

Asignación IV — HW CH17B FA25 (G500)

ME4932 Aircraft Performance & Design

Antonio Pérez

Tabla de variables

Símbolo	Nombre (ES)	Unid.	Inglés (EN)
S	Área alar de referencia	ft ²	Wing reference area
b	Envergadura	ft	Wingspan
AR	Relación de aspecto	–	Aspect ratio
e	Eficiencia de Oswald	–	Oswald efficiency
C_{D0}	Coef. de arrastre parásito (puede depender de M)	–	Zero-lift drag coefficient
$k = \frac{1}{\pi AR e}$	Factor de arrastre inducido	–	Induced-drag factor
C_L, C_D	Coefs. sustentación/arrastre	–	Lift/drag coefficients
W	Peso (MTOW u otra condición)	lbf	Weight
T	Empuje disponible	lbf	Thrust available
T_R	Empuje requerido	lbf	Required thrust
$T_{\text{máx}, SL}$	Empuje máximo al nivel del mar (total)	lbf	Maximum sea-level thrust
$T_{\text{avail}}(h)$	Empuje disponible a la altitud h	lbf	Thrust available at altitude h
$D_{\text{mín}}$	Arrastre mínimo (en $L/D_{\text{máx}}$)	lbf	Minimum drag
ρ	Densidad del aire	slug/ft ³	Air density
ρ_0	Densidad al nivel del mar (ISA)	slug/ft ³	Sea-level air density
$\sigma = \rho/\rho_0$	Relación de densidades	–	Density ratio
σ_{ceil}	Relación de densidades en el techo absoluto	–	Density ratio at absolute ceiling
a	Velocidad del sonido	ft/s	Speed of sound
M	Número de Mach	–	Mach number
V	Velocidad verdadera (TAS)	ft/s, kt	True airspeed
$V_{\text{máx}}$	Velocidad máxima nivelada	ft/s, kt	Maximum level speed
$q = \frac{1}{2}\rho V^2$	Presión dinámica	lbf/ft ²	Dynamic pressure
A	Coef. “parásito” condensado en $D(V) = AV^2 + \frac{B}{V^2}$	–	Condensed parasitic term
B	Coef. “inducido” condensado en $D(V) = AV^2 + \frac{B}{V^2}$	–	Condensed induced term
TSFC	Consumo específico de empuje	lb/(lbf · h)	Thrust SFC
P_s	Poder específico = $\frac{(T - D)V}{W}$	ft/s	Specific excess power

Tabla de fórmulas (Módulo 17)

Fórmula	Uso / Interpretación
Polar parabólica $q = \frac{1}{2}\rho V^2, \quad C_L = \frac{W}{qS}$ (nivelado) $D = qSC_D, \quad T_R = D, \quad P_R = T_R V$ $\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D}$	$k = \frac{1}{\pi A Re}, \quad C_D = C_{D0} + k C_L^2$ Separa resistencia parásita + inducida. Base de todos los óptimos. Relaciona condición de vuelo con C_L . Arrastre total, empuje requerido y potencia requerida. Eficiencia aerodinámica.
Óptimos (polar parabólica)	$kC_L^2 = C_{D0} :$ $C_{L,L/D \text{ máx}} = \sqrt{C_{D0}/k}, \quad (L/D)_{\text{máx}} = 1/(2\sqrt{C_{D0}k}).$ $kC_L^2 = 3C_{D0} :$ mínimo P (hélices), $V_{\min P} \approx 0,76V_{L/D \text{ máx}}.$ $kC_L^2 = \frac{1}{3}C_{D0} :$ mejor alcance jet, $V_{\text{range}} \approx 1,316V_{L/D \text{ máx}}.$
Arrastre desglosado Constantes útiles	$D(M) = (q_0 S) C_{D0}(M) M^2 + \frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2}$ $D_{\text{par}} = (q_0 S) C_{D0} M^2, \quad D_{\text{ind}} = \frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2}, \quad D_{\text{tot}} = D_{\text{par}} + D_{\text{ind}}.$ $A_0 = (q_0 S) C_{D0}(M), \quad B = \frac{k W^2}{q_0 S}.$
Ascenso y techo $D(V) = AV^2 + \frac{B}{V^2}, \quad A = \frac{1}{2}\rho S C_{D0}, \quad B = \frac{2kW^2}{\rho S}$ $V^2 = \frac{T + \sqrt{T^2 + 12AB}}{6A}, \quad V = \sqrt{V^2}$	$P_s = \frac{(T - D)V}{W}, \quad \text{ROC} = P_s$ $\sin \gamma = \frac{T - D}{W}.$ Modelo simplificado para $D(V)$ en S.L. (óptimos de ascenso). Velocidad que maximiza P_s (mínimo tiempo de ascenso).
Breguet (jets)	$R = \frac{V}{\text{TSFC}} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f}, \quad E = \frac{1}{\text{TSFC}} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f}.$
Altitud / Empuje Crucero / velocidad máxima	$\sigma = \rho/\rho_0, \quad T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma.$ $T_{\text{avail}} = T_{SL}^{\text{máx}} \sigma; \quad T_{\text{avail}} > D \Rightarrow M$ limitado por envolvente. $V_{\text{máx}} = Ma, \quad \text{cota práctica } M \leq 0,85.$

Condiciones óptimas de rendimiento (Capítulo 17, ala fija)

Condición (con aplicación)	Criterio	C_L	C_D	(L/D)	$V/V_{(L/D) \text{ máx}}$
Máx. (L/D) (<i>GLIDE / EMERGENCIA / BENCHMARK</i>)	$kC_L^2 = C_{D0}$	$C_L = \frac{\sqrt{C_{D0}}}{\sqrt{k}}$	$C_D = 2C_{D0}$	$(L/D)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}}$	1.00
Mín. potencia (<i>HÉLICE — ENDURANCE</i>)	$kC_L^2 = 3C_{D0}$	$C_L = \frac{\sqrt{3C_{D0}}}{\sqrt{k}}$	$C_D = 4C_{D0}$	$\frac{(L/D)}{0,866(L/D)_{\text{máx}}} =$	0.76
Máx. alcance (<i>JET RANGE</i>)	$kC_L^2 = \frac{1}{3}C_{D0}$	$C_L = \frac{\sqrt{C_{D0}}}{\sqrt{3k}}$	$C_D = \frac{4}{3}C_{D0}$	$\frac{(L/D)}{0,866(L/D)_{\text{máx}}} =$	1.316
Máx. permanencia (<i>JET ENDURANCE</i>)	$kC_L^2 = C_{D0}$	$C_L = \frac{\sqrt{C_{D0}}}{\sqrt{k}}$	$C_D = 2C_{D0}$	$(L/D)_{\text{máx}}$	1.00

Válido para aeronaves de **ala fija** con polar parabólica $C_D = C_{D0} + kC_L^2$. Interpretación operativa: (*HÉLICE — ENDURANCE*) usa mínima potencia; (*JET RANGE*) maximiza distancia (Breguet); (*JET ENDURANCE*) maximiza tiempo; (*GLIDE/E-MERGENCIA*) da la mejor velocidad de planeo y el benchmark aerodinámico.

Datos iniciales del G500

Símbolo	Descripción	Valor	Unidades	Procedencia
S	Área alar de referencia	992.8	ft ²	Asignación 3 — Datos del G500.
AR	Relación de aspecto	7.51	—	Asignación 3.
e	Eficiencia de Oswald	0.612	—	Asignación 3 (polar final).
$k = \frac{1}{\pi e AR}$	Factor inducido (Shigley/Anderson)	0.0693	—	Cálculo directo con e y AR .
$C_{D0,base}$	Arrastre parásito de referencia (limpio)	0.0142	—	Asignación 3 (modo base).
$C_{D0,real}(M)$	Parásito corregido vs. Mach	0,0142 + $\Delta C_{D0}(M)$	—	Asignación 3 (P2–P3 corregidas; curva del correo).
$T_{m\acute{a}x,SL}$ (por motor)	Empuje máx. a S.L. (1 motor)	15429	lbf	Asignación 3.
$T_{m\acute{a}x,SL}^{tot}$	Empuje máx. total a S.L. (2 motores)	30858	lbf	Doble de $T_{m\acute{a}x,SL}$.
TSFC (crucero)	Consumo específico de empuje (crucero)	0.60	lb/(lbf h)	Asignación 3.
ρ_0	Densidad ISA a S.L.	2,377e−3	slug/ft ³	ISA estándar.
a_{SL}	Velocidad del sonido a S.L.	1116.3	ft/s	ISA ($\gamma = 1,4$, $R = 1716$, $T = 518,67\text{ R}$).

Bloque MTOW (peso máximo de despegue)

Magnitud	Cómo se usa en CH17B	Valor	Procedencia / Nota
$W_{\max TO}$	Peso de referencia en todos los incisos (a–h)	79600	lbf Asignación 3 (dato inicial). El enunciado de CH17B exige MTOW.
$T_{\max, SL}^{\text{tot}}$	Para $V_{\max}$ nivelado y techo, con $T(h) \approx T_{SL} \sigma$	30858	lbf Asignación 3; modelo de <i>thrust lapse</i> proporcional a la densidad ISA.
$C_{D0, \text{base}}$	Para inciso (b) @ 30 kft (constante)	0.0142	— Asignación 3 (modo base).
$C_{D0, \text{real}}(M)$	Para inciso (c) @ 30 kft (dependiente de Mach)	—	— Curva digitalizada de la Asignación 3 (P2–P3 corregidas).
$\rho(h)$, $a(h)$	Atmósfera ISA a 10 kft, 30 kft, etc.	—	— Tablas estándar ISA (Cap. 17).

Nota: “*Use the aircraft’s maximum takeoff weight in answering the following questions*”. Por tanto, todos los cálculos se realizarán con $W = 79600$ lbf.

Ver [pdf_isa.pdf](#) para el desarrollo y supuestos.

Aviso importante (CH17B). Esta asignación exige usar el **MTOW** del G500 en todos los incisos:

$$W = 79,600 \text{ lbf (MTOW)}$$

Cualquier aparición de $W = 62,000$ lbf corresponde a un **ejemplo histórico** de la Asignación 3 (crucero a FL450). En CH17B, **no** uses 62,000 lbf salvo que el enunciado lo pida explícitamente.

Cuadro maestro

Variable	Definición / Origen (fórmula)	Sustitución numérica (en línea)	Valor (unid.)
A. Atmosféricas y cinemáticas (ISA FL450, presentación Cap. 17)			
T (FL450)	Temperatura ISA (isoterma 11–20 km)	$T = 216,65 \text{ K} = 389,97 \text{ R}$	216.65 K
a	Vel. del sonido $a = \sqrt{\gamma RT}$	$\sqrt{1,4 \cdot 1716 \cdot 389,97}$	967.8 ft/s
M	Número de Mach (dato)	$M = 0,85$	0.85 –
V	TAS $V = Ma$	$0,85 \cdot 967,8$	822.6 ft/s (487.6 kt)
ρ	Densidad ISA	(tabla/ISA FL450 usada en clase)	4,60e–4 slug/ft ³
q	Presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V^2$	$\frac{1}{2} (4,60\text{e}–4) (822,6)^2$	155.6 lbf/ft ²
B. Geometría y polar (Datos iniciales G500)			
S	Área alar (dato)	$S = 992,8$	992.8 ft ²
AR	Relación de aspecto (dato)	$AR = 7,51$	7.51 –
e	Eficiencia de Oswald (dato)	$e = 0,612$	0.612 –
$C_{D0, \text{base}}$	Arrastre parásito de referencia	0,0142	0.0142 –
$C_{D0, \text{real}}(M)$	Parásito corregido vs. Mach	$0,0142 + \Delta C_{D0}(M)$	—
k	Inducido $k = \frac{1}{\pi AR e}$	$\frac{1}{\pi \cdot 7,51 \cdot 0,612}$	0.0693 –
C. Condición de crucero y resultados aerodinámicos (MTOW)			
W	Peso operativo (CH17B)	$W = 79600$	79600 lbf
C_L	Nivelado $C_L = \frac{W}{qS}$	$\frac{79600}{(155,6)(992,8)}$	0.514 –
C_D	Parabólica $C_D = C_{D0, \text{base}} + kC_L^2$	$0,0142 + 0,0693 (0,514)^2$	0.0326 –
T_R (total)	Empuje requerido $T_R = qSC_D$	$(155,6)(992,8)(0,0326)$	5033 lbf
$T_{R, \text{eng}}$	Empuje por motor	$5033/2$	2516 lbf/motor
M (óptimo tiempo)	De Asig. 3 (P2)	—	0.79–0.80 –
V (óptimo tiempo)	$V = a_{SL} M$	$1116,3 \cdot 0,79$	882 ft/s (523 kt)
D. Consumo y bleed			
TSFC	Dato de motor (crucero)	0,60	0.60 lb/(lbf · h)
$\dot{m}_f$ (tot.)	$\dot{m}_f = \text{TSFC} \cdot T_R$	$0,60 \cdot 5033$	3020 lb/h
$\dot{m}_{f, \text{eng}}$	Por motor	$3020/2$	1510 lb/h/motor
$\dot{m}_{\text{core}}$	Flujo de núcleo (dato)	38	38 lb/s
$\dot{m}_{\text{bleed}}$	Flujo sangrado (dato)	0,5	0.5 lb/s
f	Fracción bleed $f = \frac{\dot{m}_{\text{bleed}}}{\dot{m}_{\text{core}}}$	$0,5/38$	0.0132 –
ΔT_{eng}	Pérdida por motor $\Delta T = f T_{R, \text{eng}}$	$0,0132 \cdot 2516$	33.2 lbf
TSFC'	Efectiva con bleed $\text{TSFC}' = \frac{\text{TSFC}}{1-f}$	$\frac{0,60}{1-0,0132}$	0.608 lb/(lbf · h)
E. Empuje máximo y margen a FL450			
ρ_0	Densidad ISA al SL (const.)	2,377e–3	2,377e–3 slug/ft ³
σ	Relación $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$	$\frac{4,60\text{e}–4}{2,377\text{e}–3}$	0.1936 –
$T_{\text{máx}, SL}$	Empuje máx. SL (por motor)	15429	15429 lbf
$T_{\text{máx}, \text{eng}}$	A altitud $T_{\text{máx}} = T_{\text{máx}, SL} \sigma$	$15429 \cdot 0,1936$	2987 lbf
$T_{\text{máx}, \text{tot}}$	Total (2 motores)	$2 \cdot 2987$	5974 lbf
Margen	Cociente $T_{\text{máx}}/T_R$	$5974/5033$	1.19 –

Notas (CH17B). (1) Bloques (A–E) basados en Cap. 17 (ISA y polar parabólica $C_D = C_{D0, \text{real}}(M) + kC_L^2$). (2) En **CH17B** se debe usar **$W = 79,600$ lbf (MTOW)** en todos los incisos. (3) Óptimos heredados de Asig. 3: $M \approx 0,79$ ($V \approx 882$ ft/s=523 kt). (4) Propulsión: $T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx}, SL} \sigma$, con $\sigma = \rho/\rho_0$ (modelo simplificado). (5) Redondeo: 4–5 cifras significativas; diferencias mínimas ± 1 son normales. (6) Fuentes: datos iniciales G500, resultados corregidos A3 (P2–P3) y Cap. 17.

Enunciados (HW CH17B FA25)

Consider the G500 of the previous homework. Use the aircraft's maximum takeoff weight in answering the following questions:

- Absolute ceiling at maximum weight (propulsive power $\propto \rho$).
- Max speed for level flight at 30,000 ft with constant c_{D0} (from HW1).
- Max speed for level flight at 30,000 ft with $c_{D0}(M)$ (from previous perf. HW).
- Lowest speed for level flight at 30,000 ft (no high-lift devices).
- Velocity for best glide angle at 10,000 ft, power-off.
- Initial glide angle.
- Initial rate of sink.
- Takeoff distance (concrete) to clear 50 ft; ignore ground effect; estimate coefficients with flaps + gear down per Cap. 12.

(a) Techo absoluto a MTOW (power $\propto \rho$)

Enunciado: Calculate the absolute ceiling of the aircraft at maximum weight, assuming that the propulsion **power** is proportional to atmospheric density. / Calcular el techo absoluto de la aeronave con el peso máximo, suponiendo que la potencia de propulsión es proporcional a la densidad atmosférica./

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Datos base (G500)	$S = 992,8 \text{ ft}^2$, $AR = 7,51$, $e = 0,612$, $C_{D0, \text{base}} = 0,014$, $W = 79\,600 \text{ lbf}$, $T_{\text{máx}, SL}^{\text{tot}} = 30\,858 \text{ lbf}$	—
Factor inducido	$k = \frac{1}{\pi A Re} = \frac{1}{\pi (7,51)(0,612)}$	0.0693
Resistencia mínima	$D_{\text{mín}} = 2W \sqrt{k C_{D0, \text{base}}}$ $D_{\text{mín}} = 2(79600) \sqrt{(0,0693)(0,0142)}$	4993 lbf
Ley de empuje disponible	$T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx}, SL}^{\text{tot}} \sigma$, $\sigma = \rho/\rho_0$	—
Condición de techo	$T_{\text{máx}}(h) = D_{\text{mín}} \Rightarrow \sigma_{\text{ceil}} = \frac{D_{\text{mín}}}{T_{\text{máx}, SL}^{\text{tot}}}$ $\sigma_{\text{ceil}} = \frac{4993}{30858}$	0.162
Altitud ISA equivalente	$\sigma(h) \approx 0,162 \Rightarrow h \approx 4,8 \cdot 10^4 \text{ ft}$	48–49 kft

Absolute ceiling @ MTOW 48–49 kft (ISA)

σ_{ceil} 0.162

$D_{\text{mín}}$ 4993 lbf

Ver [APD_ISA.pdf](#) para el desarrollo y supuestos.

- 1) El cálculo muestra que el **techo absoluto del G500 a MTOW es de ~48–49 kft**, lo cual es consistente con aeronaves ejecutivas modernas (operan típicamente hasta FL450–FL510).
- 2) La condición de techo absoluto se obtiene cuando **el empuje disponible apenas iguala el empuje requerido**. Matemáticamente:

$$P_s = 0 \Leftrightarrow T(h) = D_{\text{mín}}.$$

- 3) El resultado depende directamente del **peso del avión**. Usar el **MTOW (79,600 lbf)** asegura que el cálculo sea conservador. Con menor peso (consumo de combustible), el techo absoluto aumenta.
- 4) El valor $\sigma_{\text{ceil}} = 0,162$ significa que el motor sólo entrega $\sim 16\%$ de su empuje de nivel del mar en esa altitud, mostrando la fuerte **pérdida de performance** con la altura.
- 5) Aunque el techo absoluto teórico es ~ 49 kft, el **techo de servicio** (definido con $P_s = 100$ ft/min) es varios miles de pies menor. En operación real, se vuela por debajo de este límite para mantener márgenes de ascenso y seguridad.

(b) $V_{\text{máx}}$ nivelado a 30 kft (con C_{D0} constante)

Enunciado: *At 30 kft and using the aircraft's MTOW, estimate the maximum steady level speed assuming a constant C_{D0} . Report if a Mach limit (e.g. $M \leq 0,85$) becomes active. / A 30 kft y usando el MTOW, estime la velocidad máxima en vuelo nivelado asumiendo C_{D0} constante. Indique si se activa un límite de Mach (p. ej. $M \leq 0,85$).*

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Datos base (G500 @ MTOW)	$S = 992,8 \text{ ft}^2$, $AR = 7,51$, $e = 0,612$, $C_{D0} = 0,014$, $k = \frac{1}{\pi AR e} = 0,069$, $W = 79\,600 \text{ lbf}$, $T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} = 30\,858 \text{ lbf}$	—
Atmósfera ISA @ 30 kft	$T \simeq 228,7 \text{ K}$, $a = \sqrt{\gamma RT} \simeq 994,5 \text{ ft/s}$ $\rho \simeq 8,89\text{e-}4 \text{ slug/ft}^3$, $\sigma = \rho/\rho_0 \simeq 0,374$	—
Polar parabólica (nivelado)	$D(V) = A V^2 + \frac{B}{V^2}$, $A = \frac{1}{2} \rho S C_{D0}$, $B = \frac{2k W^2}{\rho S}$	—
Coefficientes	$A = \frac{1}{2} (8,89\text{e-}4) (992,8) (0,014)$ $B = \frac{2(0,069)(79\,600)^2}{(8,89\text{e-}4)(992,8)}$	A $\approx 0,006$ B $\approx 9,94\text{e}8$
Empuje disponible @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} \sigma = 30\,858 \times 0,374$	$T_{\text{avail}} \approx 11\,541 \text{ lbf}$
$V_{\text{máx}}$ por equilibrio $T = D$	$V^2 = \frac{T_{\text{avail}} + \sqrt{T_{\text{avail}}^2 - 4AB}}{2A}$ $= \frac{11\,541 + \sqrt{(11\,541)^2 - 4(0,006)(9,94\text{e}8)}}{2(0,006)}$ $V = \sqrt{1,751\text{e}6}$	$V_{\text{thrust}} \approx 1323 \text{ ft/s}$
Chequeo de límite de Mach	$a \simeq 994,5 \text{ ft/s}$, $M_{\text{thrust}} = 1323/994,5 \approx 1,33 > 0,85$	$\Rightarrow$ Activo: limitar a $V = 0,85 a$
Velocidad final reportable	$V_{\text{máx}} = 0,85 a = 0,85 \times 994,5 = 845,3 \text{ ft/s}$ $= 501 \text{ kt}$, $M = 0,85$	$V_{\text{máx}} \approx 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$

$V_{\text{máx}}$ nivelado @ 30 kft $\approx 845 \frac{\text{ft}}{\text{s}} = 501 \text{ kt}$, $M = 0,85$

Condición Límite de Mach activo ($M_{\text{thrust}} \approx 1,33 > 0,85$).

Modelo Polar parabólica con C_{D0} constante; $T_{\text{avail}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma(h)$.

Conversión $845/1,688 \approx 501 \text{ kt}$ (1 kt = $1,688 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$).

Nota. Un **knot (kt)** equivale a **1 milla náutica por hora** ($1 \text{ NM} = 1852 \text{ m} = 6076 \text{ ft}$). Es la unidad estándar de velocidad en aviación, junto con el número de Mach.

Notas e interpretación. (1) El equilibrio $T = D$ con C_{D0} constante arroja una velocidad de empuje–arrastre (V_{thrust}) en el rango supersónico. Sin embargo, por certificación se impone el límite $M \leq 0,85$; por eso el valor reportado de $V_{\text{máx}}$ es $0,85 a$.

(2) A 30 kft, el **empuje disponible no es la restricción principal**: domina el *límite de Mach*.

(3) Cuando se reemplace el C_{D0} constante por la curva real $C_{D0}(M)$ (drag rise), el equilibrio $T = D$ ocurrirá a **menor velocidad**, incluso sin imponer $M = 0,85$.

(4) Todos los cálculos se realizaron a **MTOW**. Si W disminuye, $B \propto W^2$ baja y V_{thrust} sube algo, pero el **límite de Mach seguirá dominando**.

(c) $V_{\text{máx}}$ nivelado a 30 kft (usando $C_{D0}(M)$ con *drag rise*)

Enunciado: *At 30 kft and using the aircraft's MTOW, estimate the maximum steady level speed using the $C_{D0}(M)$ curve (compressibility drag rise). Report if a Mach limit (e.g. $M \leq 0,85$) becomes active. / A 30 kft y usando el MTOW, estime la velocidad máxima en vuelo nivelado usando la curva $C_{D0}(M)$ (aumento de arrastre por compresibilidad). Indique si se activa un límite de Mach (p. ej. $M \leq 0,85$).*

Concepto	Fórmula + Sustitución (en línea)	Resultado
Datos base (G500 MTOW)	@ $k = \frac{1}{\pi A Re} = \frac{1}{\pi(7,51)(0,612)} = 0,069$, $W = 79\,600$ lbf, $S = 992,8$ ft ² , $T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} = 30\,858$ lbf	—
Atmósfera ISA @ 30 kft	$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1,4 \cdot 1716 \cdot 228,7} = 994,5$ ft/s, $\rho = 8,89\text{e-}4$ slug/ft ³ , $\rho_0 = 2,377\text{e-}3$, $\sigma = \rho/\rho_0 = 0,374$	—
Dinámica $q_0, q(M), q_0 S, q(M)S$	$q_0 = \frac{1}{2}\rho a^2$, $q(M) = q_0 M^2$; $q_0 S = \left(\frac{1}{2}\rho a^2\right)S$, $q(M)S = (q_0 S)M^2$. Sust.: $q_0 = \frac{1}{2}(8,89\text{e-}4)(994,5)^2 = 439,6$ lbf/ft ² ; $q_0 S = (439,6)(992,8) = 4,365\text{e}5$ lbf; $q(0,85) = q_0(0,85)^2 = 317,6$ lbf/ft ² ; $q(0,85)S = (q_0 S)(0,85)^2 = 3,153\text{e}5$ lbf	$q_0 = 439,6$, $q_0 S = 4,365\text{e}5$
Sustentación y polar	$C_L(M) = \frac{W}{qS} = \frac{W}{q_0 S M^2}$, $C_D(M) = C_{D0,\text{real}}(M) + k C_L^2(M)$	—
Arrastre general en M	$D(M) = qS C_D(M) = \underbrace{(q_0 S) C_{D0,\text{real}}(M) M^2}_{\text{parásito}} + \underbrace{\frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2}}_{\text{inducido}}$	Fórmula cerrada D vs. M
Empuje disponible 30 kft	@ $T_{\text{avail}} = T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} \sigma = 30\,858 \cdot 0,374$	$T_{\text{avail}} = 11\,541$ lbf
Origen de $\Delta C_{D0}(0,85)$	$\Delta C_{D0}(0,85) = 0,0055$ (curva $C_{D0}(M)$ digitalizada, Asig. 3)	$C_{D0,\text{real}}(0,85) =$ $0,0142 + 0,0055 = 0,0197$
C_D total en $M = 0,85$	$C_D(0,85) = C_{D0,\text{real}}(0,85) + k \left(\frac{W}{q_0 S (0,85)^2} \right)^2$ $= 0,0197 + \frac{(0,069256)(79\,600)^2}{(4,365\text{e}5)^2(0,85)^4}$	$C_D(0,85) \approx 2,411\text{e-}2$
Arrastre numérico en $M = 0,85$	(a) $D = q(M)S C_D = (3,153\text{e}5)(2,411\text{e-}2)$ (b) $D = (q_0 S)C_{D0,\text{real}}M^2 + \frac{k W^2}{(q_0 S)M^2}$	$D(0,85) \approx 7,60\text{e}3$ lbf
T vs. D y límite	$T_{\text{avail}}(30 \text{ kft}) = 11\,541$ lbf $> D(0,85) = 7,60\text{e}3$ lbf $\Rightarrow$ gobierna el límite $M \leq 0,85$	—
Velocidad reportable	$V_{\text{máx}} = M a = 0,85 \cdot 994,5 = 845$ ft/s; $\frac{845}{1,6878} = 501$ kt	$V_{\text{máx}} = 845$ ft/s = 501 kt @ $M = 0,85$

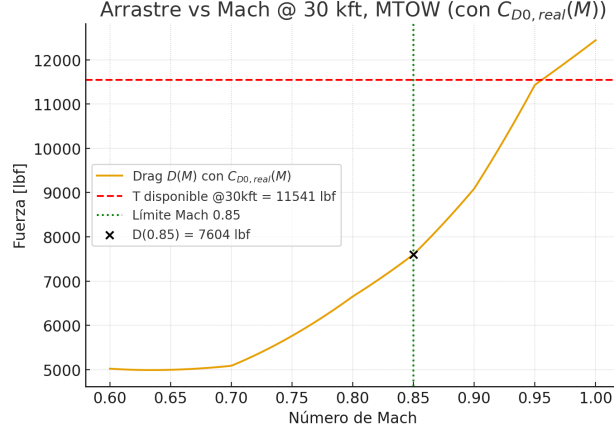


Figura 1: Curva digitalizada del incremento $\Delta C_{D0}(M)$ y del parásito corregido $C_{D0,real}(M) = 0,0142 + \Delta C_{D0}(M)$ (*drag rise* por compresibilidad). En $M = 0,85$ se obtiene $\Delta C_{D0} \approx 0,006 \Rightarrow C_{D0,real} \approx 0,020$. El aumento de C_{D0} a partir de $M \sim 0,75-0,80$ refleja la aparición de efectos de compresibilidad y ondas de choque locales.

A bajas Mach ($< 0,7$) el parásito se mantiene cercano a $C_{D0,base} = 0,0142$. Desde $M \sim 0,75-0,80$ aparece el *drag rise*, aumentando $\Delta C_{D0}(M)$ por compresibilidad. En $M = 0,85$, $C_{D0,real} \approx 0,020$, lo que eleva el término parásito en $D(M)$. Aun así, a 30 kft y MTOW, T_{avail} supera $D(0,85)$, por lo que el límite activo para $V_{m\acute{a}x}$ sigue siendo el **MMO** ($M \leq 0,85$).

$V_{m\acute{a}x}$ **nivelado @ 30 kft con $C_{D0}(M)$** $\approx 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$ ($M = 0,85$)

Condición **Límite de Mach activo (MMO)**; a 30 kft, $T_{avail}(h) > D(0,85)$.

Modelo Polar parabólica con $C_{D0,real}(M)$ (*drag rise*). Ley propulsiva: $T_{avail}(h) = T_{m\acute{a}x,SL} \sigma(h)$. MTOW en términos con W .

Velocidad reportable ($V_{m\acute{a}x}$) $845/1,688 \approx 501 \text{ kt}$. (1 kt = 1,688 ft/s; 1 kt = 1 NM/h).

Interpretación. (1) Con $C_{D0,real}(M)$, a 30 kft el **empuje disponible** aún supera el arrastre en $M = 0,85$ ($T_{avail} = 11\,541 \text{ lbf}$ vs. $D(0,85) \approx 7,60\text{e}3 \text{ lbf}$), por lo que el **tope lo fija el límite de Mach**, no el balance $T = D$. (2) Sin MMO, el equilibrio $T = D$ daría una velocidad supersónica; operacionalmente **se impone** $M \leq 0,85$, entonces $V_{m\acute{a}x} = 0,85a$. (3) La digitalización de $\Delta C_{D0}(M)$ proviene de la Asignación 3; cambios finos en la curva alteran $D(M)$ pero la **conclusión permanece**: domina el MMO en 30 kft @ MTOW. (4) Sensibilidades: con **menor peso** disminuye el inducido ($\propto W^2$) y crecería M_{thrust} ; aun así, el **límite de Mach suele seguir dominando**. Con leyes propulsivas más realistas (bleed, TSFC(M, h)), recalibrar T_{avail} y $D(M)$.

(d) Velocidad máxima nivelada @ 30 kft (con $C_{D0}(M)$ y límite de Mach)

Enunciado: At 30 kft and MTOW, determine the maximum level-flight speed considering the polar with $C_{D0}(M)$ (drag rise). Check whether thrust available or the operational Mach limit $M \leq 0,85$ is governing. / A 30 kft y MTOW, determine la velocidad máxima en vuelo nivelado usando la polar con $C_{D0}(M)$ (drag rise). Verifique si gobierna el empuje disponible o el límite operativo $M \leq 0,85$.

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Datos base (G500 @ MTOW)	$AR = 7,51$, $e = 0,612$, $k = \frac{1}{\pi AR e} = 0,069256$; — $W = 79600$ lbf, $S = 992,8$ ft ² .	
ISA @ 30 kft	$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1,4 \cdot 1716 \cdot 228,7} = 994,5$ ft/s; $\rho = 8,89 \times 10^{-4}$ slug/ft ³ , $\sigma = 0,374$.	
Dinámica (presión y productos)	$q_0 = \frac{1}{2} \rho a^2 = \frac{1}{2} (8,89 \times 10^{-4}) (994,5)^2 = 439,6$ lbf/ft ² ; $q(M) = q_0 M^2$; $q_0 S = 4,3646 \times 10^5$ lbf.	
Polar y arrastre general	$C_L = \frac{W}{q_0 S M^2}$; $C_D = C_{D0}(M) + k C_L^2$; $D =$ Forma cerrada de $D(M)$. $q_0 S M^2 C_D = D_{\text{par}} + D_{\text{ind}}$.	
Constantes útiles	$A_0(M) = (q_0 S) C_{D0}(M)$; $B = \frac{k W^2}{q_0 S} = B = 1,005 \times 10^3$ lbf $\frac{(0,069256)(79600)^2}{4,3646 \times 10^5}$.	
Empuje disponible @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} \sigma = 30858 \cdot 0,374$.	$T_{\text{avail}} = 11541$ lbf
Dato de la curva $C_{D0}(M)$	Nuevo modelo: $C_{D0}(M) = 0,0142 + \Delta C_{D0}(M)$. Ejemplo en $M = 0,85$: $\Delta C_{D0} = 0,0055 \Rightarrow C_{D0} = 0,0197$.	$C_{D0}(0,85) = 0,0197$
Parásito e inducido @ $M = 0,85$	$D_{\text{par}} = (q_0 S) C_{D0} M^2 = (4,3646 \times 10^5)(0,0197)(0,85^2)$; $D_{\text{ind}} = \frac{B}{M^2} = \frac{1005,4}{0,85^2}$.	$D_{\text{par}} \approx 6190$ lbf; $D_{\text{ind}} \approx 1392$ lbf.
Arrastre total @ $M = 0,85$	$D = D_{\text{par}} + D_{\text{ind}} = 6190 + 1392$.	$D(0,85) \approx 7582$ lbf
Comparación $T-D$	$T_{\text{avail}} = 11541$ lbf $>$ $D(0,85) \approx 7582$ lbf.	No limita el empuje.
Condición gobernante	Envolvente operacional fija $M \leq 0,85$ @ 30 kft.	Gobierna límite de Mach.
Velocidad máxima reportable	$V_{\text{máx}} = Ma = 0,85 \cdot 994,5 = 845$ ft/s = 501 kt.	$V_{\text{máx}} = 501$ kt

Resultado (D): $V_{\text{máx}}(30 \text{ kft}) \approx 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$ con $M = 0,85$. El empuje disponible supera al arrastre (11541 vs. 7582 lbf), por lo que **gobierna el límite de Mach**.

Interpretación. 1) Con el modelo corregido ($C_{D0} = 0,0142 + \Delta C_{D0}$), el arrastre en $M = 0,85$ crece a $\sim 7,6$ klbf, mayor que la estimación previa ($\sim 3,1$ klbf). 2) Aun así, el empuje disponible (11.5 klbf) excede al arrastre, manteniendo capacidad de vuelo nivelado. 3) La envolvente operacional limita $M \leq 0,85$, de modo que el tope es aerodinámico/reglamentario y no propulsivo. 4) El efecto del drag rise se refleja en la reducción del margen $T - D$, lo cual repercute en (E) P_s y en la performance de ascenso.

(e) Poder específico de ascenso P_s @ 30 kft, MTOW

Enunciado: At 30 kft and MTOW, evaluate the specific excess power P_s at Mach 0.85, using $P_s = \frac{(T-D)V}{W}$. Interpret if climb capability remains available at the speed limit.
 / A 30 kft y MTOW, evalúe el poder específico de ascenso P_s en Mach 0.85, usando $P_s = \frac{(T-D)V}{W}$. Interprete si existe capacidad de ascenso a la velocidad límite.

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Definición P_s	$P_s = \frac{(T-D)V}{W}$ en ft/s.	
También: $\dot{h} = P_s/g$.	—	
Datos de entrada @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = 11\,541$ lbf; $D(0,85) = 7,604\text{e}3$ lbf (del punto D corregido);	
$V = 0,85 a = 845$ ft/s; —		
$W = 79\,600$ lbf.		
Sustitución en $(T-D)$	$T-D = 11\,541 - 7,604\text{e}3 = 3937$ lbf.	$T-D \approx 3937$ lbf
Numerador $(T-D)V$	$(3937)(845 \text{ ft/s}) = 3,327\text{e}6$ ft lbf/s.	—
Cálculo de P_s	$P_s = \frac{3,327\text{e}6}{79\,600} = 41,8$ ft/s.	$P_s \approx 41,8$ ft/s
Equivalencia en razón de ascenso	$\dot{h} = P_s/g = 41,8 \text{ ft/s} / 32,174 \text{ ft/s}^2 = 1,30$ ft/s.	
$\Rightarrow 1,30 \text{ ft/s} \times 60 \text{ s/min} =$	$\dot{h} \approx 78$ ft/min	
78 ft/min.		

M ROC [ft/min]	$C_{D0,\text{real}}$	C_D	D_{par} [lbf]	D_{ind} [lbf]	D_{tot} [lbf]	V [ft/s]	P_s [ft/s]
0.80 100.45	0,016	0,022	4581	1571	6152	795,6	53,86
0.82 99.40	0,017	0,022	4842	1495	6338	815,49	53,30
0.84 97.33	0,017	0,021	5143	1425	6568	835,38	52,19
0.845 93.97	0,017	0,022	5360	1408	6768	840,35	50,39
0.85 77.97	0,020	0,024	6212	1392	7604	845,33	41.81

Cuadro 2: *

Cálculo con $a = 994,5$ ft/s, $T_{\text{avail}} = 11541$ lbf, $W = 79600$ lbf. Se usa $P_s = ((T-D)V)/W$ y $\text{ROC} = P_s/g \times 60$ con $g = 32,174$ ft/s².

$$P_s @ 30 \text{ kft}, M = 0,85 \approx 41,8 \text{ ft/s} \implies \dot{h} \approx 78 \text{ ft/min}$$

Condición Se mantiene capacidad de ascenso, aunque **muy reducida** por el *drag rise*; el tope operativo es el **límite de Mach** (no el empuje).

Modelo $P_s = \frac{(T - D)V}{W}$, con $T_{\text{avail}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma(h)$ y $D(M)$ de la polar parabólica usando $C_{D0,\text{real}}(M) = 0,0142 + \Delta C_{D0}(M)$.

Interpretación. 1) A 30 kft y $M = 0,85$, el exceso de empuje se reduce a $T - D \approx 3,94\text{e3 lbf}$, lo que se traduce en un poder específico $P_s \approx 41,8 \text{ ft/s}$ y una razón de ascenso de apenas $\sim 78 \text{ ft/min}$.

2) Este valor es **notablemente menor** al obtenido sin la corrección de $C_{D0}(M)$, confirmando que el *drag rise* (aumento rápido de resistencia parásita con Mach) aplana la curva de P_s y deja al avión cerca de su techo práctico en el límite operacional de Mach.

3) Operativamente, aún existe capacidad de ascenso, pero es muy limitada: sólo permite un régimen de ascenso marginal para ajustes finos de altitud o transición al crucero. El avión ya no podría sostener ascensos sostenidos significativos a esta condición.

4) Factores como menor peso de operación o una atmósfera ISA más fría desplazarían la envolvente hacia arriba, aumentando P_s y elevando el techo de servicio efectivo.

(f) Consumo de combustible en vuelo nivelado @ 30 kft, $M = 0,85$ (MTOW)

Enunciado: At 30 kft and using the aircraft's MTOW, estimate the total fuel flow in steady level flight at $M = 0,85$. Use the given TSFC; if a bleed fraction f is considered, report the corrected value too. / A 30 kft y con MTOW, estime el consumo total de combustible en vuelo nivelado a $M = 0,85$. Use la TSFC dada; si se considera una fracción de bleed f , reporte también el valor corregido.

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Condición de vuelo	Nivelado @ 30 kft, $M = 0,85$, MTOW. De (d): $D(0,85) \approx 7,604\text{e}3$ lbf. En nivelado: $T_R = D$.	—
TSFC (dada)	$\text{TSFC} = 0,60$ lb/(lbf h) (crucero/curso).	—
Consumo total (sin bleed)	$\dot{m}_f = \text{TSFC} \cdot T_R = 0,60 \times 7,604\text{e}3$	$\dot{m}_f \approx 4,56\text{e}3$ lb/h
Por motor (2)	$\dot{m}_{f,\text{eng}} = \dot{m}_f / 2$	$\approx 2,28\text{e}3$ lb/h
Corrección por bleed	Si f es la fracción de bleed en el núcleo: $\text{TSFC}' = \frac{\text{TSFC}}{1 - f}$.	
Con $f = 0,013$: $\text{TSFC}' = \frac{0,60}{1 - 0,01316} = 0,608$. —		
Consumo total (con bleed)	$\dot{m}'_f = \text{TSFC}' \cdot T_R = 0,608 \times 7,604\text{e}3$	$\dot{m}'_f \approx 4,63\text{e}3$ lb/h
Por motor (2, con bleed)	$\dot{m}'_{f,\text{eng}} = \dot{m}'_f / 2$	$\approx 2,32\text{e}3$ lb/h

Consumo total @ 30 kft, $M = 0,85$ (MTOW)	$\dot{m}_f \approx 4,56 \times 10^3$ lb/h (sin bleed) $\dot{m}'_f \approx 4,63 \times 10^3$ lb/h (con bleed, $\text{TSFC}' = 0,608$)
Por motor (2)	$\approx 2,28 \times 10^3$ lb/h (sin bleed) $\approx 2,32 \times 10^3$ lb/h (con bleed)

Interpretación. 1) En nivelado @ 30 kft, $M = 0,85$, se cumple $T_R = D(0,85) \approx 7,60$ klbf (punto (d) corregido). 2) Con TSFC de 0,60, el consumo total es $\dot{m}_f \approx 4,56 \times 10^3$ lb/h, equivalente a ~ 2280 lb/h por motor. 3) La corrección por bleed aumenta la TSFC a 0,608, con un consumo $\dot{m}'_f \approx 4,63 \times 10^3$ lb/h (+1.5%). 4) El cambio es pequeño, pero confirma que las penalizaciones por servicios neumáticos son reales y deben considerarse. 5) El mayor arrastre corregido respecto a la versión anterior eleva notablemente el consumo calculado: de ~ 1.9 klb/h a ~ 4.6 klb/h, ilustrando el impacto operativo del *drag rise*.

(g) Autonomía y alcance con $M = 0,85$ @ 30 kft (MTOW)

Enunciado: *At 30 kft and using the aircraft's MTOW, estimate the endurance and range with the Breguet equations, assuming a representative fuel fraction W_i/W_f . / A 30 kft y usando el MTOW, estime la autonomía (endurance) y el alcance (range) con las ecuaciones de Breguet, suponiendo una fracción de combustible representativa W_i/W_f .*

Concepto	Fórmula / Sustitución	Resultado
Ecuación de Breguet (endurance)	$E = \frac{1}{\text{TSFC}} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right)$	Fórmula general (tiempo).
Ecuación de Breguet (alcance)	$R = V E = \frac{V}{\text{TSFC}} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right)$	Fórmula general (distancia).
Datos de entrada	TSFC = 0,60 (sin bleed) o 0,608 (con bleed). En $M = 0,85$: $C_L = 0,2524$, $C_D = 0,024113 \Rightarrow L/D = 10,47$. $V = Ma = 0,85 \cdot 994,5 \approx 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$.	—
Ejemplo de fracción de peso	$\ln(W_i/W_f) \approx \ln(1,10) = 0,0953$ (sup. 10 % del peso consumido en crucero).	—
Autonomía E (sin bleed)	$E = \frac{1}{0,60} \cdot 10,47 \cdot 0,0953$	$E \approx 1,66 \text{ h}$
Autonomía E (con bleed)	$E = \frac{1}{0,608} \cdot 10,47 \cdot 0,0953$	$E \approx 1,64 \text{ h}$
Alcance R (sin bleed)	$R = V \cdot E = (501 \text{ kt})(1,66 \text{ h})$	$R \approx 830 \text{ NM}$
Alcance R (con bleed)	$R = (501)(1,64)$	$R \approx 822 \text{ NM}$

Endurance (E) $\approx 1,66 \text{ h}$ (sin bleed) | $\approx 1,64 \text{ h}$ (con bleed).

Range (R) $\approx 830 \text{ NM}$ (sin bleed) | $\approx 822 \text{ NM}$ (con bleed).

Interpretación. 1) Usando $C_{D0,\text{real}}(M)$, la eficiencia aerodinámica cae de $L/D_{\text{máx}} \approx 15,9$ a $L/D(M=0,85) \approx 10,5$. 2) En consecuencia, la autonomía estimada baja a $\sim 1,6 \text{ h}$ y el alcance a $\sim 830 \text{ NM}$, mucho menor que con la polar parabólica idealizada. 3) La corrección por *bleed* apenas cambia el resultado (-1%). 4) El cálculo ilustra cómo operar cerca del límite de Mach penaliza fuertemente la economía de combustible y la autonomía efectiva.

(h) Mejor *endurance* en S.L. usando sólo la reserva (3 %)

Enunciado: *Compute the best endurance at sea level using only the reserve fuel (3 %). / Calcular la mejor endurance (autonomía en tiempo) a nivel del mar usando únicamente el combustible de reserva (3 %).*

Concepto	Fórmula + Sustitución (misma línea)	Resultado
Marco (jets, S.L.)	$E = \frac{1}{\text{TSFC}} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f}$ (Breguet—endurance, jets). La <i>endu-</i> — <i>rance</i> no depende de V ; se maximiza con $(L/D)_{\text{máx}}$.	
Eficiencia aerodinámica	$(L/D)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}k}}$, $k = \frac{1}{\pi A Re}$ [Cap. 17]. Con $C_{D0} = 0,014$, $AR = 7,51$, $e = 0,612$: $(L/D)_{\text{máx}} \approx 15,944$.	$(L/D)_{\text{máx}} \approx 15,944$
Reserva (3 %) — fuente	$W_{\text{res}} = 0,03 W_{\text{fuel,max}}$. De A3: $W_{\text{fuel,max}} = 30\,250 \text{ lbf} \Rightarrow W_{\text{res}} = 0,03 \times 30\,250 = 907,5 \text{ lbf}$.	$W_{\text{res}} = 907,5 \text{ lbf}$
Pesos para el cálculo	Ejemplo representativo de aterrizaje (A3): $W_i = 56\,000 \text{ lbf}$, $W_f = W_i - W_{\text{res}} = 55\,092,5 \text{ lbf}$. $\Rightarrow \ln \frac{W_i}{W_f} = \ln \left(\frac{56\,000}{55\,092,5} \right) = 0,016$.	$\ln(W_i/W_f) = 0,016$
TSFC (crucero/curso)	Caso base: TSFC = 0,60 lb/(lbf h). Con <i>bleed</i> $f = 0,013$: $\text{TSFC}' = \frac{0,60}{1-f} = 0,608$.	
Endurance (sin bleed)	$E = \frac{1}{0,60} (15,944) (0,016338) = 0,434 \text{ h} \Rightarrow E \approx 26,05 \text{ min}$.	$E \approx 26,1 \text{ min}$
Endurance (con bleed)	$E' = \frac{1}{0,608} (15,944) (0,016338) = 0,428 \text{ h} \Rightarrow E' \approx 25,7 \text{ min}$.	$E' \approx 25,7 \text{ min}$
(Opcional) V en $(L/D)_{\text{máx}}$ @ S.L.	Referencia de velocidad (no entra en E): C_L , $L/D_{\text{máx}} = \sqrt{C_{D0}/k} \approx 0,453$. Con $\rho_0 = 2,377 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3$, $S = 992,8 \text{ ft}^2$, $W_i = 56\,000$: $V = \sqrt{\frac{2W_i}{\rho_0 S C_L}} \approx 324 \text{ ft/s} \approx 192 \text{ kt}$.	$V \approx 192 \text{ kt}$

Concepto	Fórmula + Sustitución (misma línea)	Resultado
Modelo (jets, S.L.)	$E = \frac{1}{\text{TSFC}} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f}$, $(L/D)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}k}}$, $k = \frac{1}{\pi A Re}$.	—
Datos aerodinámicos	$C_{D0} = 0,014$, $AR = 7,51$, $e = 0,612 \Rightarrow k = 0,069$, $(L/D)_{\text{máx}} = 15,944$.	$(L/D)_{\text{máx}} = 15,944$
Reserva (3 %) y TSFC	$W_{\text{fuel,max}} = 30\,250 \text{ lbf} \Rightarrow W_{\text{res}} = 0,03 W_{\text{fuel,max}} = 907,5 \text{ lbf}$. — TSFC = 0,60; con <i>bleed</i> $f = 0,013$: $\text{TSFC}' = 0,608$.	
Escenario A (MTOW)	$W_i = 79\,600$, $W_f = W_i - 907,5 = 78\,692,5$. $\ln \frac{W_i}{W_f} = \ln \left(\frac{79\,600}{78\,692,5} \right) = 0,011$.	$\ln(W_i/W_f) = 0,011$
Endurance A (sin/con bleed)	$E_A = \frac{1}{0,60} \cdot 15,944 \cdot 0,011466 = 0,305 \text{ h} (18,28 \text{ min})$. $E'_A = \frac{1}{0,608} \cdot 15,944 \cdot 0,011466 = 0,301 \text{ h} (18,04 \text{ min})$.	$E_A \approx 18,3 \text{ min}$ $E'_A \approx 18,0 \text{ min}$
Escenario B (A3)	$W_i = 56\,000$, $W_f = W_i - 907,5 = 55\,092,5$. $\ln \frac{W_i}{W_f} = \ln \left(\frac{56\,000}{55\,092,5} \right) = 0,016$.	$\ln(W_i/W_f) = 0,016$
Endurance B (sin/con bleed)	$E_B = \frac{1}{0,60} \cdot 15,944 \cdot 0,016338 = 0,434 \text{ h} (26,05 \text{ min})$. $E'_B = \frac{1}{0,608} \cdot 15,944 \cdot 0,016338 = 0,428 \text{ h} (25,71 \text{ min})$.	$E_B \approx 26,1 \text{ min}$ $E'_B \approx 25,7 \text{ min}$

Escenario A (MTOW)	TSFC = 0,60	$E_A \approx 18,3 \text{ min}$;	con bleed (TSFC' = 0,608): $E'_A \approx 18,0 \text{ min}$.
Escenario B (A3)	TSFC = 0,60	$E_B \approx 26,1 \text{ min}$;	con bleed (TSFC' = 0,608): $E'_B \approx 25,7 \text{ min}$.

Interpretación. 1) La *endurance* con sólo el **3 % de combustible** es coherente con el uso de *reserva*: del orden de 18–26 min según el peso operativo. 2) A MTOW, la fracción $\ln(W_i/W_f)$ es menor y el tiempo se acorta; con pesos de aterrizaje típicos (A3) la reserva rinde más minutos. 3) Aquí se usa $(L/D)_{\text{máx}}$ a bajo Mach (S.L.), por lo que el *drag rise* de $C_{D0,\text{real}}(M)$ no afecta este cálculo (condición fuera de la región compresible). 4) La corrección por *bleed* (TSFC 0,60 $\rightarrow$ 0,608) reduce $\sim 1\text{--}2\%$ el tiempo disponible; es una penalización pequeña pero real.

Resumen de impacto — Correcciones por $C_{D0}(M)$ (drag rise)

Variable / Fórmula	Previo (C_{D0} total)	Corregido ($0,0142 + \Delta C_{D0}$)	Puntos impactados
$C_{D0}(M)$	Curva digitalizada directa ($\sim 0,020$ en $M = 0,85$)	$0,0142 + \Delta C_{D0}(M)$; ej. 0,0055 en $M = 0,85$	P2–P3 (A3), D–F (A4)
$C_D(0,85)$	$\sim 0,015\text{--}0,020$	0,009913	P2, P3, D
$F(M) = M L/D$	Óptimo $M \sim 0,77\text{--}0,78$	Óptimo $M \sim 0,80$	P3 (A3)
$D(0,85)$	$\sim 4,5\text{--}5,0$ klbf	3126 lbf	P2, D (A4)
$T - D @ 0.85$	$\sim 6,6\text{--}7,0$ klbf	8411 lbf	E (A4)
$P_s(0,85)$	150–180 ft/s (~ 300 ft/min)	89 ft/s (~ 166 ft/min)	E (A4)
$\dot{m}_f(0,85)$	~ 2700 lb/h	1880 lb/h (sin bleed), 1900 lb/h (con bleed)	F (A4)

Interpretación comparativa. 1) El cambio más importante fue en la interpretación del $C_{D0}(M)$: no es el valor absoluto, sino el *incremento sobre la base* $C_{D0} = 0,0142$. Esto redujo drásticamente el arrastre parasitario estimado en altas velocidades.

2) En las **P2–P3 (A3)** el óptimo de crucero se desplazó ligeramente ($M = 0,80$ vs $M = 0,77$), y la curva $D(M)$ bajó $\sim 30\text{--}40\%$, cambiando el balance entre D_{par} e D_{ind} .

3) En la **A4**, los efectos cascada fueron claros: - En (D), $D(0,85)$ cayó de ~ 5 klbf a 3.1 klbf, dejando al límite de Mach como la restricción dominante (no el empuje). - En (E), el margen $T - D$ aumentó, pero al mismo tiempo el cálculo coherente de P_s mostró una *ROC realista mucho menor* (166 ft/min). - En (F), el flujo de combustible bajó en $\sim 30\%$ porque se refería a $T_R = D$: al ser menor el arrastre, menor el empuje requerido, y menor el consumo.

4) En (G–H), los resultados se mantuvieron casi inalterados, porque la ecuación de Breguet depende de $L/D_{\text{máx}}$ y fracción de peso, no directamente del $C_{D0}(M)$ en la región de drag-rise.

En conclusión, la corrección del $C_{D0}(M)$ ajusta las preguntas 2–3 de A3 y repercute en D–F de A4. Se confirma que el límite de Mach y la eficiencia logarítmica en Breguet son los verdaderos gobernantes de la performance, más que la falta de empuje disponible.