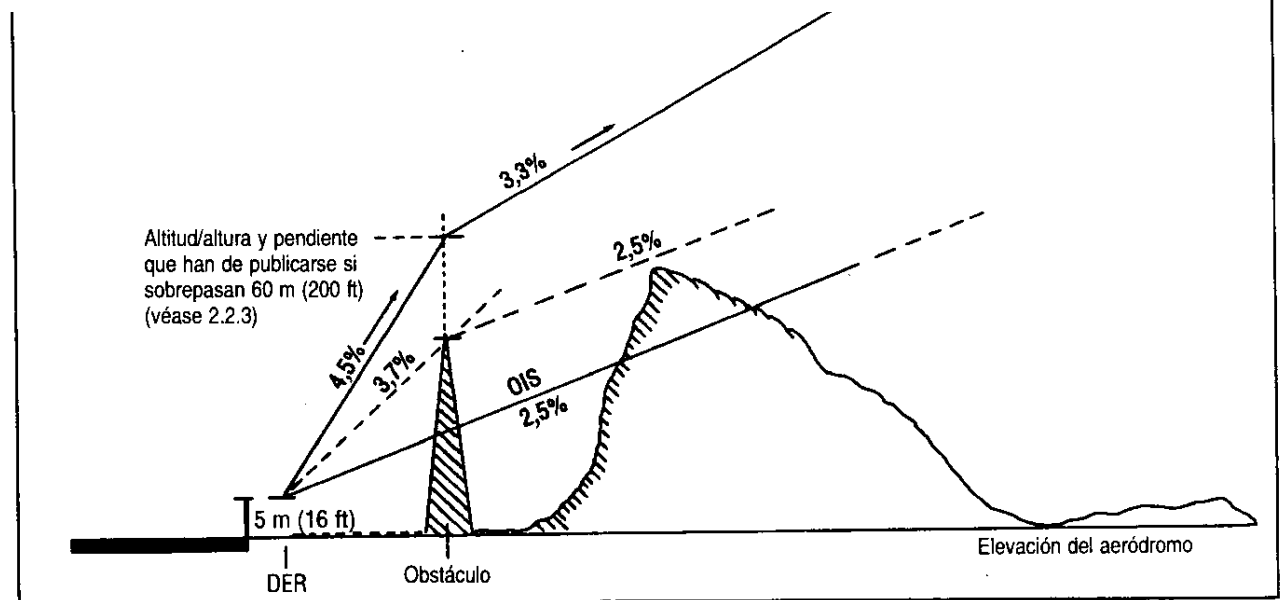


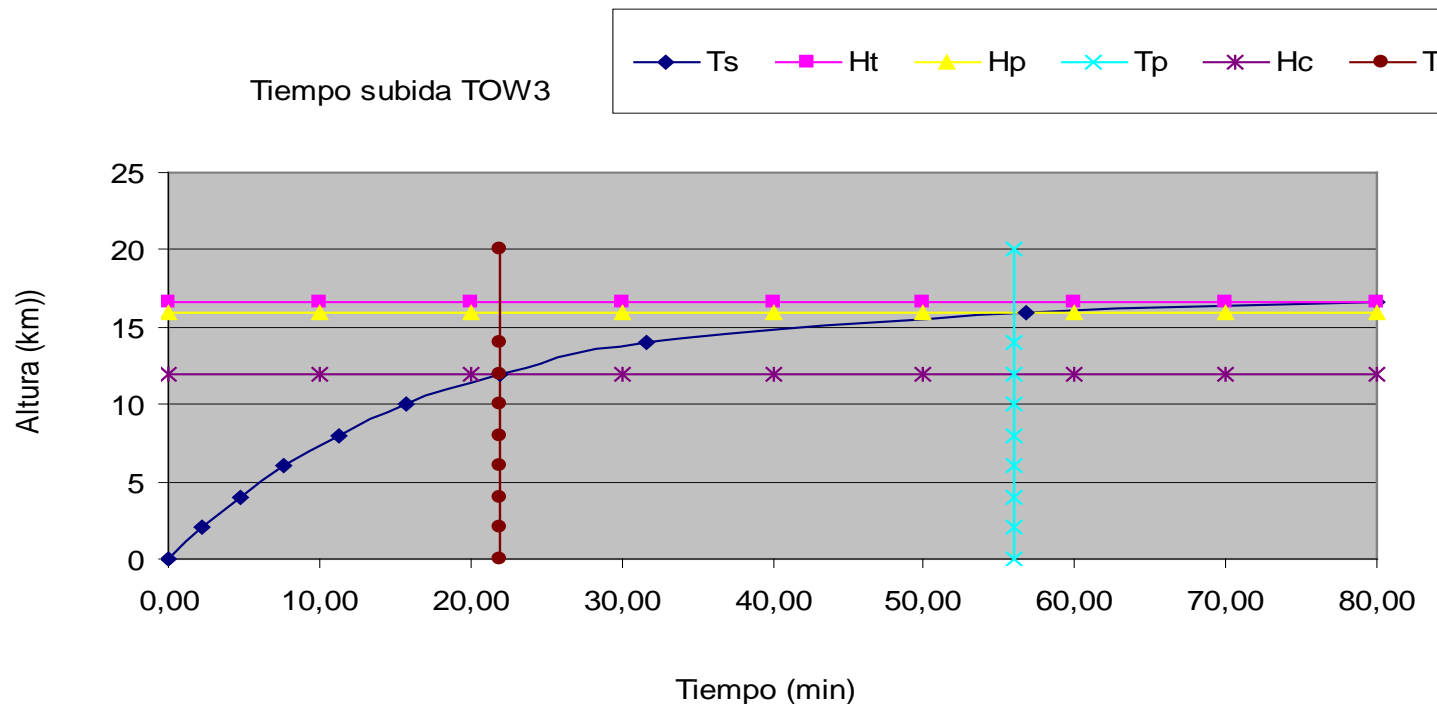
Figura II-2-2. Pendiente de diseño del procedimiento

## Tiempo de subida mínimo

Tiempos de subida a techo teórico, práctico y altura de crucero.

- $h_T$ : techo teórico
- $R/C_{\text{máx SL}}$ : velocidad subida máx. a NM(SL)

$$t = \frac{h_T}{\left(R / C\right)_{\text{máx SL}}} L_n \frac{h_T}{h_T - h}$$



## Tiempo de subida mínimo

Techos. Expresiones en ISA:

$$\text{troposfera : } \rho = \left(1,05 - 23,7 \cdot 10^{-6} \cdot h\right)^{4,26}$$

$$\text{estratosfera : } \rho = 2,06214 \cdot e^{-0,1577 \cdot 10^{-3} \cdot h}$$

## Autonomía y Alcance

### Consumo de Combustible

- CEC (TSFC): Dato del Jane's que deberemos conocer a la altura de vuelo en crucero.
- Si no es así, valores representativos en crucero ( $M=0,8\div0,9$  y  $35000\div40000$  ft), típicos:

$$F_R = \frac{TSFC}{TSFC(\max thrust)} = \left(0,2452 + 2,9671\varepsilon - 4,5139\varepsilon^2 + 3,2937\varepsilon^3 + 0,9921\varepsilon^4\right)^{-1}$$

$$\varepsilon = \frac{E_h}{E_{sl}}$$

- Otra posibilidad:

$$SFC_{cruise} = 0,88 \exp(-0,05BPR)$$

*cruise* : a 36000 pies y  $M = 0,9$

## Autonomía y alcance. Ángulo ataque cte y altitud cte

**Autonomía:**

$$E_2 = \frac{1}{sfc} \cdot \frac{C_L}{C_D} \cdot L_n \frac{TOW}{LW}$$

$$sfc \equiv CEC$$

$$W_f = TOW$$

$$W_i = LW$$

**Alcance:**

$$R_2 = \frac{1}{sfc} \cdot \sqrt{\frac{TOW}{\frac{1}{2} \rho S}} \cdot \frac{\sqrt{C_L}}{C_D} \cdot 2 \cdot \left( 1 - \sqrt{\frac{LW}{TOW}} \right)$$

$\rho$ : generalmente a 11 km ó 12 km (suponiendo que el techo NO sea inferior).



## Carrera de despegue y aterrizaje

$$S_D = \frac{1,44W^2}{g\rho_\infty SC_{L\max}^D \left[ E - \left( D + \mu_r (W - L) \right)_{medio} \right]}$$

$\left( D + \mu_r (W - L) \right)_{medio}$  valor medio calculado para  $0,7 V_{LO}$

$$V_{LO} = 1,2V_{STALL}$$

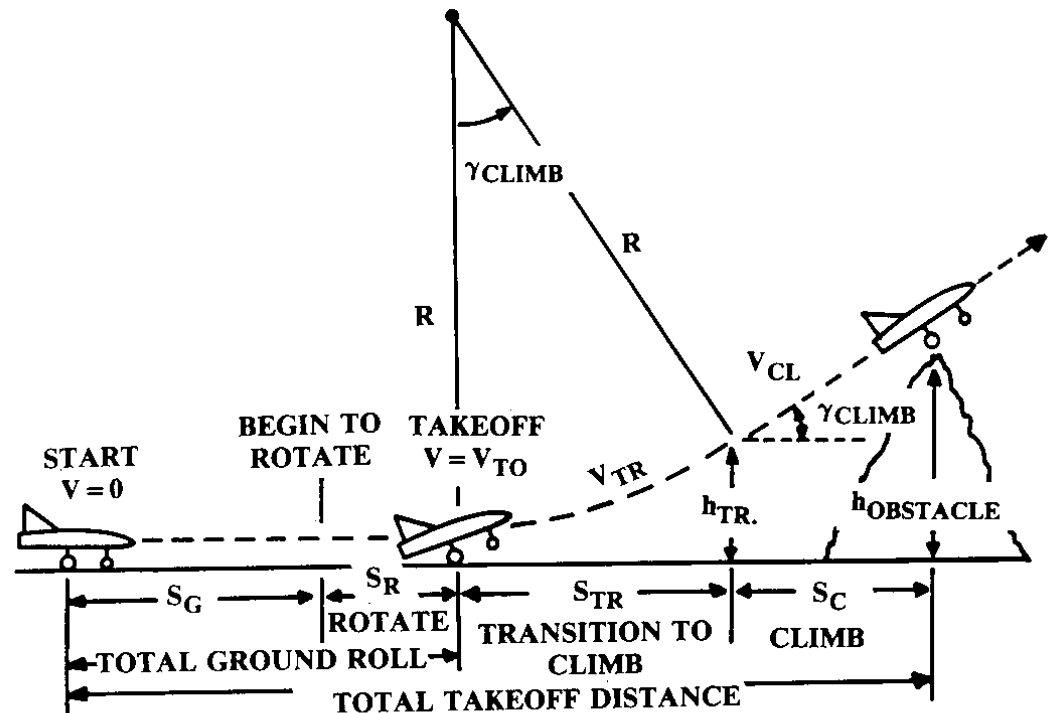


Fig. 17.17 Takeoff analysis.

## Carrera de despegue y aterrizaje

$$S_A = \frac{1,69W^2}{g\rho_\infty SC_{L\max}^A \left( D + \mu_r (W - L) \right)_{medio}}$$

$\left( D + \mu_r (W - L) \right)_{medio}$  valor medio calculado para  $0,7 V_T$

$$V_T = 1,3V_{STALL}$$

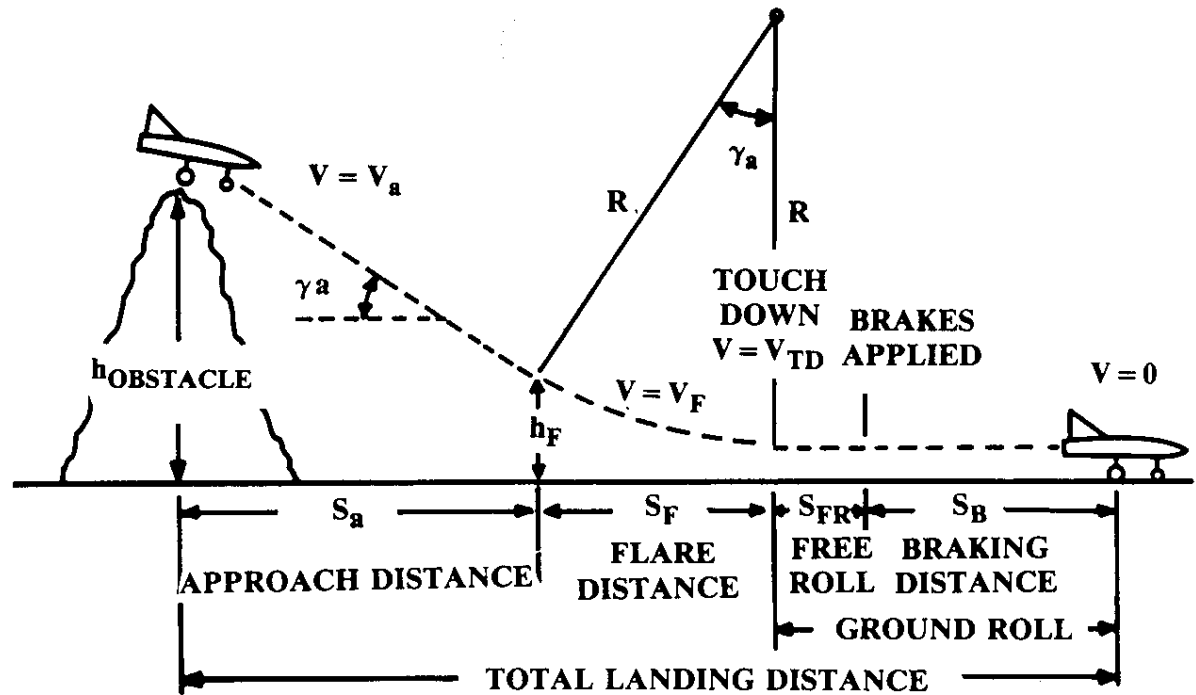
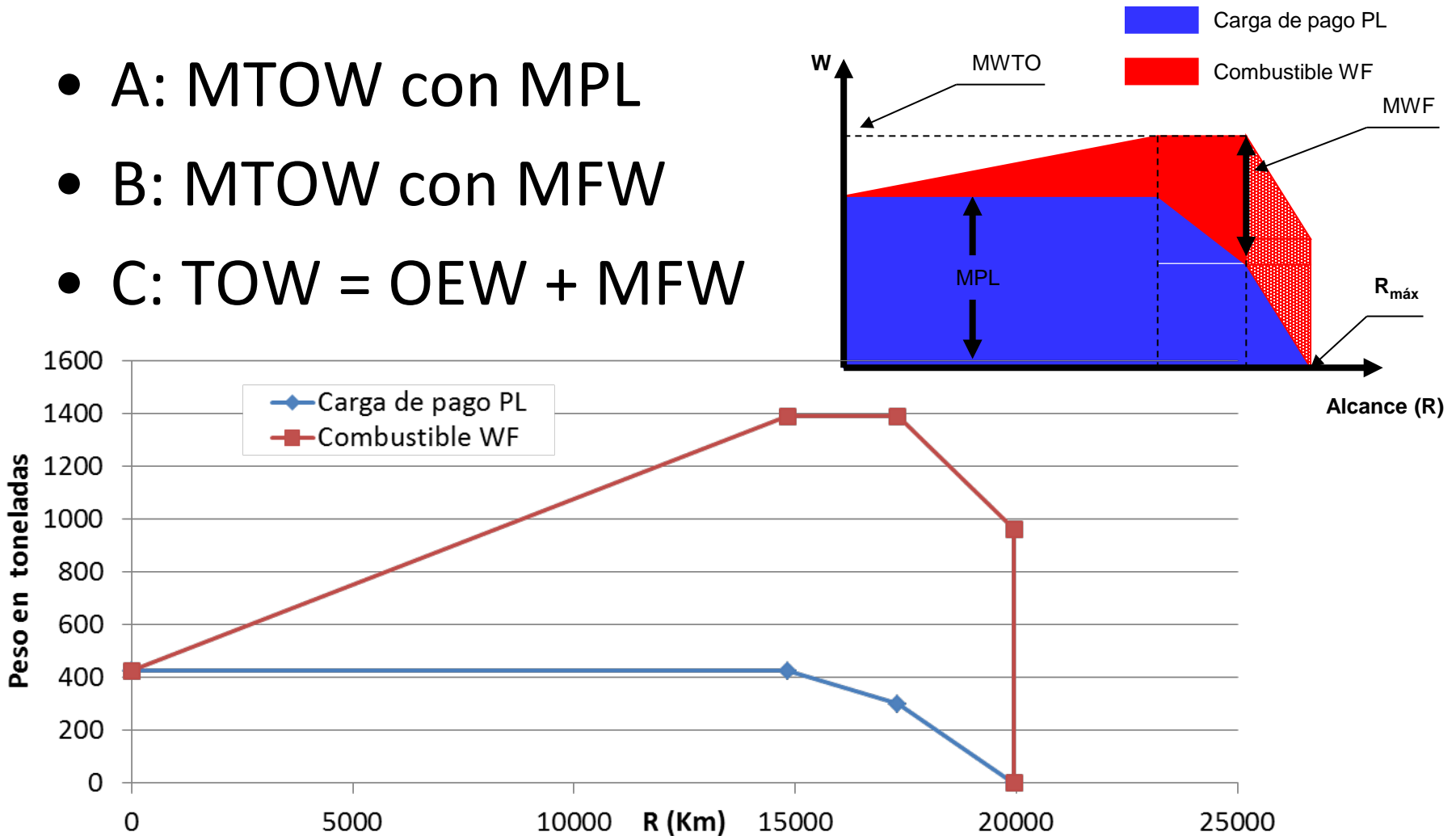


Fig. 17.18 Landing analysis.

# Carrera de aterrizaje y aterrizaje

## Diagrama Carga de Pago vs Alcance

- A: MTOW con MPL
- B: MTOW con MFW
- C: TOW = OEW + MFW



- Transparencias de clase. Miguel Barcala. Plataforma moodle.
- **Mecánica del Vuelo.** M.A. Gómez Tierno, M. Pérez Cortés y C. Puentes Márquez. IBERGACETA PUBLICACIONES, S.L. Segunda Edición. Madrid, 2012. ISBN: 978-84-1545-201-0.
- ***Mecánica del Vuelo.*** Ángel Barcala y Fernando Gandía. Publicaciones EIAE.
- **Aerodinámica y Mecánica del Vuelo. Tomo II. Aerodinámica.** Ángel Barcala y Fernando Gandía. Publicaciones EIAE.
- Aircraft Performance and Design. J.D. Anderson, Jr. Mc Graw-Hill, 1999.
- ***Theory of Wing Sections.*** Abbott, I.H. and Von Doenhoff, A.E.. Dover Publications Inc (1959).
- ***Synthesis of subsonic airplane Design.*** Egbert Torenbeek. Delft University Press. Kluwer Academic, 1976.
- ***Introduction to flight.*** John D. Anderson. 3ª Edición. New York, Mc. Graw-Hill, 1989.
- ***Methods for estimating drag polars of subsonic airplanes,*** Jan Roskam, 1971.
- ***Aircraft Design: A conceptual approach.*** Daniel P. Raymer. AIAA Education Series. 1992.
- ***Aircraft Conceptual Design Synthesis.*** Denis Howe. Professional Engineering Publising 2000.
- ***AIAA Aerospace Design Engineers Guide.*** Fourth Edition. AIAA, 1998.
- ***Airplane Design.*** Jan Roskam. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- **Introducción a la ingeniería aeroespacial.** Sebastián Franchini y Oscar López García. E.T.S.I. Aeronáuticos, UPM, Madrid, 2008. ISBN: 978-84-935350-1-8.
- **Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics.** Barnes W. McCormick. John Wiley & Sons, Inc. 1995.