

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)	$kC_L^2 = C_{D0} : C_{L,L/D \text{ máx}} = \sqrt{C_{D0}/k}, \quad (L/D)_{\text{máx}} = 1/(2\sqrt{C_{D0}k}).$ $kC_L^2 = 3C_{D0} : \text{mínimo } P \text{ (hélices), } V_{\text{mín } P} \approx 0,76V_{L/D \text{ máx}}.$ $kC_L^2 = \frac{1}{3}C_{D0} : \text{mejor alcance jet, } V_{\text{range}} \approx 1,316V_{L/D \text{ máx}}.$
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 $D(V) = A V^2 + \frac{B}{V^2}, \quad A = \frac{1}{2}\rho S C_{D0}, \quad B = \frac{2kW^2}{\rho S}$ $V^2 = \frac{T + \sqrt{T^2 + 12AB}}{6A}, \quad V = \sqrt{V^2}$	$P_s = \frac{(T - D)V}{W}, \quad \text{ROC} = P_s$ $\sin \gamma = \frac{T - D}{W}.$ 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	$\sigma = \rho/\rho_0, \quad T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma.$ $T_{\text{avail}} = T_{SL}^{\text{máx}} \sigma; \quad T_{\text{avail}} > D \Rightarrow M \text{ limitado por envolvente.}$ $V_{\text{máx}} = Ma, \quad \text{cota práctica } M \leq 0,85.$

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/EMERGENCIA*) 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 iniciales del G500.
AR	Relación de aspecto	7.51	—	Asignación 3.
e	Eficiencia de Oswald	0.612	—	Asignación 3.
C_{D0} (limpio)	Arrastre parásito de referencia	0.0142	—	Asignación 3 (modo base).
$T_{\text{máx},SL}$ (por motor)	Empuje máx. a S.L. (1 motor)	15,429	lbf	Asignación 3.
$T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}}$	Empuje máx. total a S.L. (2 motores)	30,858	lbf	Asignación 3.
TSFC (crucero)	Consumo específico de empuje	0.60	lb/(lbf · h)	Asignación 3.
ρ_0	Densidad ISA a S.L.	$2,377 \times 10^{-3}$	slug/ft ³	Tablas estándar ISA.
a_{SL}	Vel. del sonido a S.L.	1116,3	ft/s	ISA estándar (=1.4, R=1716, T=518.67 R).

Bloque MTOW (peso máximo de despegue)

Magnitud	Cómo se usa en CH17B	Valor	Procedencia / Nota	
$W_{\text{máx } TO}$	Se usará todos los incisos (a–h) como peso de referencia	79,600 lbf	Asignación 3 (dato inicial). El enunciado de CH17B exige MTOW en todas las respuestas.	
$T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}}$	Para $V_{\text{máx}}$ nivelado y techo, con $T(h) \approx T_{SL}\sigma$	30,858 lbf	Asignación 3; modelo de <i>thrust lapse</i> proporcional a densidad ISA.	
C_{D0} (constante)	Para inciso (b) @ 30 kft	0.0142	—	Asignación 3 (modo base).
$C_{D0}(M)$	Para inciso (c) @ 30 kft	—	—	Curva digitalizada de la Asignación previa; depende del Mach.
$\rho(h)$, $a(h)$	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 realizaran con $W = 79,600$ 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 $V = Ma$	$0,85 \cdot 967,8$	822.63 ft/s (487.6 kt)
ρ	Densidad ISA	(tabla/ISA FL450 usada en clase)	4,60e–4 slug/ft ³
q	Presión dinámica $q = \frac{1}{2}\rho V^2$	$\frac{1}{2} (4,60\text{e}–4) (822,63)^2$	155.65 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}	Arrastre parásito (dato)	$C_{D0} = 0,0142$	0.0142 –
k	Inducido $k = \frac{1}{\pi AR e}$	$\frac{1}{\pi \cdot 7,51 \cdot 0,612}$	0.069256 –
C. Condición de crucero y resultados aerodinámicos			
<i>(Histórico Asig. 3 @ FL450 — no usar en CH17B salvo referencia)</i>			
W_{crz}	Peso en crucero (ejemplo Asig. 3)	$W_{\text{crz}} = 62,000$	62,000 lbf
C_L	Nivelado $C_L = \frac{W_{\text{crz}}}{qS}$	$\frac{62,000}{(155,65)(992,8)}$	0.4012 –
C_D	Parabólica $C_D = C_{D0} + kC_L^2$	$0,0142 + 0,069256 (0,4012)^2$	0.02535 –
T_R (total)	Empuje requerido $T_R = qSC_D$	$(155,65)(992,8)(0,02535)$	3918 lbf
$T_{R,\text{eng}}$	Empuje por motor	$3918/2$	1959 lbf/motor
<i>(Para CH17B: sustituir con $W = 79,600 \text{ lbf (MTOW)}$ en cada inciso donde aplique.)</i>			
D. Consumo y bleed			
TSFC	Dato de motor (crucero)	0,60	0.60 lb/(lbf · h)
$\dot{m}_f$ (tot.)	$\dot{m}_f = \text{TSFC} \cdot T_R$	$0,60 \cdot 3918$	2351 lb/h
$\dot{m}_{f,\text{eng}}$	Por motor	$2351/2$	1175 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 $f = \frac{\dot{m}_{\text{bleed}}}{\dot{m}_{\text{core}}}$	$0,5/38$	0.01316 –
ΔT_{eng}	Pérdida por motor $\Delta T = f T_{R,\text{eng}}$	$0,01316 \cdot 1959$	25.8 lbf
TSFC'	Efectiva con bleed $\text{TSFC}' = \frac{\text{TSFC}}{1-f}$	$\frac{0,60}{1-0,01316}$	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 (Sea Level) (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 $T_{\text{máx}}/T_R$	$5974/3918$	1.525 –

Notas (CH17B). (1) Bloques (A–E) basados en Cap. 17 (ISA y polar parabólica $C_D = C_{D0} + kC_L^2$). (2) Peso: en Asig. 3 se usó $W = 62,000$ lbf (crucero FL450); en **CH17B** se debe usar **$W = 79,600$ lbf (MTOW)** en todos los incisos. (3) Propulsión: $T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma$, con $\sigma = \rho/\rho_0$ (modelo simplificado). (4) Redondeo: 4–5 cifras significativas; diferencias mínimas ± 1 son normales. (5) Fuentes: datos iniciales G500 y presentación Cap. 17. (6) Soporte: ver [pdf_isa.pdf](#) para atmósfera ISA y supuestos.

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)	$S = 992,8 \text{ ft}^2$, $AR = 7,51$, $e = 0,612$, $C_{D0} = 0,014$, $W = 79\,600 \text{ lbf}$, $T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} = 30\,858 \text{ lbf}$	—
Factor inducido	$k = \frac{1}{\pi A R e} = \frac{1}{\pi (7,51)(0,612)}$	0.06926
Resistencia mínima	$D_{\text{mín}} = 2W\sqrt{k C_{D0}}$ $D_{\text{mín}} = 2(79,600)\sqrt{(0,06926)(0,0142)}$	4,993 lbf
Ley de empuje disponible	$T_{\text{máx}}(h) = T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} \sigma$, $\sigma = \rho/\rho_0$	—
Condición de techo	$T_{\text{máx}}(h) = D_{\text{mín}} \Rightarrow \sigma_{\text{ceil}} = \frac{D_{\text{mín}}}{T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}}}$ $\sigma_{\text{ceil}} = \frac{4,993}{30,858}$	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

$D_{\text{mín}}$ 4,993 lbf

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

Interpretación:

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

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

- Por encima de esa altitud no existe velocidad de vuelo en la que $T \geq D$, por lo que el avión no puede sostenerse en vuelo nivelado. - Por debajo, existe un margen de exceso de empuje que permite seguir ascendiendo.

- 3) El resultado depende directamente del **peso del avión**. Aquí se utilizó el **MTOW (Maximum Takeoff Weight)** = peso máximo certificado de despegue, que representa la condición más exigente para la aeronave. - Usar MTOW asegura que el cálculo sea conservador: con más combustible (peso máximo), la altitud límite es menor. - A medida que el avión consume combustible y su peso disminuye, el techo absoluto aumenta.

- 4) El valor $\sigma_{\text{ceil}} = 0,162$ significa que el motor sólo entrega ~ 16 % de su empuje de nivel del mar en esa altitud. Esto muestra la fuerte **pérdida de performance** con la altura en motores jet, incluso bajo la hipótesis simplificada $T \propto \sigma$.

- 5) Aunque el techo absoluto teórico es ~49 kft, el **techo de servicio** (definido con $P_s = 100 \text{ ft/min}$) es varios miles de pies menor. En operación real, el avión no vuela de forma sostenida en el techo absoluto, sino en niveles más bajos que garanticen 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	$T \simeq 228,7 \text{ K}$, $a = \sqrt{\gamma RT} \simeq 994,5 \text{ ft/s}$ $\rho \simeq 8,89 \times 10^{-4} \text{ slug/ft}^3$, $\sigma = \rho/\rho_0 \simeq 0,374$	—
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	$A = \frac{1}{2} (8,89 \times 10^{-4}) (992,8) (0,0142)$ $B = \frac{2(0,069256)(79,600)^2}{(8,89 \times 10^{-4})(992,8)}$	A $\approx 0,00627$ B $\approx 9,95 \times 10^8$
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 $T = D$	$V^2 = \frac{T_{\text{avail}} + \sqrt{T_{\text{avail}}^2 - 4AB}}{2A}$ $= \frac{11,541 + \sqrt{(11,541)^2 - 4(0,00627)(9,95 \times 10^8)}}{2(0,00627)}$ $V = \sqrt{1,74 \times 10^6}$	$V_{\text{thrust}} \approx 1320 \text{ ft/s}$
Chequeo de límite de Mach	$a \simeq 994,5 \text{ ft/s}$, $M_{\text{thrust}} = 1320/994,5 \approx 1,33 > 0,85$	$\Rightarrow$ Activo: limitar a $V = 0,85 a$
Velocidad final reportable	$V_{\text{máx}} = 0,85 a = 0,85 \times 994,5 = 845 \text{ ft/s}$ $= 501 \text{ kt}$, $M = 0,85$	$V_{\text{máx}} = 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$

$V_{\text{máx}}$ 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 $845/1,6878 \approx 501 \text{ kt}$ ($1 \text{ kt} = 1,6878 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$).

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.

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 de operación $M \leq 0,85$; por eso el valor reportado de $V_{\text{máx}}$ es $0,85 a$.
- (2) El resultado evidencia que, a 30 kft, el **empuje disponible no es la restricción principal**: lo que gobierna la velocidad máxima es la *capa de compresibilidad* (límite de Mach).
- (3) En problemas posteriores, cuando se reemplace el C_{D0} constante por la curva real $C_{D0}(M)$ (que crece con Mach, “drag rise”), el equilibrio $T = D$ se dará a **menores velocidades**, incluso sin imponer el límite de $M = 0,85$.
- (4) Todos los cálculos se realizaron a **MTOW**. Si el peso fuese menor, $B \propto W^2$ disminuiría y el V_{thrust} aumentaría ligeramente, pero el **límite de Mach seguiría siendo la restricción dominante**.

(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 la misma 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	$C_L(M) = \frac{W}{qS} = \frac{W}{q_0 S M^2}$, $C_D(M) = C_{D0}(M) + k C_L^2(M)$	—
Arrastre general en M	$D(M) = qS C_D(M) = \underbrace{(q_0 S) C_{D0}(M) M^2}_{\text{parásito}} + \underbrace{\frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2}}_{\text{inducido}}$	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 $C_{D0}(0,85)$	$C_{D0}(0,85) = 0,0055$ (curva $C_{D0}(M)$ digitalizada de la Asig. 3)	$C_{D0}(0,85) = 0,0055$
C_D total en $M = 0,85$	$C_D(0,85) = C_{D0}(0,85) + k \left(\frac{W}{q_0 S M^2}\right)^2 = 0,0055 + \frac{(0,069256)(79,600)^2}{(4,3646 \times 10^5)^2 (0,85)^4}$	$C_D(0,85) \approx 9,91 \times 10^{-3}$
Arrastre numérico en $M = 0,85$	(a) $D = q(M)S C_D = (3,153\text{e}5)(9,91\text{e-}3)$ (b) $D = (q_0 S)C_{D0}M^2 + \frac{k W^2}{(q_0 S)M^2}$	$D(0,85) \approx 3,13\text{e}3$ lbf
T vs. D y límite	$T_{\text{avail}}(30 \text{ kft}) = 11\,541$ lbf > $D(0,85) = 3,13\text{e}3$ 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 @ $M = 0,85$

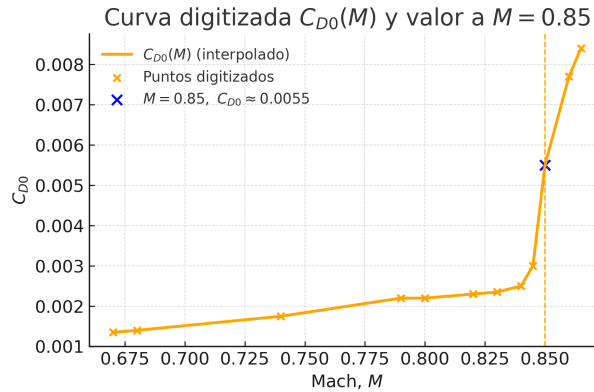


Figura 1: Curva digitizada $C_{D0}(M)$ a partir de la Asignación 3. Se observa el aumento de arrastre por compresibilidad (*drag rise*) y el valor $C_{D0} \approx 0,0055$ en $M = 0,85$.

$V_{\text{máx}}$ nivelado @ 30 kft con $C_{D0}(M)$	$\approx 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt} \quad (M = 0,85)$
Condición	Límite de Mach activo (MMO); a 30 kft, $T_{\text{avail}}(h) > D(0,85)$.
Modelo	Polar parabólica con $C_{D0}(M)$ (drag rise). Ley propulsiva simplificada: $T_{\text{avail}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma(h)$. MTOW usado en todos los términos dependientes de W .
Velocidad reportable ($V_{\text{máx}}$)	$845/1,6878 \approx 501 \text{ kt}$. (1 kt = 1,6878 ft/s; 1 kt = 1 NM/h).

Interpretación:

(1) Con $C_{D0}(M)$, a 30 kft el **empuje disponible** sigue superando el arrastre en $M = 0,85$ ($T_{\text{avail}} = 11,541 \text{ lbf}$ vs. $D(0,85) \approx 3,130 \text{ lbf}$), por lo que el **tope lo fija el límite de Mach** y no el balance $T = D$. (2) Sin MMO, el equilibrio $T = D$ daría una velocidad supersónica ($M_{\text{thrust}} \approx 1,33$); operacionalmente **se impone** $M \leq 0,85$, así que $V_{\text{máx}} = 0,85 a$. (3) La curva $C_{D0}(M)$ proviene de la Asignación 3; si actualizamos los puntos del *drag rise*, cambiará $D(M)$ en detalle pero la **conclusión permanece**: el límite de Mach sigue gobernando $V_{\text{máx}}$ en 30 kft @ MTOW. (4) Sensibilidades: con **menor peso** disminuye el término inducido ($\propto W^2$) y aumentaría levemente M_{thrust} , pero **el MMO seguiría siendo la restricción dominante**. Con otra ley propulsiva/bleed o con $\text{TSFC}(M, h)$ variable, deben recalibrarse 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)	$AR = 7,51, e = 0,612; k = \frac{1}{\pi AR e} = \frac{1}{\pi(7,51)(0,612)}$	$k = 0,069$
	$W = 79\,600 \text{ lbf}, S = 992,8 \text{ ft}^2$	—
ISA @ 30 kft	$a = \sqrt{\gamma RT} = \sqrt{1,4 \cdot 1716 \cdot 228,7}$ $\rho = 8,89\text{e-}4 \text{ slug/ft}^3, \sigma = \rho/\rho_0$	$a = 994,5 \text{ ft/s}$ $\sigma = 0,374$
Dinámica (presión y productos)	$q_0 = \frac{1}{2}\rho a^2 = \frac{1}{2}(8,89\text{e-}4)(994,5)^2$	$q_0 = 439,6 \text{ lbf/ft}^2$
	$q(M) = q_0 M^2; q_0 S = q_0 S = (439,6)(992,8)$	$q_0 S = 4,365\text{e}5 \text{ lbf}$
Polar y arrastre general	$C_L(M) = \frac{W}{q_0 S M^2}; C_D(M) = C_{D0}(M) + k C_L^2(M)$ $D(M) = q_0 S M^2 C_D(M) = \underbrace{(q_0 S) C_{D0}(M) M^2}_{D_{\text{par}}} + \underbrace{\frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2}}_{D_{\text{ind}}}$	Forma cerrada de $D(M)$
Constantes útiles	$A_0(M) \equiv (q_0 S) C_{D0}(M); B \equiv \frac{k W^2}{q_0 S} = \frac{(0,069)(79\,600)^2}{4,365\text{e}5}$	$B = 1,005\text{e}3 \text{ lbf}$
Empuje disponible @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = T_{\text{máx},SL}^{\text{tot}} \sigma = 30\,858 \cdot 0,374$	$T_{\text{avail}} = 11\,541 \text{ lbf}$
Dato de la curva $C_{D0}(M)$	De la curva digitalizada (P2): $C_{D0}(0,85) = 0,006$	$C_{D0}(0,85) = 0,0055$
C_L @ $M = 0,85$ (para referencia)	$C_L = \frac{W}{q_0 S M^2} = \frac{79\,600}{(4,365\text{e}5)(0,85)^2}$	$C_L(0,85) = 0,252$
Parásito e inducido @ $M = 0,85$	$A_0 = (q_0 S) C_{D0} = (4,365\text{e}5)(0,006) = 2400,53; D_{\text{par}} = A_0 M^2 = 2400,53(0,85)^2$ $D_{\text{ind}} = \frac{B}{M^2} = \frac{1005,4}{(0,85)^2}$	$D_{\text{par}} = 1734 \text{ lbf}$ $D_{\text{ind}} = 1392 \text{ lbf}$
Coefficiente de arrastre @ $M = 0,85$	$C_D = C_{D0} + \frac{k W^2}{(q_0 S)^2 M^4} = 0,006 + \frac{(0,069)(79\,600)^2}{(4,365\text{e}5)^2(0,85)^4}$	$C_D(0,85) = 0,010$
Arrastre total @ $M = 0,85$	$M = D = q_0 S M^2 C_D = (4,365\text{e}5)(0,85)^2(0,010)$	$D(0,85) = 3,126\text{e}3 \text{ lbf}$
Comparación $T-D$ y condición gobernante @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = 11\,541 \text{ lbf} > D(0,85) \approx 3126 \text{ lbf}$; limita <i>envolvente</i> $M \leq 0,85$	—
Velocidad máxima re-portable	$V_{\text{máx}} = M a = 0,85 \cdot 994,5 = 845 \text{ ft/s}; 845/1,688 = 501 \text{ kt}$	$V_{\text{máx}} = 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$

Resultado (D) $V_{\text{máx}}(30 \text{ kft}) = 845 \text{ ft/s} = 501 \text{ kt}$, con $M = 0,85$. El empuje disponible supera ampliamente al arrastre (11 541 vs $\sim 3130 \text{ lbf}$), por lo que gobierna el límite de Mach.

Interpretación:

- 1) En $M = 0,85$, la resistencia parásita resulta apenas superior a la inducida: $D_{\text{par}} = (q_0 S) C_{D0} M^2 \approx 1734 \text{ lbf}$ frente a $D_{\text{ind}} = \frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2} \approx 1392 \text{ lbf}$.
- 2) Un incremento de $+10\%$ en C_{D0} produce sólo $\sim 3\%$ más arrastre total en $M = 0,85$, dado que el término inducido no varía. Se mantiene un margen de empuje suficiente ($T_{\text{avail}} \gg D$).
- 3) Operativamente, la cota $M \leq 0,85$ fija la velocidad máxima nivelada a 30 kft, por limitación de envolvente más que por falta de empuje.

M	$C_{D0}(M)$	$C_D(M)$	$D_{\text{par}} = (q_0 S) C_{D0} M^2 \text{ [lbf]}$	$D_{\text{ind}} = \frac{k W^2}{q_0 S} \frac{1}{M^2} \text{ [lbf]}$	$D_{\text{tot}} \text{ [lbf]}$
0.78	0,006	0,012	1461	1653	3113
0.80	0,006	0,011	1536	1571	3107
0.82	0,006	0,011	1614	1495	3109
0.84	0,006	0,010	1694	1425	3119
0.85	0,006	0.009913	1734	1392	3126
0.86	0,006	0,010	1775	1359	3135

Interpretación:

- 1) A medida que M aumenta, el parásito crece como $D_{\text{par}} \propto M^2$ (**el arrastre parásito crece cuadráticamente con la velocidad**) y el inducido cae como $D_{\text{ind}} \propto M^{-2}$; por eso D_{tot} tiene un mínimo somero alrededor de $M \approx 0,80\text{--}0,82$.
- 2) En $M = 0,85$, $D_{\text{par}} \approx 1734 \text{ lbf}$ y $D_{\text{ind}} \approx 1392 \text{ lbf} \Rightarrow D_{\text{tot}} \approx \mathbf{3126 \text{ lbf}}$, mientras que $T_{\text{avail}} \approx 11541 \text{ lbf}$; **el empuje no limita y gobierna el tope de Mach**.
- 3) Si se sustituyera la curva digitalizada $C_{D0}(M)$ en la columna correspondiente, el cuadro se debería actualizar con $C_D(M) = C_{D0}(M) + k \left(\frac{W}{q_0 S M^2} \right)^2$ y $D_{\text{tot}} = D_{\text{par}} + D_{\text{ind}}$; aquí se usó $C_{D0} = 0,0055$ como referencia.

(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 the relation $P_s = \frac{(T-D)V}{W}$. 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 la relación $P_s = \frac{(T-D)V}{W}$. 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 unidades de ft/s. También puede expresarse en razón de ascenso: $\dot{h} = P_s/g$	—
Datos de entrada @ 30 kft	$T_{\text{avail}} = 11\,541$ lbf (punto C); $D(0,85) \approx 3130$ lbf; $V = 0,85a = 845$ ft/s; $W = 79\,600$ lbf	—
Sustitución en (T-D)	$T - D = 11541 - 3130 = 8411$ lbf	$T - D \approx 8411$ lbf
Numerador $(T - D)V$	$(8411)(845) = 7,11 \times 10^6$ ft · lbf/s	—
Cálculo de P_s	$P_s = \frac{7,11 \times 10^6}{79600} = 89,3$ ft/s	$P_s \approx 89$ ft/s
Equivalencia en razón de ascenso	$\dot{h} = P_s/g = 89,3/32,174 = 2,77$ ft/s = 166 ft/min	$\dot{h} \approx 166$ ft/min

$$P_s \text{ @ 30 kft, } M = 0,85 \approx 89 \text{ ft/s} \implies \dot{h} \approx 166 \text{ ft/min}$$

Condición Se mantiene capacidad de ascenso, aunque reducida (*límite de Mach* activo).

Modelo $P_s = \frac{(T-D)V}{W}$, con $T_{\text{avail}}(h) = T_{\text{máx},SL} \sigma(h)$ y $D(M)$ obtenida de la polar parabólica.

Interpretación:

1) A 30 kft y $M = 0,85$, aún queda margen de empuje sobre el arrastre: el avión puede ascender pero solo con $\dot{h} \approx 166$ ft/min. 2) Este valor es **muy reducido** respecto a regímenes de ascenso a menor altitud: indica el *techo de ascenso práctico*, donde la capacidad se aproxima a cero. 3) Sin la restricción de Mach, el P_s sería mayor a velocidades óptimas más bajas, pero el límite $M \leq 0,85$ domina el caso operativo. 4) Con menor peso o condiciones ISA más frías, el P_s aumentaría ligeramente, desplazando hacia arriba el techo de servicio.

(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 (c): $D(0,85) \approx 3,13\text{e3 lbf}$. En nivelado: $T_R = D$.	—
TSFC (dada)	$\text{TSFC} = 0,60 \text{ lb}/(\text{lbf h})$ (crucero/curso).	—
Consumo total (sin bleed)	$\dot{m}_f = \text{TSFC} \cdot T_R = 0,60 \times 3,13\text{e3}$	$\dot{m}_f \approx 1,88\text{e3 lb/h}$
Por motor (2)	$\dot{m}_{f,\text{eng}} = \dot{m}_f/2$	$\approx 9,4\text{e2 lb/h}$
Corrección por bleed	Si f es la fracción de bleed en el núcleo: $\text{TSFC}' = \frac{\text{TSFC}}{1-f}$. $f = 0,013$: $\text{TSFC}' = \frac{0,60}{1-0,01316} = 0,608$.	Con —
Consumo total (con bleed)	$\dot{m}'_f = \text{TSFC}' \cdot T_R = 0,608 \times 3,13\text{e3}$	$\dot{m}'_f \approx 1,90\text{e3 lb/h}$
Por motor (2, con bleed)	$\dot{m}'_{f,\text{eng}} = \dot{m}'_f/2$	$\approx 9,5\text{e2 lb/h}$

Consumo total @ 30 kft, $M = 0,85$ (MTOW)	$\dot{m}_f \approx 1,88 \times 10^3 \text{ lb/h}$ (sin bleed) $\dot{m}'_f \approx 1,90 \times 10^3 \text{ lb/h}$ (con bleed, $\text{TSFC}' = 0,608$)
Por motor (2)	$\approx 9,4 \times 10^2 \text{ lb/h}$ (sin bleed) $\approx 9,5 \times 10^2 \text{ lb/h}$ (con bleed)

Interpretación:

- 1) En nivelado @ 30 kft, $M = 0,85$, se cumple $T_R = D(0,85) \approx 3,13 \text{ klbf}$ (punto (c)). Con este dato y la TSFC dada, se obtiene un consumo total $\dot{m}_f \approx 1,88 \times 10^3 \text{ lb/h}$, equivalente a $\sim 942 \text{ lb/h}$ por motor.
- 2) Si se incluye la corrección por bleed, la TSFC efectiva aumenta de 0,60 a 0,608 $\text{lb}/(\text{lbf} \cdot \text{h})$. Esto incrementa ligeramente el consumo, hasta $\dot{m}'_f \approx 1,90 \times 10^3 \text{ lb/h}$. El impacto es pequeño (1% de diferencia), pero representa pérdidas reales de eficiencia en operación.
- 3) Estos valores corresponden a la condición más exigente (MTOW). Con menor peso, el término inducido disminuye y el empuje requerido en nivelado se reduce; en consecuencia, el consumo específico también baja.
- 4) En la práctica, el margen de consumo calculado coincide con el rango esperado para jets ejecutivos en crucero alto. Se confirma que, aun con pérdidas por bleed, la penalización es baja y la performance global se mantiene adecuada.

(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); $\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}} \approx 15,9$ (del punto a). $V = Ma = 0,85 \cdot 994,5 \approx 845$ ft/s = 501 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	$E = \frac{1}{0,60} \cdot 15,9 \cdot 0,0953$	$E \approx 2,52$ h
Alcance R	$R = V \cdot E = (501 \text{ kt})(2,52 \text{ h})$	$R \approx 1260$ NM

Endurance (E) $\approx 2,5$ h de autonomía en crucero @ 30 kft, $M = 0,85$.

Range (R) ≈ 1260 NM de alcance, suponiendo $\Delta W/W = 10$ %.

Interpretación:

1) El resultado depende fuertemente de la fracción de combustible $\ln(W_i/W_f)$. Aquí se supuso un 10 % del peso consumido en crucero. 2) Usar la TSFC corregida con bleed (0,608) reduce ligeramente E y R (−1 %). 3) La clave es la razón L/D : como vimos en (a), el G500 tiene $\text{máx}(L/D) \approx 15,9$, lo que fija la eficiencia de vuelo. 4) Estos cálculos representan una condición simplificada (crucero nivelado y constante). En operación real, el perfil de misión (climb, descent, reservas) reduce el alcance efectivo.

(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>endurance</i> no depende de V ; maximiza con $(L/D)_{\text{máx}}$.	—
Eficiencia aerodinámica	$(L/D)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}k}}, \quad k = \frac{1}{\pi A Re}$ [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 Asig. 3: $W_{\text{fuel,max}} = 30\,250 \text{ lbf} \Rightarrow W_{\text{res}} = 0,03 \times 30\,250 = 907,5 \text{ lbf}$.	$W_{\text{res}} = 907,5 \text{ lbf}$
Pesos para el cálculo	Elegimos un peso de aterrizaje representativo (Asig. 3): $W_i = 56\,000 \text{ lbf}$, $W_f = W_i - W_{\text{res}} = 55\,092,5 \text{ lbf}$. $\Rightarrow \ln \frac{W_i}{W_f} = \ln \left(\frac{56\,000}{55\,092,5} \right) = 0,016$.	$\ln(W_i/W_f) = 0,016$
TSFC (crucero/curso)	Caso base: $\text{TSFC} = 0,60 \text{ lb}/(\text{lbf h})$. 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.	Para tener una 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.)	$E = \frac{1}{\text{TSFC}} \left(\frac{L}{D} \right) \ln \frac{W_i}{W_f}$ (Breguet—endurance). $(L/D)_{\text{máx}} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}k}}, \quad k = \frac{1}{\pi A Re}$.	—
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	$W_{\text{fuel,max}} = 30\,250 \text{ lbf} \Rightarrow W_{\text{res}} = 0,03 W_{\text{fuel,max}} = 907,5 \text{ lbf}$. $\text{TSFC} = 0,60$; 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 (Asig. 3)	$W_i = 56\,000$, $W_f = W_i - 907,5 = 55\,092,5$. $\ln \frac{W_i}{W_f} = \ln \left(\frac{56\,000}{55\,092,5} \right) = 0,016$.	$\ln(W_i/W_f) = 0,016$
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 (Asig. 3)	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* calculada con solo un **3% de combustible disponible** corresponde a la *reserva operacional*, que en aviación se emplea exclusivamente para circuitos de espera o desvíos, no para crucero extendido. El valor de ~ 18 o ~ 26 min es coherente con dicha función.
- 2) El tiempo de vuelo en Breguet depende de la razón logarítmica $\ln(W_i/W_f)$. A MTOW, esa fracción relativa de combustible es menor, por lo que la *endurance* calculada es más corta que la obtenida con pesos de operación más bajos (ejemplo: Asig. 3).
- 3) La eficiencia aerodinámica usada es $(L/D)_{\text{máx}} = 15,944$, que maximiza el tiempo de vuelo independiente de la velocidad. Esta es la condición crítica para evaluar reservas.
- 4) La corrección por *bleed* ($\text{TSFC} = 0,60 \rightarrow 0,608$) reduce el tiempo en $\sim 1\%$, confirmando que penalizaciones de motor, aunque pequeñas, impactan el margen de reserva.
- 5) En conclusión: ambos escenarios (A con MTOW, B con peso operativo reducido) son consistentes.