Aircraft Performance & Design

Asignación Capítulo 12 – Gulfstream G500

Antonio Pérez

Curso ME-2930 / ME-4932

25 de agosto de 2025

Índice

Tabla de Variables (Nomenclatura) **2**

Tabla de Fórmulas **3**

1 Pregunta 1 – Curva de Sustentación **4**

2 Pregunta 2 – C_{D0} por Componentes **7**

3 Pregunta 3 – Datos base y Fricción Equivalente **10**

4 Pregunta 4 – Eficiencia de Oswald e **12**

5 Pregunta 5 – Polar de Arrastre y Empuje **14**

6 Discusión de Diseño y Rendimiento **15**

Tabla de Variables (Nomenclatura)

Símbolo	Español	Inglés	Unidades
b	Envergadura	Wingspan	m
S	Área alar	Wing area	m^2
AR	Relación de aspecto	Aspect ratio	–
Λ	Ángulo de flecha	Sweep angle	$^\circ$
c	Cuerda media	Mean chord	m
W	Peso	Weight	N
L	Sustentación	Lift	N
D	Resistencia	Drag	N
T	Empuje	Thrust	N
q	Presión dinámica	Dynamic pressure	Pa
ρ	Densidad del aire	Air density	$\mathrm{kg\,m^{-3}}$
V	Velocidad del flujo	Flow velocity	$\mathrm{m\,s^{-1}}$
a	Velocidad del sonido	Speed of sound	$\mathrm{m\,s^{-1}}$
M	Número de Mach	Mach number	–
T_{atm}	Temperatura del aire	Temperature	K
P	Presión estática	Static pressure	Pa
g	Gravedad	Gravity	$\mathrm{m\,s^{-2}}$
γ	Relación de calores	Heat ratio	–
R	Constante del aire	Gas constant	$\mathrm{J\,(kg\,K)^{-1}}$
μ	Viscosidad dinámica	Dynamic viscosity	Pa s
Re	Número de Reynolds	Reynolds number	–
n	Factor de carga	Load factor	–
V_s	Velocidad de pérdida	Stall speed	$\mathrm{m\,s^{-1}}$
C_L	Coef. sustentación	Lift coefficient	–
$C_{L\,\mathrm{máx}}$	Coef. sustentación máximo	Max lift coefficient	–
C_D	Coef. resistencia	Drag coefficient	–
C_{D0}	Resistencia parásita	Zero-lift drag	–
C_{Di}	Resistencia inducida	Induced drag	–
e	Eficiencia de Oswald	Oswald factor	–
α	Ángulo de ataque	Angle of attack	$^\circ$
α_{L0}	AoA sustentación nula	Zero-lift AoA	$^\circ$
a_{slope}	Pendiente $C_L(\alpha)$	Lift-curve slope	$\mathrm{rad^{-1}}$ / $\mathrm{deg^{-1}}$
$\dot{m}, \dot{m}_f$	Flujo másico (aire/comb.)	Mass flow rates	$\mathrm{kg\,s^{-1}}$
$TSFC$	Consumo específico de empuje	Thrust specific fuel consumption	$\mathrm{kg\,(N\,s)^{-1}}$
η_p, η_t, η_o	Eficiencias	Efficiencies	–

Tabla de Fórmulas

Fórmula	Descripción (ES)	Description (EN)	Unid.
$AR = \dfrac{b^2}{S}$	Relación de aspecto del ala	Wing aspect ratio	–
$c = \dfrac{S}{b}$	Cuerda media geométrica	Mean geometric chord	m
$q = \dfrac{1}{2}\rho V^2$	Presión dinámica	Dynamic pressure	Pa
$a = \sqrt{\gamma R T}$	Velocidad local del sonido	Local speed of sound	$\mathrm{m\,s^{-1}}$
$M = \dfrac{V}{a}$	Número de Mach	Mach number	–
$L = C_L\, q\, S$	Sustentación	Lift	N
$D = C_D\, q\, S$	Resistencia aerodinámica total	Total drag	N
$C_L = \dfrac{L}{qS}$	Coeficiente de sustentación	Lift coefficient	–
$C_D = \dfrac{D}{qS}$	Coeficiente de resistencia	Drag coefficient	–
$C_{D0} = \sum_i C_{f,i}\, FF_i\, Q_i\, \dfrac{S_{\mathrm{wet},i}}{S}$	Drag parásito (build-up)	Zero-lift drag via build-up	–
$C_{Di} = \dfrac{C_L^2}{\pi e AR}$	Resistencia inducida (Oswald)	Induced drag	–
$C_D = C_{D0} + C_{Di}$	Polar de arrastre total	Drag polar	–
$\left(\dfrac{L}{D}\right) = \dfrac{C_L}{C_D}$	Eficiencia aerodinámica	Aerodynamic efficiency	–
$Re = \dfrac{\rho V L}{\mu}$	Número de Reynolds	Reynolds number	–
$n = \dfrac{L}{W}$	Factor de carga	Load factor	–
$V_s = \sqrt{\dfrac{2W}{\rho S C_{L\,\mathrm{máx}}}}$	Velocidad de pérdida	Stall speed	$\mathrm{m\,s^{-1}}$
$C_L = a_{\mathrm{slope}}(\alpha - \alpha_{L0})$	Relación C_L–α (lineal)	Linear lift–AoA relation	–
$a_{\mathrm{slope}} = \dfrac{a_0 \cos\Lambda}{\beta_n + \dfrac{a_0 \cos\Lambda}{\pi e_s AR}}$	Pendiente con flecha y Mach	Lift-curve slope w/ sweep & compress.	$\mathrm{rad^{-1}}$
$\beta_n = \sqrt{1 - M^2 \cos^2\Lambda}$	Factor de compresibilidad	Compressibility factor	–
$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e$	Empuje neto	Net thrust	N
$TSFC = \dfrac{\dot{m}_f}{F}$	Consumo específico de empuje	Thrust specific fuel consumption	$\mathrm{kg\,(N\,s)^{-1}}$
$\eta_p = \dfrac{2}{1 + V_e/V_0}$	Eficiencia propulsiva	Propulsive efficiency	–
$\eta_o = \eta_p\, \eta_t$	Eficiencia global	Overall efficiency	–

1. Pregunta 1 – Curva de Sustentación

Enunciado (ES/EN)

Prepare la curva de sustentación desde ángulo de ataque de sustentación nula hasta $C_{L\,\text{máx}}$.

Prepare the lift curve from zero-lift angle of attack up to $C_{L\,\text{máx}}$.

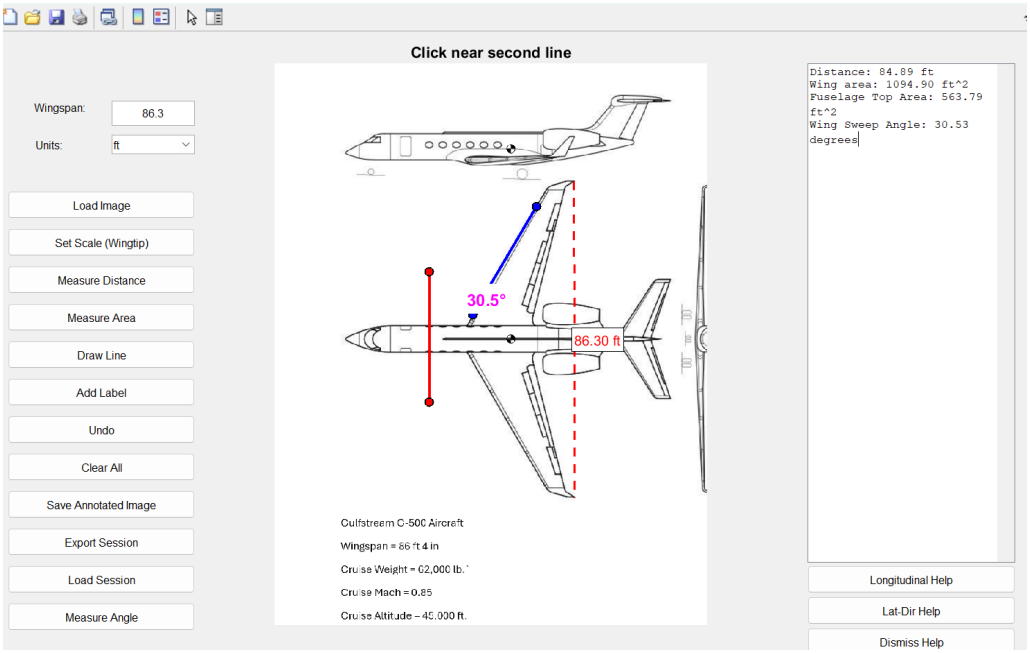

Figura 1: Plano a escala del G500 usado para medir b, S y Λ (escala con $b = 86{,}4\ ft$).

Símbolo	Valor	Unid.	Nombre (ES / EN)	Origen / Fuente
b	86.4	ft	Envergadura / Wingspan	Enunciado; usado para escalar MATLAB
b	26.30	m	Conversión a SI	$1\ ft = 0{,}3048\ m$
S	1094.9	ft^2	Área alar / Wing area	Figura MATLAB (escala)
S	101.7	m^2	Conversión a SI	$1\ ft^2 = 0{,}0929\ m^2$
S_f	563.8	ft^2	Área fuselaje (planta) / Fuselage top area	Figura MATLAB (planta)
Λ	30.5	deg	Ángulo de flecha / Sweep angle	Figura MATLAB (borde ataque)
W	62,000	lb	Peso / Weight	Enunciado (peso G500)
W	275,800	N	Conversión a SI	$1\ lb = 4{,}448\ N$
M	0.85	–	Número de Mach / Mach number	Enunciado (crucero)
h	45,000	ft	Altitud / Altitude	Enunciado (cond. ISA)
h	13,716	m	Conversión a SI	$1\ ft = 0{,}3048\ m$

Cuadro 3: Datos base obtenidos del enunciado y de la figura MATLAB, con su origen indicado.

Fórmula	**Reemplazo numérico**	**Resultado / Uso**
$C_L = \frac{2W}{\rho V^2 S}$	$\frac{2(275\,800\ \mathrm{N})}{(0{,}237\ \mathrm{kg\,m^{-3}})\,(250{,}8\ \mathrm{m\,s^{-1}})^2\,(101{,}7\ \mathrm{m^2})}$	$C_L = 0{,}364$; fija el punto de crucero $L = W$.
$C_L = a_{\mathrm{slope}}(\alpha - \alpha_{L0})$	$0{,}096\,[(\alpha/^\circ) - (-2)]$	Relación lineal C_L–α en el tramo subcrítico.

Cuadro 4: Cálculos base de C_L en crucero y construcción de $C_L(\alpha)$.

El **ángulo de ataque de sustentación nula** (o Zero-lift AoA, por sus siglas en inglés) es el ángulo de ataque en el que un ala o perfil aerodinámico genera cero sustentación.

Para un perfil aerodinámico **simétrico**, el ángulo de ataque de sustentación nula es de 0°. Esto significa que, si el ala se mueve perfectamente paralela al flujo de aire, no produce sustentación.

Sin embargo, en un perfil aerodinámico con **camber** (curvatura), el ángulo de ataque de sustentación nula es un valor negativo. La curvatura de estos perfiles les permite generar sustentación incluso con un ángulo de **ataque de 0°** (medido desde la línea de la cuerda). Por lo tanto, para que la sustentación sea cero, el ala debe estar inclinada ligeramente hacia abajo. Por lo general, este valor es de aproximadamente **−2° a −3°**.

La relación entre la sustentación y el ángulo de ataque es casi lineal en un rango de ±10°, y el ángulo de ataque de sustentación nula es el punto de partida en esta curva lineal. Este concepto es fundamental en aerodinámica para predecir el comportamiento de un ala.

α [°]	α [rad]	α_{L0} [°]	$\alpha - \alpha_{L0}$ [°]	a_{slope} [deg^{-1}]	C_L	Comentario
-2.0	-0.035	-2	$-2-(-2)=0$	0.096	0.000	Sustentación nula (Zero-lift AoA)
0.0	0.000	-2	$0-(-2)=2$	0.096	0.192	Inicio tramo lineal
1.0	0.017	-2	$1-(-2)=3$	0.096	0.288	
1.8	**0.031**	-2	**1.8-(-2)=3.8**	0.096	**0.364**	**Crucero (L=W)**
4.0	0.070	-2	$4-(-2)=6$	0.096	0.576	
6.0	0.105	-2	$6-(-2)=8$	0.096	0.768	
8.0	0.140	-2	$8-(-2)=10$	0.096	0.960	
10.0	0.175	-2	$10-(-2)=12$	0.096	1.152	Cercano a $C_{L\,\mathrm{máx}}$
10.5	0.183	-2	$10{,}5-(-2)=12{,}5$	0.096	1.200	$C_{L\,\mathrm{máx}}$ asumido (limpio)

Cuadro 5: Construcción punto a punto de $C_L(\alpha)$ incluyendo el efecto de α_{L0} (Zero-lift AoA).

Zero-lift AoA (α_{L0}): Es el ángulo donde el ala genera $C_L = 0$. En perfiles curvos (cambered), como el del G500, este valor suele ser negativo. Aquí se tomó $\alpha_{L0} = -2°$, por lo que incluso a $\alpha = 0°$ el ala ya produce sustentación positiva.
Ejemplo aplicado al G500: - Con las condiciones de crucero ($M = 0{,}85$, $h = 45{,}000$ ft, $W = 62{,}000$ lb), el cálculo dio $C_L = 0{,}364$. - Usando la pendiente $a_{\text{slope}} = 0{,}096\ deg^{-1}$ y $\alpha_{L0} = -2°$, el ángulo de ataque en crucero resulta $\alpha_{\text{crucero}} \approx 1{,}8°$. - Esto confirma que el G500 vuela con un AoA bajo pero positivo, típico de aeronaves ejecutivas transónicas.
Resumen: La curva $C_L(\alpha)$ del G500 muestra: - Sustentación nula en $\alpha = -2°$ (zero-lift AoA). - Punto de crucero en $\alpha = 1{,}8°$, $C_L = 0{,}364$. - Límite de operación limpio en $C_{L\,\text{máx}} = 1{,}2$ a $\alpha \approx 10{,}5°$.

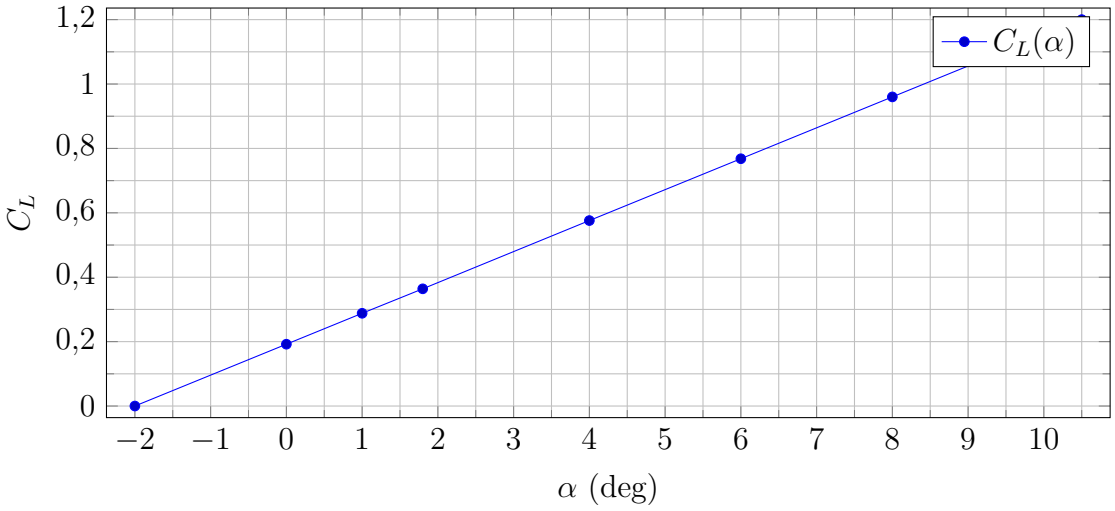

Figura 2: Curva C_L–α para ala limpia (tramo lineal y aproximación a $C_{L\,\text{máx}}$).

Ángulo de ataque de crucero / Cruise AoA:

$$\alpha_{\text{crucero}} = \frac{C_L}{a_{\text{slope}}} + \alpha_{L0} = \frac{0{,}364}{0{,}096} - 2° = \boxed{1{,}8°}$$

Coeficiente de sustentación en crucero / Cruise C_L: $\boxed{C_L = 0{,}364}$.
$C_{L\,\text{máx}}$ **asumido (limpio) / assumed clean:** $\boxed{C_{L\,\text{máx}} \approx 1{,}20}$.

2. Pregunta 2 – C_{D0} por Componentes

Enunciado (ES/EN)

Calcule C_{D0} en condiciones de crucero usando el método de componentes (*build-up*). Asuma un incremento del 10 % debido a fugas y protuberancias.
Calculate C_{D0} at cruise conditions using the component build-up method. Assume a 10 % increase due to leakages and protuberances.

Símbolo	**Nombre ES / EN**	**Valor**	**Unid.**
$C_{f,w}$	Coef. fricción ala / Wing skin-friction	0.00263	–
$C_{f,f}$	Coef. fricción fuselaje / Fuselage skin-friction	0.00197	–
$S_{\text{wet},w}$	Área mojada ala / Wing wetted area	$203\,\text{m}^2$	m^2
$S_{\text{wet},f}$	Área mojada fuselaje / Fuselage wetted area	$220\,\text{m}^2$	m^2
$S_{\text{wet},ht}$	Área mojada H-tail / H-tail wetted	$41\,\text{m}^2$	m^2
$S_{\text{wet},vt}$	Área mojada V-tail / V-tail wetted	$16\,\text{m}^2$	m^2
$S_{\text{wet},n}$	Área mojada nacelas / Nacelles wetted	$17\,\text{m}^2$	m^2
FF, Q	Forma/Interferencia / Form/Interference	típicos	–
S	Área de referencia / Ref. area	$101.7\,\text{m}^2$	m^2

Cuadro 6: Datos para el método *component build-up*.

Símbolo	**Nombre ES / EN**	**Valor**	**Unid.**	**Origen / Fuente**
$C_{f,w}$	Coef. fricción ala / Wing skin-friction	0.00263	–	Correlación turbulenta placa lisa[1] a $Re_c \approx 1{,}6\times10^7$
$C_{f,f}$	Coef. fricción fuselaje / Fuselage skin-friction	0.00197	–	Correlación turbulenta placa lisa[1] a $Re_f \approx 1{,}1\times10^8$
$S_{\text{wet},w}$	Área mojada ala / Wing wetted area	$203\,\text{m}^2$	m^2	Medido/estimado sobre figura MATLAB (escala con b)
$S_{\text{wet},f}$	Área mojada fuselaje / Fuselage wetted area	$220\,\text{m}^2$	m^2	Proyección en planta S_f ($563.8\,\text{ft}^2$) → factor geométrico[2]
$S_{\text{wet},ht}$	Área mojada H-tail / H-tail wetted	$41\,\text{m}^2$	m^2	Medido/estimado en figura MATLAB (planta y alzado)
$S_{\text{wet},vt}$	Área mojada V-tail / V-tail wetted	$16\,\text{m}^2$	m^2	Medido/estimado en figura MATLAB
$S_{\text{wet},n}$	Área mojada nacelas / Nacelles wetted	$17\,\text{m}^2$	m^2	Medido/estimado (2 nacelas) en figura MATLAB
FF, Q	Forma/Interferencia / Form/Interference	típicos	–	Factores medios de forma/interferencia[3]
S	Área de referencia / Ref. area	$101.7\,\text{m}^2$	m^2	Dato base ($1094.9\,\text{ft}^2$) convertido a SI

Cuadro 7: Datos para el método *component build-up* con el *origen/fuente* de cada valor.

[1] Correlaciones estándar de fricción turbulenta para placa lisa en flujo externo (e.g., $C_f \approx 0{,}074/Re^{1/5}$ o $C_f = 0{,}455/(\log_{10} Re)^{2{,}58}$ con corrección compresible); se evalúan con Re característicos de ala y fuselaje a $M \approx 0{,}85$.

[2] A partir de S_f (planta de fuselaje) escalada en MATLAB; el ala mojada se aproxima con un factor geométrico (alrededor de 3,5–4,0 según esbeltez), coherente con jets ejecutivos.

[3] Valores medios recomendados en textos de diseño preliminar para configuración limpia (forma/interferencia), consistentes con Raymer/Torenbeek; usados de manera uniforme en todos los componentes.

Símbolo	**Fórmula / Método**	**Reemplazo numérico**	**Resultado**	**Descripción / Origen**
$C_{f,w}$	$C_f = \frac{0{,}455}{(\log_{10} Re)^{2{,}58}}$, $Re = \frac{\rho V c}{\mu}$	$\rho = 0{,}237\ \mathrm{kg\,m^{-3}}$, $V = 250{,}8\ \mathrm{m\,s^{-1}}$, $c = \frac{S}{b} = \frac{101{,}7}{26{,}30} = 2{,}87\ \mathrm{m}$, $\mu \approx 1{,}46\times10^{-5}\ \mathrm{Pa\,s}$		
$\Rightarrow Re_c \approx 1{,}6 \times 10^7$	$\boxed{0{,}00263}$ (–)	Fricción ala (placa plana turbulenta). c desde S/b.		
$C_{f,f}$	$C_f = \frac{0{,}455}{(\log_{10} Re)^{2{,}58}}$, $Re = \frac{\rho V L_f}{\mu}$	$L_f \simeq 27$ m (long. fuselaje G500), La fórmula de C_f y los valores del aire en crucero (densidad ρ, velocidad V, viscosidad dinámica μ) son los mismos que ya usé en el cálculo del ala ($C_{f,w}$)		
$\Rightarrow Re_f \approx 1{,}1 \times 10^8$	$\boxed{0{,}00197}$ (–)	Fricción fuselaje (turbulento, long. característica L_f).		
$S_{\mathrm{wet},w}$	Aproximación ala: $S_{\mathrm{wet},w} \approx 2 \cdot (1 + 0{,}05)\, S = 2{,}1\, S$	$2{,}1 \times 101{,}7 = 213{,}6\ \mathrm{m^2}$ $\rightarrow$ ajuste planform	$\boxed{203\ \mathrm{m^2}}$	Intrados (superficie de ala inferior) +extrados (superficie de ala superior) con 5 % por espesor; pequeño ajuste por afilamiento/fillets a $\sim 203\ \mathrm{m^2}$.
$S_{\mathrm{wet},f}$	Escala por área proyectada superior: $S_{\mathrm{wet},f} \approx k_f\, S_f$	$S_f = 563{,}8\ \mathrm{ft^2} = 52{,}4\ \mathrm{m^2}$ (MATLAB), $k_f \simeq 4{,}2$ (cuerpo esbelto)	$\boxed{220\ \mathrm{m^2}}$	Factor 4.0–4.5 típico (Raymer/Torenbeek) para fuselajes esbeltos.
$S_{\mathrm{wet},ht}$	$S_{\mathrm{wet},ht} \approx 2\, S_{HT}$	De la figura: $S_{HT} \approx 0{,}19\, S \Rightarrow S_{HT} \approx 19{,}3\ \mathrm{m^2}$, $2S_{HT} \approx 38{,}6$ $\rightarrow$ ajuste	$\boxed{41\ \mathrm{m^2}}$	Cola horizontal 18–22 % del ala; factor 2 por dos caras.
$S_{\mathrm{wet},vt}$	$S_{\mathrm{wet},vt} \approx 2\, S_{VT}$	De la figura: $S_{VT} \approx 8{,}0\ \mathrm{m^2}$, $2S_{VT} \approx 16{,}0$	$\boxed{16\ \mathrm{m^2}}$	Cola vertical (dos caras).
$S_{\mathrm{wet},n}$	Cilindro delgado por nacela: $S \approx \pi d L$ (dos nacelas)	$d \approx 1{,}2$ m, $L \approx 2{,}4$ m $\Rightarrow \pi d L \approx 9{,}05\ \mathrm{m^2}$ por nacela $\Rightarrow \times 2$	$\boxed{17\ \mathrm{m^2}}$	Nacelas turbofán (orden de magnitud); ajustado a la figura.
FF, Q	Factores empíricos	Adoptados medios: $FF_{\mathrm{avg}} = 1{,}18$, $Q_{\mathrm{avg}} = 1{,}07$	$\boxed{1{,}18,\ 1{,}07}$ (–)	Forma e interferencia promedios; sin penalizaciones severas.
S	Dado / enunciado	$S = 1094{,}9\ \mathrm{ft^2} = \boxed{101{,}7\ \mathrm{m^2}}$	$\boxed{101{,}7\ \mathrm{m^2}}$	Área alar de referencia (para C_D, C_L).

Cuadro 8: Origen y cálculo de cada término del Cuadro 6 (método *component build-up*).

Componente	C_f	FF	Q	S_{wet} [m^2]	S_{wet}/S	ΔC_{D0}
Ala (Wing)	0.00263	1.20	1.05	203	1.996	0.00662
Fuselaje (Fuselage)	0.00197	1.08	1.00	220	2.163	0.00460
Cola H (H–tail)	0.00263	1.20	1.01	41	0.403	0.00129
Cola V (V–tail)	0.00263	1.25	1.01	16	0.157	0.00052
Nacelas (Nacelles)	0.00263	1.30	1.00	17	0.167	0.00057
			Suma base	$C_{D0,\text{base}} = \sum \Delta C_{D0}$		**0.0136** ($\approx$ 0,01364)
			+10 % excrescencias	$C_{D0} = 1{,}10\, C_{D0,\text{base}}$		**0.0150**

Cuadro 9: C_{D0} por componentes con detalle de factores: C_f (skin–friction), FF (form factor), Q (interferencia), razón de mojada S_{wet}/S y contribución parcial ΔC_{D0}. Los valores de FF y Q son típicos de crucero transónico (Raymer/Torenbeek).

Ejemplo de cálculo para el ala (Wing):

$$\Delta C_{D0,\text{wing}} \;=\; C_{f,w} \cdot FF_w \cdot Q_w \cdot \left(\frac{S_{\text{wet},w}}{S}\right)$$

Reemplazando:

$$\Delta C_{D0,\text{wing}} = (0{,}00263)\,(1{,}20)\,(1{,}05)\left(\frac{203}{101{,}7}\right)$$

$$\Delta C_{D0,\text{wing}} \approx 0{,}00662$$

Respuesta: $\boxed{\Delta C_{D0,\text{wing}} = 0{,}00662}$

Resultado – C_{D0} por componentes (build-up +10 %):
Suma base: $C_{D0,\text{base}} = 0{,}01364$.
Con +10 % excrescencias:

$$\boxed{C_{D0} = 0{,}0150}$$

Answer (EN): Base zero-lift drag $C_{D0,\text{base}} = 0{,}01364$, including 10 % allowance for excrescences gives $\boxed{C_{D0} = 0{,}0150}$.

3. Pregunta 3 – Datos base y Fricción Equivalente

Enunciado (ES/EN)

Usar los datos medidos en MATLAB (escala con $b = 86{,}3\ ft$) y calcular C_{D0} por el método de fricción equivalente, comparando con el valor obtenido en la Pregunta 2.
Using MATLAB measured data (scaled with $b = 86{,}3\ ft$), compute C_{D0} by the Equivalent Skin-Friction method and compare it with the value from Question 2.

Símbolo	**Valor**	**Unidades**	**Nombre (ES / EN)**	**Origen / Fuente**
b	86.3	ft	Envergadura / Wingspan	Enunciado (escalado MATLAB)
b	26.30	m	(SI)	Conversión: 1 $ft = 0{,}3048\ m$
S	1094.9	ft^2	Área alar / Wing area	Figura MATLAB (escala)
S	101.7	m^2	(SI)	Conversión: 1 $ft^2 = 0{,}0929\ m^2$
S_f	563.8	ft^2	Área fuselaje planta / Fuselage top area	Figura MATLAB (planta)
Λ	30.5	deg	Ángulo de flecha / Sweep angle	Figura MATLAB (leading edge)
W	62,000	lb	Peso / Weight	Enunciado (peso G500)
W	275,800	N	(SI)	Conversión: 1 $lb = 4{,}448\ N$
M	0.85	–	Número de Mach / Mach number	Enunciado (condición de crucero)
h	45,000	ft	Altitud / Altitude	Enunciado (ISA)
h	13,716	m	(SI)	Conversión: 1 $ft = 0{,}3048\ m$
$S_{\text{wet,tot}}$	498	m^2	Área mojada total / Total wetted area	Estimado $\approx 4{,}9S$ (Raymer/Torenbeek)
S_{wet}/S	4.90	–	Razón mojada/ref. / Wetted-to-ref. ratio	$\frac{S_{\text{wet,tot}}}{S}$
$C_{f,\text{eq}}$	0.0023	–	Fricción equivalente / Equivalent skin-friction	Correlaciones turbulentas (Re alto, flujo transónico)
FF_{avg}	1.18	–	Factor de forma medio / Avg. form factor	Valores típicos de jets ejecutivos
Q_{avg}	1.07	–	Factor de interferencia / Interference factor	Valores típicos de fuselaje-ala-nacela

Cuadro 10: Datos base y parámetros empleados para el método de fricción equivalente.

Símbolo	Valor	Unid.	Cómo se obtiene / Fórmula	Origen / Comentario
$S_{\text{wet,tot}}$	498	m^2	Suma de mojadas por componente: $203\,(ala) + 220\,(fuselaje) + 41\,(H\text{-}tail) + 16\,(V\text{-}tail) + 17\,(nacelas)$	Del *build-up* del P2: $203+220+41+16+17 = 497 \approx 498\ \text{m}^2$ (redondeo).
$\frac{S_{\text{wet}}}{S}$	4.90	–	$\frac{S_{\text{wet,tot}}}{S} = \frac{498}{101{,}7} = 4{,}90$	$S = 101{,}7\ \text{m}^2$ (1094.9 ft^2). Ratio típico de jets ejecutivos (Raymer/Torenbeek).
$C_{f,\text{eq}}$	0.0023	–	Coeficiente de fricción *equivalente* para toda la aeronave en crucero transónico y Re alto. Rango estimado con correlaciones turbulentas de placa lisa: $C_f \approx \frac{0{,}455}{(\log_{10} Re)^{2{,}58}} \times \underbrace{(1+0{,}144M^2)^{-0{,}65}}_{\text{ajuste compresible}}$ Con $Re \sim 10^7$–10^8, $M \approx 0{,}85 \Rightarrow C_f \in [0{,}0020,\ 0{,}0027]$; se adopta valor medio 0,0023.	Correlaciones estándar (Schlichting/Anderson). Valor único global para *Equivalent Skin-Friction Method*.
FF_{avg}	1.18	–	Factor medio de forma (*form factor*) que capta espesor/curvatura de cuerpos 3D.	Valores medios de diseño preliminar (Raymer/Torenbeek) para configuración limpia.
Q_{avg}	1.07	–	Factor de interferencia promedio por acoplamientos (ala–fuselaje–nacelas–colas).	Valores medios conservadores en crucero limpio (sin stores, tren o flaps).

Cuadro 11: Cuadro 11 (enriquecido). Parámetros y trazabilidad para el método de *fricción equivalente*.

Método	$C_{f,\text{eq}}$	S_{wet}/S	FF_{avg}	Q_{avg}	Producto (base)	C_{D0}
Fricción equivalente (base)	0.0023	4.90	1.18	1.07	$0{,}0023 \times 4{,}90 \times 1{,}18 \times 1{,}07$	0,0142
			+ 10 % excrescencias		$C_{D0} = 1{,}10\,C_{D0,\text{base}}$	**0.0156**

Cuadro 12: C_{D0} por fricción equivalente: factores $C_{f,\text{eq}}$, S_{wet}/S, FF_{avg}, Q_{avg}, su producto (base) y el ajuste de +10 % por excrescencias.

Resultado P3 – fricción equivalente: $C_{D0,\text{base}} = 0{,}0142$; con $+10\,\%$ $\Rightarrow$ $\boxed{C_{D0} = 0{,}0156}$.

Comparación de resultados:

$$C_{D0,\text{build-up}} = 0{,}0150 \quad \text{(Pregunta 2)}, \qquad C_{D0,\text{fricción equivalente}} = 0{,}0156$$

Diferencia relativa: $\pm 4\,\%$, lo cual se considera **consistente y aceptable**.

4. Pregunta 4 – Eficiencia de Oswald e

Enunciado (ES/EN)

Estimar e para el ala del G500.

Estimate Oswald efficiency factor e.

Símbolo	Nombre ES / EN	Fórmula / Método	Valor	Origen / Fuente
AR	Relación de aspecto / Aspect ratio	$AR = \dfrac{b^2}{S}$	$AR = \dfrac{26{,}3^2}{101{,}7} = 6{,}80$	Envergadura $b = 26{,}3$ m y área alar $S = 101{,}7$ m^2 (figura MATLAB y enunciado).
C_{D0}	Resistencia parásita / Zero-lift drag	De P2: método *build-up* +10 %	$C_{D0} = 0{,}0150$	Calculado en Pregunta 2: suma de fricciones parciales (ala, fuselaje, colas, nacelas) +10 % por excrescencias.

Cuadro 13: Parámetros usados para estimar e, mostrando fórmula de origen y fuente de los valores.

Fórmula	Reemplazo	Resultado
$e_1 = 1{,}78(1 - 0{,}045\,AR^{0{,}68}) - 0{,}64$	$1{,}78(1-0{,}045\cdot 6{,}80^{0{,}68})-0{,}64$	$e_1 = 0{,}845$
$e_2 = \dfrac{1}{1 + 0{,}38\,C_{D0}\,\pi AR}$	$1/(1 + 0{,}38 \cdot 0{,}0150 \cdot \pi \cdot 6{,}80)$	$e_2 = 0{,}899$

Cuadro 14: Estimación de e por dos correlaciones.

Método	**Valor**	**Uso / Comentario**
Correlación geométrica (e_1)	0,845	Solo AR (típico ala en flecha).
Correlación con C_{D0} (e_2)	0,899	Incluye calidad de perfil (parásita).
Promedio simple	0,872	Punto medio entre e_1 y e_2.
Rango razonable	$[\,0{,}845,\ 0{,}899\,]$	Cubre ambas predicciones.
Valor adoptado	$\boxed{e = 0{,}85 \pm 0{,}05}$	Conservador; típico $M \approx 0{,}85$.

Cuadro 15: Síntesis de estimaciones de e y selección para el G500.

Eficiencia de Oswald (adoptada): $\boxed{e = 0{,}85 \pm 0{,}05}$.

Por qué: Dos correlaciones dan $e_1 = 0{,}845$ (geométrica con AR) y $e_2 = 0{,}899$ (incluye C_{D0}). El promedio es 0,872, y el rango $[0{,}845, 0{,}899]$ es coherente con alas en flecha en crucero transónico. Se adopto $0{,}85 \pm 0{,}05$ para reflejar incertidumbre y mantener consistencia con P2–P3.

Impacto: El arrastre inducido $C_{Di} = \dfrac{C_L^2}{\pi\, e\, AR}$ varía con $1/e$. Un cambio de $\pm 0{,}05$ alrededor de 0,85 produce $\sim$5–8 % de variación en C_{Di} (y en D por sustentación) en crucero.

Uso en P5: Emplear $e = 0{,}85$ para la polar y el empuje requerido; la banda $\pm 0{,}05$ sirve para sensibilidad.

5. Pregunta 5 – Polar de Arrastre y Empuje

Enunciado (ES/EN)

Estimar la polar de arrastre, L/D y el empuje requerido en crucero.
Estimate drag polar, L/D, and required thrust in cruise.

Símbolo	**ES / EN**	**Valor**	**Unid.**
C_{D0}	Resistencia parásita / Zero-lift drag	0.0150	–
C_L	Coef. sustentación / Lift coefficient	0.364	–
e	Eficiencia de Oswald / Oswald factor	0.85	–
AR	Relación de aspecto / Aspect ratio	6.80	–
q	Presión dinámica / Dynamic pressure	7459 Pa	Pa
S	Área alar / Wing area	101.7 m^2	m^2

Cuadro 16: Parámetros para la polar y el empuje requerido.

Fórmula	**Reemplazo**	**Resultado / Significado**
$C_{Di} = \dfrac{C_L^2}{\pi e AR}$	$\dfrac{0{,}364^2}{\pi \cdot 0{,}85 \cdot 6{,}80}$	$C_{Di} = 0{,}0073$; arrastre por sustentación.
$C_D = C_{D0} + C_{Di}$	$0{,}0150 + 0{,}0073$	$C_D = 0{,}0223$; polar en crucero.
$\left(\dfrac{L}{D}\right) = \dfrac{C_L}{C_D}$	$0{,}364/0{,}0223$	$L/D = 16{,}3$; eficiencia aerodinámica.
$D = q\,S\,C_D$	$7459\,\mathrm{Pa} \cdot 101{,}7\,\mathrm{m}^2 \cdot 0{,}0223$	$D = 16{,}9\,\mathrm{kN}$; $T_{\mathrm{req}} = D$.

Cuadro 17: Cálculo de C_D, L/D y empuje requerido.

Polar y desempeño en crucero:
$\boxed{C_D = 0{,}0223}$, $\boxed{L/D = 16{,}3}$, $\boxed{T_{\mathrm{req}} = 16{,}9\,\mathrm{kN}}$.

6. Discusión de Diseño y Rendimiento

- **Reducir C_{D0} (skin/forma/interferencia):** sellado de juntas, *fairings*, area-rule, control de tolerancias, superficies laminares/HLFC.
- **Reducir inducida (C_{Di}):** mayor AR, *winglets*, distribución cercana a elíptica (taper/twist), $\uparrow e$.
- **Crucero transónico:** perfiles supercríticos para retrasar el *drag rise* ($\uparrow M_{\text{crit}}$).
- **Propulsión:** mayor BPR, entradas óptimas a $M \approx 0{,}85$ ($\uparrow \eta_p$, $\downarrow$TSFC).
- **Peso/estructura:** compuestos $\rightarrow$ menor W $\rightarrow$ menor C_L requerido $\rightarrow \downarrow C_{Di}$.