Introducción a la Ingeniería Aeroespacial

Resumen Académico – Módulos 1 al 7, 12 y 13

[Antonio Pérez](#)

Curso ME-2930 / ME-4932

24 de agosto de 2025

Índice

Nomenclatura (Aerodinámica y Performance).....	1
Nomenclatura (Propulsión)	4
Fórmulas (Aerodinámica y Performance)	5
1 Módulo 1 – Los Primeros Ingenieros Aeroespaciales	6
2 Módulo 2 – La Atmósfera Estándar	7
3 Módulo 3 – Fundamentos de Aerodinámica	9
4 Módulo 4 – Perfiles Alares y Alas	10
5 Módulo 6 – Elementos de Desempeño del Avión - Parte I	11
6 Módulo 7 – Maniobras y Desempeño	12
7 Capítulo 12 – Aerodinámica.....	13
8 Capítulo 13 – Propulsión	15

Símbolo	Nombre	Unidades	Descripción
AR	Relación de aspecto	–	$AR = b^2/S$; eficiencia geométrica del ala.
S	Área alar	m^2	Superficie de referencia del ala.
b	Envergadura	m	Distancia punta a punta del ala.
V	Velocidad del flujo	m/s	Velocidad relativa del aire.
q	Presión dinámica	N/m^2	$q = \frac{1}{2}\rho V^2$.
ρ	Densidad del aire	kg/m^3	Varía con altitud y temperatura.
μ	Viscosidad dinámica	$Pa \cdot s$	Propiedad del fluido (fricción interna).
P	Presión	N/m^2	Presión estática del flujo.
T	Temperatura	K	Temperatura absoluta del aire.
a	Velocidad del sonido	m/s	$a = \sqrt{\gamma RT}$.
M	Número de Mach	–	$M = V/a$ (efectos de compresibilidad).
R	Constante del aire	$J/(kg \cdot K) \approx 287$.	
γ	Relación de calores	–	$\gamma = c_p/c_v$; aire seco $\approx 1,4$.
g	Aceleración de la gravedad	m/s^2	$\approx 9,81$.
L	Sustentación	N	Fuerza perpendicular al flujo.
D	Resistencia	N	Fuerza opuesta al movimiento.
T	Empuje (propulsión)	N	Fuerza del/los motores.
W	Peso	N	$W = mg$.
C_L	Coef. de sustentación	–	$C_L = L/(qS)$.
C_D	Coef. de resistencia	–	$C_D = D/(qS)$.
C_{D0}	Resistencia parásita	–	Parte de C_D independiente de C_L .
e	Eficiencia de Oswald	–	$0 < e \leq 1$ (afecta C_{Di}).
Re	Número de Reynolds	–	$Re = \rho V L / \mu$.
n	Factor de carga	–	$n = L/W$.
V_s	Velocidad de pérdida	m/s	Mínima velocidad sustentable.
$\dot{m}$	Flujo másico de aire	kg/s	Flujo a través del motor.
$\dot{m}_f$	Flujo másico de combustible	kg/s	Consumo de combustible.
$TSFC$	Consumo específico de empuje	$kg/(N \cdot s)$	$TSFC = \dot{m}_f / F$.
η_p	Eficiencia propulsiva	–	Conversión energía cinética $\rightarrow$ empuje.
η_t	Eficiencia térmica	–	Energía química $\rightarrow$ energía del chorro.
η_o	Eficiencia global	–	$\eta_o = \eta_p \eta_t$.

Cuadro 1: Nomenclatura (Aerodinámica y Performance)

Símbolo	Español	Inglés
b	Envergadura	Wingspan
S	Área alar	Wing area
$AR = \frac{b^2}{S}$	Relación de aspecto	Aspect ratio
Λ	Ángulo de flecha	Sweep angle
c	Cuerda media	Mean chord
c_{MAC}	Cuerda media aerodinámica	Mean aerodynamic chord (MAC)
W	Peso	Weight
L	Sustentación	Lift
D	Resistencia	Drag
T	Empuje	Thrust
$q = \frac{1}{2}\rho V^2$	Presión dinámica	Dynamic pressure
$C_L = \frac{L}{qS}$	Coefficiente de sustentación	Lift coefficient
$C_D = \frac{D}{qS}$	Coefficiente de resistencia	Drag coefficient
C_{D0}	Resistencia parásita (a $C_L = 0$)	Zero-lift drag
$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e AR}$	Resistencia inducida	Induced drag
e	Eficiencia de Oswald	Oswald efficiency factor
$\left(\frac{L}{D}\right)$	Razón sustentación/resistencia	Lift-to-drag ratio
$M = \frac{V}{a}$	Número de Mach	Mach number
$a = \sqrt{\gamma RT}$	Velocidad del sonido	Speed of sound
$Re = \frac{\rho VL}{\mu}$	Número de Reynolds	Reynolds number
ρ	Densidad del aire	Air density
T (atmósfera)	Temperatura	Temperature
P	Presión	Pressure
α	Ángulo de ataque	Angle of attack
α_{L0}	Ángulo de sustentación nula	Zero-lift AoA
$n = \frac{L}{W}$	Factor de carga	Load factor
$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L\text{máx}}}}$	Velocidad de pérdida	Stall speed
$C_{L\text{máx}}$	Coefficiente de sustentación máximo	Maximum lift coefficient

Cuadro 2: Nomenclatura (Aerodinámica y Performance)

Símbolo	Español	Inglés
$\dot{m}$	Flujo másico de aire	Mass flow rate
$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e$	Empuje neto	Net thrust
V_e	Velocidad de salida	Exit velocity
V_0	Velocidad de vuelo	Flight velocity
p_e, p_0	Presión de salida y ambiente	Exit & ambient pressure
A_e	Área de la tobera	Nozzle exit area
$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}$	Consumo específico de empuje	Thrust specific fuel consumption
$\eta_p = \frac{2}{1+V_e/V_0}$	Eficiencia propulsiva	Propulsive efficiency
η_t	Eficiencia térmica	Thermal efficiency
$\eta_o = \eta_t \eta_p$	Eficiencia global	Overall efficiency
BPR	Relación de bypass	Bypass ratio
OPR	Relación de presión total	Overall pressure ratio
TIT	Temperatura de entrada de turbina	Turbine inlet temperature

Cuadro 3: Nomenclatura — Propulsión.

Tema	Fórmula	Significado
Bernoulli (incomp.)	$P + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho gh = \text{cte}$	Conservación de energía mecánica por partícula.
Velocidad del sonido	$a = \sqrt{\gamma RT}$	Relación termodinámica básica de ondas acústicas.
Reynolds	$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$	Régimen del flujo (laminar/turbulento).
Coefficientes	$C_L = \frac{L}{qS}, \quad C_D = \frac{D}{qS}$	Cargas aerodinámicas adimensionales; $q = \frac{1}{2}\rho V^2$.
Polar (ala finita)	$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$	Resistencia parásita + inducida.
Pendiente de C_L (ala finita)	$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi e AR}}$, $C_L = a(\alpha - \alpha_0)$	Corrección 2D $\rightarrow$ 3D; $a_0 \approx 2\pi \text{ rad}^{-1}$.
Razón L/D máx.	$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e AR}{C_{D0}}}$	Eficiencia aerodinámica de planeo.
Pérdida (stall)	$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\text{máx}}}}}$	Velocidad mínima sin pérdida.
Empuje a reacción	$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e$	Balance momentum + presión en tobera.
Potencia de empuje	$P_T = F V_0$	Potencia útil entregada por el propulsor.
Eficiencia propulsiva	$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$	Máxima cuando $V_e \approx V_0$.
Brayton (ideal, indicativa)	$\eta_t \approx 1 - \frac{1}{r_p^{(\gamma-1)/\gamma}}$	Eficiencia térmica vs. relación de presiones r_p .
Breguet (jet)	$R = \frac{V}{TSFC} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$	Alcance idealizado para turbo reactor/turbofán.
Breguet (hélice)	$R = \frac{\eta_p}{c} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$	Alcance para propulsor de hélice; $c = \dot{m}_f/P$.

Cuadro 4: Fórmulas.

1. Módulo 1 – Los Primeros Ingenieros Aeroespaciales

La ingeniería aeroespacial se divide en dos ramas principales:

- **Ingeniería Aeronáutica (Aeronautical Engineering):** estudio y diseño de vehículos que operan dentro de la atmósfera de la Tierra.
- **Ingeniería Astronáutica (Astronautical Engineering):** estudio y diseño de vehículos que operan fuera de la atmósfera de la Tierra.

Aportes históricos

- Leonardo da Vinci: ornitópteros inspirados en aves.
- Hermanos Montgolfier: globos aerostáticos (1783).
- George Cayley: separación conceptual de sustentación y propulsión.
- Otto Lilienthal: pionero en planeadores.
- Hermanos Wright: primer vuelo controlado y sostenido (1903).

Historia de la propulsión

Desde motores de combustión interna hasta hélices, que permitieron superar los 500 mph hacia 1945.

Nomenclatura

AR Relación de aspecto (Aspect Ratio).

C_L Coeficiente de sustentación (Lift Coefficient).

C_D Coeficiente de resistencia (Drag Coefficient).

2. Módulo 2 – La Atmósfera Estándar

La atmósfera estándar internacional (ISA) fue definida en 1952 por la ICAO. A nivel del mar, sus propiedades son:

- Presión: $P_0 = 1,01325 \times 10^5 \text{ N/m}^2$
- Densidad: $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$
- Temperatura: $T_0 = 288,15 \text{ K}$
- Velocidad del sonido: $a_0 = 340,3 \text{ m/s}$

La composición del aire seco a nivel del mar es aproximadamente 21 % oxígeno y 78 % nitrógeno. La presencia de vapor de agua reduce la densidad del aire hasta en un 3 %.

Ecuaciones fundamentales

- Ecuación hidrostática:

$$dP = -\rho g dh$$

- Variación de presión con altura (isoterma):

$$P = P_0 e^{-gh/RT}$$

- Variación de presión con altura (gradiente L):

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{Lh}{T_0}\right)^{-\frac{g}{LR}}$$

- Velocidad del sonido:

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

Tipos de Altitud

- **Altitud Geométrica** (h): Altura real sobre el nivel del mar.
- **Altitud Geopotencial** (h_g): Altura ajustada para que la gravedad se considere constante.

Nomenclatura

P Presión (Pressure) [N/m²].

ρ Densidad (Density) [kg/m³].

g Gravedad local (Gravity) [m/s²].

h Altura (Altitude/Height) [m].

a Velocidad del sonido (Speed of sound) [m/s].

L Gradiente de temperatura (Temperature lapse rate) [K/m].

R Constante de gas del aire (Gas constant of air) [287 J/kgK].

M Masa molar del aire (Molar mass of air) [0.029 kg/mol].

γ Relación de calores específicos (Specific heat ratio).

3. Módulo 3 – Fundamentos de Aerodinámica

Ecuaciones principales

- Ecuación de Bernoulli (incompresible):

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 + \rho gh = \text{constante}$$

- Número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

- Coeficientes aerodinámicos:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}, \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

Nomenclatura

Re Número de Reynolds (Reynolds Number).

C_L Coeficiente de sustentación (Lift Coefficient).

C_D Coeficiente de resistencia (Drag Coefficient).

S Área alar (Wing Area) [m²].

V Velocidad del flujo (Flow velocity) [m/s].

μ Viscosidad dinámica (Dynamic viscosity) [Pa · s].

4. Módulo 4 – Perfiles Alares y Alas

Este módulo aborda la geometría de los perfiles alares y cómo sus características afectan el desempeño de la aeronave.

Nomenclatura de Perfiles

- **Cuerda (Chord)**: Línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida.
- **Línea de Curvatura Media (Meanline)**: Línea que equidista de las superficies superior e inferior.
- **Camber (Camber)**: Máxima separación entre la línea de curvatura media y la cuerda. Los perfiles con camber positivo generan sustentación a un ángulo de ataque de 0° .
- **Grosor (Thickness)**: Distancia máxima entre las superficies superior e inferior.

Ángulo de Ataque (α)

El ángulo de ataque es el ángulo que forma la cuerda del perfil alar con la dirección del flujo de aire libre. Aumentarlo incrementa C_L y C_D hasta el *stall*.

Serie NACA

- **Serie de 4 dígitos (NACA 2412)**: camber máx., posición, grosor.
- **Serie de 5 dígitos (NACA 23012)**: C_L de diseño, posición, grosor.

5. Módulo 6 – Elementos de Desempeño del Avión - Parte I

En vuelo nivelado se cumple el equilibrio:

$$L = W, \quad T = D$$

Sustentación y Resistencia

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S, \quad D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S$$

Otros Conceptos de Desempeño

- **Tasa de Ascenso (Rate of Climb):** velocidad vertical.
- **Alcance (Range):** depende de (L/D) y eficiencia del motor.
- **Autonomía (Endurance):** tiempo máximo en vuelo.

Nomenclatura

L Sustentación (Lift) [N].

W Peso (Weight) [N].

T Empuje (Thrust) [N].

D Resistencia (Drag) [N].

6. Módulo 7 – Maniobras y Desempeño

Maniobras Aceleradas

- **Factor de carga:** $n = L/W$; en virajes $n > 1$.
- **Velocidad de pérdida:**

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\text{máx}}}}}$$

Despegue

Fuerza neta $\approx T - (D + F_f)$; fricción de rodadura:

$$F_f = \mu_k(W - L)$$

Nomenclatura

n Factor de carga.

V_s Velocidad de pérdida.

$C_{L_{\text{máx}}}$ Coeficiente de sustentación máximo.

F_f Fuerza de fricción [N].

μ_k Coef. de fricción de rodadura.

7. Capítulo 12 – Aerodinámica

Presión dinámica y fuerzas

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2, \quad L = C_L q S, \quad D = C_D q S$$

Polar de arrastre (refinada)

Para ala finita:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR}$$

Notas: C_{D0} agrega fricción, forma e interferencias; el término inducido depende de AR y e .

Pendiente de C_L y ángulo de ataque

$$C_L = a(\alpha - \alpha_0), \quad a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi e AR}}, \quad a_0 \approx 2\pi \text{ (rad}^{-1}\text{)}$$

$C_{L_{\text{máx}}}$ fija la condición de pérdida (α de *stall*).

Capa límite y fricción superficial

Aproximaciones típicas en placa plana:

$$C_{f,\ell} \approx \frac{1,328}{\sqrt{Re_L}}, \quad C_{f,t} \approx \frac{0,074}{Re_L^{1/5}} \quad (Re_L \gtrsim 5 \times 10^5)$$

que contribuyen a C_{D0} .

Flujo compresible y número de Mach

$$M = \frac{V}{a}, \quad a = \sqrt{\gamma RT}$$

Para sub-sónico bajo-medio ($M \lesssim 0,7$), corrección de Prandtl–Glauert (lineal):

$$C_{p,\text{comp}} \approx \frac{C_{p,\text{inc}}}{\sqrt{1 - M^2}}$$

Cerca de M_{crit} aparecen ondas de choque y *wave drag*; en transónico, C_D crece de forma marcada.

Razón L/D y condición óptima

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\text{máx}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e A R}{C_{D0}}}$$

Velocidad de mejor planeo se obtiene en la V que produce C_L asociado a esa condición.

8. Capítulo 13 – Propulsión

Ecuación de empuje y potencia

$$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e, \quad P_T = F V_0$$

Para tobera *choked* (cuello sónico), el gasto másico queda fijado por condiciones de entrada y geometría.

Eficiencias

- Propulsiva:

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0} \quad (\text{máxima si } V_e \approx V_0)$$

- Térmica (Brayton ideal, indicativa):

$$\eta_t \approx 1 - \frac{1}{r_p^{(\gamma-1)/\gamma}}$$

- Global: $\eta_o = \eta_p \eta_t$.

Consumos específicos y alcance

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}, \quad R_{\text{jet}} = \frac{V}{TSFC} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}, \quad R_{\text{hélice}} = \frac{\eta_p}{c} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$$

donde $c = \dot{m}_f/P$ es el consumo específico por potencia.

Turbofán y relación de derivación

En turbofanes, el *bypass ratio* (BPR) alto permite mayor η_p (chorro frío de gran masa con ΔV menor), reduciendo ruido y TSFC en crucero.

Observaciones de diseño

- A altitud, a disminuye y cambia el régimen de Mach para la misma V .
- Para máximo alcance: aumentar (L/D) y la fracción $\ln(W_i/W_f)$; reducir TSFC o c .
- La selección de AR , e y C_{D0} impacta directamente el consumo.