

Aircraft Performance & Design

Nomenclature & formulas

Antonio Pérez

Aircraft Performance & Design (Nomenclature)

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	°
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	kg m ⁻³
V	Velocidad del flujo	Flow velocity	m s ⁻¹
a	Velocidad del sonido	Speed of sound	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	m s ⁻²
γ	Relación de calores	Heat ratio	–
R	Constante del aire	Gas constant	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	m s ⁻¹
C_L	Coef. sustentación	Lift coefficient	–
$C_{L\text{ máx}}$	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	°
α_{L0}	AoA sustentación nula	Zero-lift AoA	°
a_{slope}	Pendiente $C_L(\alpha)$	Lift-curve slope	rad ⁻¹ / deg ⁻¹
$\dot{m}, \dot{m}_f$	Flujo másico (aire/comb.)	Mass flow rates	kg s ⁻¹
$TSFC$	Consumo específico de empuje	Thrust specific fuel consumption	kg (N s) ⁻¹
η_p, η_t, η_o	Eficiencias	Efficiencies	–

Aircraft Performance & Design (formulas)

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