Última actualización: November 1, 2026

🗺️ Ruta de cuatro años · Año 3, Primavera · 🧱 Calculadora integrada

Sobre este curso

Este curso gratuito tiene 10 unidades y 6 laboratorios. Son los totales reales, no un programa más largo recortado.

Una comprobación es un número o un resultado de código en una página de curso que un script vuelve a calcular antes de publicar. El número impreso y el recalculado tienen que coincidir.

> Este es el esquema de un curso gratuito de autoestudio escrito por Saving Planets. No es un curso universitario, no otorga créditos académicos y ninguna institución participa.
>
> Su alcance sigue un curso semestral de tercer año sobre actuaciones de aviones. Se basa en los temas y la profundidad de las partes de actuaciones de MIT 16.01–16.04 Unified Engineering y MIT 16.885J Aircraft Systems Engineering (gratis en MIT OpenCourseWare), en cursos como Purdue AAE 251 y Georgia Tech AE 3310, y en el FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 11, que enlazamos donde ayudan. Ninguno de esos autores, centros u organismos respalda esta página.
>
> Lo que aportamos: cada unidad se vincula a trabajo real con una fuente pública citada (alas de flujo laminar, alas arriostradas, motores híbridos, combustible de aviación sostenible y energía del transporte), cada número de la página se recalcula con un script de comprobación antes de publicarse, y cada práctica tiene una simulación gratuita, una hoja de cálculo o una versión casera segura.
>
> Síguelo en orden. Cada unidad tiene objetivos, ideas clave, ecuaciones, ejemplos paso a paso, práctica con respuestas completas, errores comunes, tarjetas de estudio y un cuestionario. Tu progreso se guarda solo en este navegador.

Cómo ayuda este curso a salvar el planeta

Las actuaciones son el punto donde el diseño del avión se encuentra con el consumo de combustible. Cada por ciento de resistencia eliminado, cada kilogramo ahorrado y cada mejor perfil de ascenso o crucero aparece directamente en la ecuación de alcance de Breguet, y por tanto en el consumo y las emisiones.

La NASA señala tres vías principales para una aviación sostenible: tecnología de aviones eficientes, combustible de aviación sostenible, y operaciones e infraestructura. Cada unidad termina con una

sección breve con fuentes. Los valores que no provienen de una fuente se indican como valores de ejemplo.

Para docentes

Puedes enseñar este curso o dejar que un estudiante lo haga solo. Es gratis. Saving Planets no pone nota ni da crédito escolar.

- Esta página es el curso completo: 10 unidades y 6 laboratorios (AERO 320).
- Calcula 15 semanas, unas 6 a 9 horas por semana, incluidas las semanas de laboratorio.
- Sigue el calendario de 15 semanas. Lee la unidad, haz la práctica en papel y luego abre la respuesta. En una semana de laboratorio, haz el laboratorio o la versión en casa.
- Una comprobación es un número o un resultado de código en la página que un script vuelve a calcular antes de publicar. El número que ves y el recalculado tienen que coincidir.
- Usa Imprimir esta página, o descarga la guía de estudio en PDF. La hoja de fórmulas está cerca del final.
- Pregunta: ¿cómo ayuda esta unidad a las personas y al planeta? Cada unidad tiene un recuadro verde con un dato y su fuente.
- Copia la plantilla de guía docente y escribe el nombre de tu clase, el tiempo que tienes y las preguntas que harás. Abrir la plantilla de guía docente

Antes de empezar

Requisitos previos

- Aerodinámica I: coeficientes de sustentación y resistencia, la polar de resistencia y la resistencia inducida.
- Dinámica: leyes de Newton, trabajo y energía.
- Cálculo II: integrales y logaritmos naturales (para alcance y autonomía).
- La termodinámica ayuda con los motores y la atmósfera, pero no es obligatoria.

Cómo estudiar

- Empieza cada problema con un diagrama de cuerpo libre: sustentación, peso, empuje y resistencia, y el ángulo de trayectoria.
- Anota primero la atmósfera: altitud, densidad, temperatura y velocidad del sonido.
- Mantén el peso en newtons y la masa en kilogramos; la mayoría de los errores en actuaciones vienen de mezclarlos.
- Sabe de memoria las velocidades clave: pérdida, mínima resistencia, mínima potencia, mejor ascenso y aproximación.

- Comprueba los límites: sin empuje sobrante no hay ascenso; los aviones más pesados necesitan más pista, aproximadamente según el cuadrado del peso.
- Haz cada ejercicio en papel antes de abrir la respuesta, y repite los cuestionarios unos días después.

Qué necesitas

- Una computadora o tableta para las simulaciones gratuitas NASA FoilSim y PhET Projectile Motion.
- Software de hoja de cálculo para las prácticas de atmósfera, polar de resistencia, alcance y despegue.
- Papel de impresora, una regla o cinta métrica, clips y un cronómetro o temporizador del teléfono.
- Un espacio interior despejado y seguro o un espacio exterior sin viento para los vuelos de planeadores.

Calendario sugerido de 15 semanas

Unas 6 a 9 horas por semana: lectura, problemas de práctica y, en las semanas de laboratorio, el laboratorio.

Semana	Unidad	Temas	Lectura
1	La atmósfera estándar, las velocidades y la altitud de densidad	Atmósfera estándar, velocidades, altitud de densidad; Práctica A	FAA PHAK Ch. 11
2	Las fuerzas en vuelo y la polar de resistencia	Fuerzas en vuelo y polar de resistencia; Práctica C	NASA Glenn; MIT 16.01
3	Empuje y potencia requeridos	Empuje y potencia requeridos	MIT 16.01
4	Actuaciones en ascenso	Ángulo y velocidad de ascenso	FAA PHAK Ch. 11
5	Actuaciones en ascenso	Potencia específica sobrante, techos, tiempo de ascenso	MIT 16.01
6	El vuelo planeado	Vuelo planeado; Práctica B	NASA Glenn
7	Alcance y autonomía: las ecuaciones de Breguet	Consumo de combustible y ecuación de alcance de Breguet	MIT 16.885J
8	Alcance y autonomía: las ecuaciones de Breguet	Autonomía, carga útil–alcance; Práctica D; preparación del examen parcial	MIT 16.885J
9	Actuaciones en el despegue	Velocidad de pérdida, hipersustentación, carrera en tierra	FAA Airplane Flying Handbook

Semana	Unidad	Temas	Lectura
10	Actuaciones en el despegue	Altitud de densidad, viento, pista compensada; Práctica E	FAA PHAK Ch. 11
11	Actuaciones en el aterrizaje	Distancia de aproximación y aterrizaje	FAA Airplane Flying Handbook
12	El vuelo en viraje y el diagrama V-n	Virajes, factor de carga, radio de viraje	FAA Airplane Flying Handbook
13	El vuelo en viraje y el diagrama V-n	Velocidad de maniobra y diagrama V-n; Práctica F	MIT 16.01
14	Actuaciones de aviones eléctricos, híbridos y de combustible sostenible	Actuaciones de aviones eléctricos e híbridos	NASA HyTEC
15	Actuaciones de aviones eléctricos, híbridos y de combustible sostenible	Combustible sostenible, CO_2 y el panorama completo de actuaciones; preparación del examen final	DOE SAF; NASA

Tu progreso

Marca las unidades y los laboratorios al terminarlos y haz los cuestionarios. El progreso y las puntuaciones se guardan solo en este navegador y nunca se nos envían.

Unidades

La atmósfera estándar, las velocidades y la altitud de densidad

Por qué las actuaciones dependen del aire, la Atmósfera Estándar Internacional (ISA), la temperatura, la presión y la densidad con la altitud, la velocidad del sonido y el número de Mach, las velocidades indicada, calibrada, equivalente y verdadera, y las altitudes de presión y de densidad.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular la temperatura, la presión y la densidad ISA en la troposfera.
- Hallar la velocidad del sonido y el número de Mach.
- Convertir entre velocidad equivalente y verdadera.
- Explicar por qué los aeropuertos calurosos y elevados perjudican las actuaciones.

Conceptos clave

- La sustentación, la resistencia y el empuje del motor dependen de la densidad del aire, así que las actuaciones siempre se dan para una atmósfera especificada. La ISA es una referencia: 288.15 K, 101325 Pa y 1.225 kg/m³ al nivel del mar.
- En la troposfera (hasta 11 km) la temperatura baja 6.5 K por km: $T = T_0 - 0.0065h$. La hidrostática junto con la ley de los gases ideales da $p/p_0 = (T/T_0)^{5.26}$ y $\rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26}$. Por encima de 11 km la temperatura es constante, 216.65 K, y la densidad cae exponencialmente.
- La velocidad del sonido es $a = \sqrt{(\gamma RT)}$; el número de Mach $M = V/a$. Como a depende solo de la temperatura, es menor a la altitud de crucero.
- Un anemómetro mide la presión dinámica $\tfrac{1}{2}\rho V^2$. La velocidad equivalente $EAS = V\sqrt{\sigma}$, con la razón de densidades $\sigma = \rho/\rho_0$; en altitud la velocidad verdadera es mayor que la EAS.
- La altitud de presión es la altitud ISA con la presión medida; la altitud de densidad es la altitud ISA con la densidad real. Una altitud de densidad alta (aeródromo elevado, caluroso o húmedo) significa aire más ligero, así que menos sustentación a una velocidad dada y menos empuje: el despegue se alarga y el ascenso se debilita.

Ecuaciones clave

$$T = T_0 - 0.0065h$$

`T=T_0-0.0065h`

Temperatura en la troposfera

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{4.26}$$

`(ρ)/(ρ_0)=((T)/(T_0))^4.26`

Densidad en la troposfera

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

`a=γ RT,\ M=V/a`

Velocidad del sonido y Mach

$$V_E = V\sqrt{\sigma}$$

`V_E=Vσ`

Velocidad equivalente

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 1.1 Halla la temperatura, la presión y la densidad ISA a 3000 m.

1. T = 288.15 − 0.0065 × 3000 = 268.65 K.
2. p = 101,325 × (268.65/288.15)^5.26 = 70.1 kPa.
3. ρ = 1.225 × (268.65/288.15)^4.26 = 0.909 kg/m³.

Respuesta: T = 268.65 K, p = 70.1 kPa, ρ = 0.909 kg/m³ (σ = 0.742).

Ejemplo 1.2 Halla la velocidad del sonido al nivel del mar y a 11 km (216.65 K).

1. a_0 = √(1.4 × 287 × 288.15).
2. a = √(1.4 × 287 × 216.65).

Respuesta: a_0 = 340.3 m/s; a = 295.0 m/s.

Ejemplo 1.3 Halla la densidad y la presión ISA a 11 km.

1. T/T_0 = 216.65/288.15.
2. ρ = 1.225 × (0.7519)^4.26; p = 101,325 × (0.7519)^5.26.

Respuesta: $\rho = 0.364$ kg/m³ y $p = 22.6$ kPa: menos de un tercio de la densidad al nivel del mar.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla la densidad ISA a 5000 m.

   0.736 kg/m³.

2. ¿Qué número de Mach corresponde a 250 m/s al nivel del mar?

   250/340.3 = 0.735.

3. Halla el exponente $g/(aR) - 1$ para la densidad.

   $9.81/(0.0065 \times 287) - 1 = 4.26$.

4. Un aeropuerto a 1500 m en un día caluroso: ¿su altitud de densidad está por encima o por debajo de 1500 m?

   Por encima: el aire caliente es menos denso.

Ideas erróneas comunes

Mito: La velocidad verdadera es igual a la indicada.
En realidad: Solo en condiciones estándar al nivel del mar.

Mito: La velocidad del sonido depende de la presión.
En realidad: En un gas ideal solo depende de la temperatura.

Mito: La altitud de densidad es la elevación del aeropuerto.
En realidad: También depende de la temperatura, la presión y la humedad.

Tarjetas de estudio

ISA

288.15 K, 101,325 Pa, 1.225 kg/m³.

Gradiente térmico

0.0065 K/m.

Razón de densidades

$\sigma = \rho/\rho_0$.

Velocidad del sonido

$\sqrt{(\gamma RT)}$.

EAS

$V\sqrt{\sigma}$.

Altitud de densidad

Altitud ISA con la densidad real.

Cuestionario de autoevaluación

1. La densidad ISA al nivel del mar es...

1.000 kg/m³

1.225 kg/m³

0.364 kg/m³

101.3 kg/m³

1.225 kg/m³. Valor estándar.

2. El gradiente térmico de la troposfera es...

6.5 K/km

9.8 K/km

0

2 K/km

6.5 K/km. Definición ISA.

3. La velocidad del sonido depende de...

la presión

la temperatura

solo la densidad

velocidad

la temperatura. $a = \sqrt{(\gamma RT)}$.

4. Una altitud de densidad alta hace el despegue...

más corto

más largo

igual

imposible

más largo. Menos sustentación y empuje.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La EIA informa que cerca del 29 % del uso total de energía de EE. UU. en 2025 se destinó a transportar personas y mercancías, que los derivados del petróleo aportaron cerca del 89 % de la energía del transporte, y que el combustible de aviación por sí solo fue el 13 % del uso de energía del transporte.

La EIA también señala que el combustible de aviación impulsa los aviones a reacción y algunos helicópteros, y que pueden mezclarse biocombustibles con él. Cada uno de esos galones se quema en la atmósfera modelada en esta unidad; dónde vuela un avión en esa atmósfera decide cuánto quema.

En Saving Planets: Aerodinámica I · Observación de la Tierra

Fuentes: U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo gratuito de la FAA sobre altitud de densidad y actuaciones.
- NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/): Página gratuita de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT sobre la atmósfera.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manual completo de la FAA.

☐ **Terminé esta unidad**

Las fuerzas en vuelo y la polar de resistencia

Las cuatro fuerzas, el vuelo recto y nivelado estacionario, los coeficientes de sustentación y resistencia, la resistencia parásita y la inducida, la polar parabólica C_D = C_D0 + KC_L², el factor de Oswald y el alargamiento, la máxima relación sustentación-resistencia, y la resistencia en crucero.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Escribir las ecuaciones del vuelo nivelado estacionario.
- Usar la polar de resistencia parabólica.
- Hallar (L/D)max y el coeficiente de sustentación al que se da.
- Calcular la resistencia en crucero de un avión comercial.

Conceptos clave

- En vuelo nivelado estacionario la sustentación iguala al peso y el empuje a la resistencia: L = W = ½ρV²SC_L y T = D = ½ρV²SC_D.
- La resistencia tiene dos partes. La resistencia parásita (de sustentación nula) C_D0 viene de la fricción superficial y la resistencia de presión; la resistencia inducida KC_L² es el precio de generar sustentación, con K = 1/(πeAR) para el alargamiento AR y el factor de Oswald e.
- La polar C_D = C_D0 + KC_L² fija casi todas las cifras de actuaciones de este curso.
- La relación sustentación-resistencia L/D = C_L/C_D es la eficiencia aerodinámica del avión. Es máxima cuando la resistencia inducida iguala a la parásita: C_L* = √(C_D0/K) y (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).
- En (L/D)max la resistencia es mínima para un peso dado: D_min = W/(L/D)max. Las alas largas y delgadas (AR alto) reducen K; por eso las tienen los planeadores y los aviones comerciales más eficientes.

Ecuaciones clave

$$L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L$$

L=W=12ρ V^2SC_L

Sustentación en vuelo nivelado

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

C_D=C_D0+KC_L^2

Polar de resistencia parabólica

$$K = \frac{1}{\pi e AR}$$

K=(1)/(π eAR)

Factor de resistencia inducida

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D0}}}$$

(LD)_max=12_D0

Mejor relación sustentación-resistencia

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 2.1 El avión comercial de ejemplo tiene m = 60000 kg, S = 120 m², C_D0 = 0.020 y K = 0.045. Halla W, (L/D)max, C_L* y la resistencia mínima.

1. W = 60,000 × 9.81 = 588.6 kN.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67.
3. C_L* = √(0.020/0.045) = 0.667.
4. D_min = 588600/16.67.

Respuesta: (L/D)max = 16.67 con C_L = 0.667; D_min = 35.3 kN.

Ejemplo 2.2 El avión comercial vuela en crucero a 11 km (ρ = 0.364 kg/m³) a 230 m/s. Halla q, C_L, C_D y la resistencia.

1. q = ½ × 0.3636 × 230² = 9618 Pa.
2. C_L = 588,600/(9618 × 120) = 0.510.
3. C_D = 0.020 + 0.045 × 0.510² = 0.0317.
4. D = 9618 × 120 × 0.0317.

Respuesta: D = 36.6 kN; L/D = 16.1, cerca del máximo.

Ejemplo 2.3 ¿Cuál es el número de Mach de crucero?

1. M = 230/295.0.

Respuesta: M = 0.780.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Se reduce C_{D0} a la mitad sin cambiar K. ¿Cómo cambia $(L/D)_{max}$?

   Aumenta en un factor $\sqrt{2}$: 23.6.

2. Halla K para AR = 9 y e = 0.8.

   $1/(\pi \times 0.8 \times 9) = 0.0442$.

3. En C_L^*, ¿qué fracción de la resistencia es inducida?

   La mitad.

4. Halla la L/D de crucero anterior.

   0.510/0.0317 = 16.1.

Ideas erróneas comunes

Mito: La resistencia siempre crece con la velocidad.
En realidad: La resistencia inducida baja con la velocidad; la resistencia total tiene un mínimo.

Mito: Unas alas más grandes siempre significan menos resistencia.
En realidad: Añaden resistencia parásita.

Mito: La L/D es fija para un avión.
En realidad: Depende de C_L, y por tanto de la velocidad, el peso y la altitud.

Tarjetas de estudio

Vuelo nivelado

L = W, T = D.

Polar de resistencia

$C_{D0} + KC_L^2$.

K

$1/(\pi eAR)$.

C_L^*

$\sqrt{(C_{D0}/K)}$.

$(L/D)_{max}$

D_{min}

1/(2√(KC_D0)).

W/(L/D)max.

Cuestionario de autoevaluación

1. En vuelo nivelado estacionario...

L = W, T = D

L = T

D = W

L = 0

L = W, T = D. Equilibrio de fuerzas.

2. (L/D)max ocurre cuando...

resistencia inducida = parásita

C_L = 0

C_L = C_Lmax

V es máxima

resistencia inducida = parásita. Minimizar C_D/C_L.

3. Aumentar el alargamiento...

aumenta K

reduce K

aumenta C_D0

no tiene efecto

reduce K. K = 1/(πeAR).

4. D_min es igual a...

W(L/D)max

W/(L/D)max

T_max

qS

W/(L/D)max. D = W/(L/D).

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA describe el ala arriostrada como un ala larga y delgada con soportes estructurales de forma aerodinámica que podría reducir el combustible y los costos operativos de los futuros aviones comerciales. En diciembre de 2025, la NASA y Boeing ensayaron un modelo de semiala del concepto Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) de Boeing en un gran túnel de viento presurizado en Farnborough, Inglaterra.

Un ala larga y delgada es un ala de gran alargamiento: reduce K en la polar y aumenta (L/D)max. Los montantes soportan las cargas que harían demasiado pesada un ala así por sí sola.

En Saving Planets: Aerodinámica I · Mecánica de materiales

Fuentes: NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn: The drag equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/drag-equation/): Página gratuita de la NASA.
- NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/): Página gratuita de la NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Página gratuita de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): Aerodinámica del MIT.

Terminé esta unidad

Empuje y potencia requeridos

El empuje requerido frente a la velocidad, la velocidad de mínima resistencia, la potencia requerida y la velocidad de mínima potencia, el empuje y la potencia disponibles de reactores y hélices, las velocidades máxima y mínima en vuelo nivelado, y el efecto de la altitud y el peso.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Graficar el empuje y la potencia requeridos frente a la velocidad.
- Hallar las velocidades de mínima resistencia y de mínima potencia.
- Explicar cómo cambia la altitud estas velocidades.
- Hallar la velocidad máxima en vuelo nivelado a partir del empuje disponible.

Conceptos clave

- El empuje requerido es igual a la resistencia: T_R = ½ρV²SC_D0 + 2KW²/(ρV²S). El primer término crece con V² y el segundo baja como 1/V², así que T_R tiene un mínimo.
- La velocidad de mínima resistencia es V_md = √(2W/(ρS)) (K/C_D0)^¼. Es la velocidad de (L/D)max.
- La potencia requerida es P_R = T_R V. Es mínima en V_mp = V_md/3^¼ = 0.760 V_md, donde la resistencia inducida es tres veces la parásita y L/D = 0.866(L/D)max.
- En altitud, todas las velocidades escalan como 1/√σ con el mismo peso: la velocidad verdadera de mejor L/D aumenta, pero la resistencia no cambia.
- El empuje de un reactor es aproximadamente constante con la velocidad y baja con la densidad; la potencia de una hélice es aproximadamente constante, así que su empuje baja con la velocidad. La velocidad máxima en vuelo nivelado es donde el empuje (o la potencia) disponible iguala al requerido.

Ecuaciones clave

$$T_R = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S}$$

```
T_R=12ρ V^2SC_D0+(2KW^2)/(ρ V^2S)
```

Empuje requerido

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4}$$

```
V_md=(2W)/(ρ S)(_D0)^1/4
```

Velocidad de mínima resistencia

$$V_{mp} = \frac{V_{md}}{3^{1/4}}$$

V_mp=_md3^1/4

Velocidad de mínima potencia

$$P_R = T_R V$$

P_R=T_RV

Potencia necesaria

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 3.1 Halla V_md del avión comercial de ejemplo al nivel del mar.

1. √(2 × 588,600/(1.225 × 120)) = 89.5 m/s.
2. (0.045/0.020)^¼ = 1.225.
3. V_md = 89.5 × 1.225.

Respuesta: V_md = 109.6 m/s.

Ejemplo 3.2 Halla V_md a 11 km y la razón de velocidades.

1. Razón = √(1.225/0.3636) = 1.835.
2. V_md = 109.6 × 1.835.

Respuesta: V_md = 201.2 m/s con la misma resistencia de 35.3 kN.

Ejemplo 3.3 Halla V_mp al nivel del mar y la potencia requerida en V_md.

1. V_mp = 109.6/1.316 = 83.3 m/s.
2. P_R(V_md) = 35,316 × 109.6.

Respuesta: V_mp = 83.3 m/s; P_R en V_md = 3.87 MW.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla la resistencia en V_mp.

W/(0.866 × 16.67) = 40.8 kN.

2. Halla q a 100 m/s al nivel del mar.

   ½ × 1.225 × 100^2 = 6125 Pa.

3. Si el peso aumenta un 21 %, ¿cómo cambia V_md?

   En un factor √1.21 = 1.1.

4. Por debajo de V_md, ¿es el avión estable en velocidad?

   No: frenar aumenta la resistencia (el lado trasero de la curva de resistencia).

Ideas erróneas comunes

Mito: La mínima resistencia y la mínima potencia ocurren a la misma velocidad.
En realidad: V_mp es un 24 % más lenta.

Mito: Volar más alto reduce la resistencia en la mejor L/D.
En realidad: La resistencia es la misma; solo la velocidad es mayor.

Mito: El empuje requerido es lo mismo que la potencia requerida.
En realidad: Potencia = empuje × velocidad.

Tarjetas de estudio

Empuje requerido

Igual a la resistencia.

V_md

Velocidad de (L/D)max.

V_mp

0.760 V_md.

Potencia necesaria

T_R V.

Altitud

Velocidades ∝ 1/√σ.

Lado trasero

Por debajo de V_md, la resistencia aumenta al bajar la velocidad.

Cuestionario de autoevaluación

1. El empuje requerido es mínimo en...

V_md

V_mp

V_stall

V_max

V_md. Mínima resistencia.

2. V_mp/V_md es igual a...

0.760

1.316

1

0.5

0.760. 3^(−¼).

3. En altitud, V_md (verdadera) es...

mayor

menor

igual

cero

mayor. ∝ 1/√ρ.

4. El empuje de una hélice, con la velocidad...

baja

sube

es constante

es cero

baja. Potencia constante.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA explica que en vuelo se forma una capa delgada de aire, la capa límite, muy cerca de la superficie del avión, y que en la mayoría de los aviones se vuelve turbulenta, lo que aumenta la resistencia por fricción y el consumo de combustible. El diseño Crossflow Attenuated Natural Laminar Flow (CATNLF) de la NASA busca mantener ese flujo laminar en grandes alas en flecha.

Un estudio computacional de la NASA de 2014 a 2017 estimó que un ala CATNLF en un avión grande de largo alcance como el Boeing 777 podría ahorrar hasta un 10 % de combustible al año. En términos de esta unidad, el flujo laminar reduce C_D0, lo que reduce el empuje y la potencia requeridos a cualquier velocidad.

En Saving Planets: Mecánica de fluidos · Aerodinámica I

Fuentes: NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn: What is drag? (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/): Página gratuita de la NASA.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Página gratuita de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT sobre actuaciones.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre curvas de empuje y potencia.

☐ **Terminé esta unidad**

Actuaciones en ascenso

Fuerzas en un ascenso estacionario, ángulo y velocidad de ascenso, empuje sobrante y potencia sobrante, velocidades de mejor ángulo y de mejor régimen, potencia específica sobrante, tiempo de ascenso, y techos absoluto y de servicio.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Escribir el equilibrio de fuerzas en un ascenso estacionario.
- Calcular la velocidad y el ángulo de ascenso.
- Distinguir las velocidades de mejor ángulo y de mejor régimen.
- Estimar el tiempo de ascenso y los techos.

Conceptos clave

- En un ascenso estacionario con ángulo de trayectoria γ: T − D − W sin γ = 0 y L = W cos γ. Así, sin γ = (T − D)/W: el empuje sobrante fija el ángulo de ascenso.
- Velocidad de ascenso RC = V sin γ = (T − D)V/W = (P_avail − P_req)/W: la potencia sobrante fija el régimen de ascenso.
- La velocidad de mejor ángulo (V_x) maximiza el empuje sobrante y se usa para librar obstáculos; la de mejor régimen (V_y) maximiza la potencia sobrante y alcanza la altitud antes.
- La potencia específica sobrante P_s = (T − D)V/W combina ascenso y aceleración: es el ritmo al que puede crecer la altura energética h + V²/(2g).
- La potencia sobrante baja con la altitud. El techo absoluto es donde la RC máxima es cero; el techo de servicio es donde vale 0.5 m/s (100 ft/min).

Ecuaciones clave

$$\sin\gamma = \frac{T - D}{W}$$

γ=(T-D)/(W)

Ángulo de ascenso

$$RC = \frac{(T - D)V}{W}$$

RC=((T-D)V)/(W)

Tasa de ascenso

$$P_s = \frac{(T - D)V}{W}$$

`P_s=((T-D)V)/(W)`

Potencia específica sobrante

$$h_E = h + \frac{V^2}{2g}$$

`h_E=h+(V^2)/(2g)`

Altura energética

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 4.1 El avión comercial de ejemplo asciende a 130 m/s al nivel del mar con 120 kN de empuje. Halla C_L y la resistencia.

1. q = ½ × 1.225 × 130² = 10,351 Pa.
2. C_L = 588,600/(10,351 × 120) = 0.474.
3. D = 10,351 × 120 × (0.020 + 0.045 × 0.474²).

Respuesta: C_L = 0.474; D = 37.4 kN (tomando L ≈ W).

Ejemplo 4.2 Halla la velocidad y el ángulo de ascenso.

1. RC = (120,000 − 37,394) × 130/588,600.
2. sin γ = 82606/588600.

Respuesta: RC = 18.2 m/s (3590 ft/min); γ = 8.07°.

Ejemplo 4.3 A 10 m/s de media, ¿cuánto tarda un ascenso a 10000 m?

1. t = 10,000/10 = 1000 s.

Respuesta: t = 16.7 min.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Convierte 18.2 m/s a ft/min.

   18.2 × 196.85 = 3590 ft/min.

2. ¿Qué velocidad libra mejor un obstáculo?

   V_x, mejor ángulo.

3. ¿Cuánto vale RC en el techo absoluto?

   Cero.

4. ¿Por qué baja el ascenso con la altitud?

   El empuje y la potencia sobrante bajan con la densidad.

Ideas erróneas comunes

Mito: El ascenso viene de sustentación extra.
En realidad: Viene del empuje o la potencia sobrantes; en ascenso L < W.

Mito: V_x y V_y son iguales.
En realidad: V_x es más lenta.

Mito: La velocidad de ascenso no depende del peso.
En realidad: RC ∝ 1/W.

Tarjetas de estudio

Ángulo de ascenso

sin γ = (T − D)/W.

Tasa de ascenso

(T − D)V/W.

V_x

Mejor ángulo.

V_y

Mejor régimen.

P_s

Potencia específica sobrante.

Techos

Absoluto: RC = 0; de servicio: 0.5 m/s.

Cuestionario de autoevaluación

1. El ángulo de ascenso depende de...

el empuje sobrante

la sustentación sobrante

solo la superficie alar

el Mach

el empuje sobrante. $\sin \gamma = (T - D)/W$.

2. La velocidad de ascenso depende de...

el exceso de potencia

solo la resistencia

C_{Lmax}

solo K

el exceso de potencia. $RC = \Delta P/W$.

3. En el techo de servicio, RC es...

0

0.5 m/s

5 m/s

10 m/s

0.5 m/s. 100 ft/min.

4. En un ascenso estacionario, la sustentación es...

W cos γ

W

W sin γ

T

W cos γ. Equilibrio normal.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La página de la NASA sobre aviación sostenible señala que necesitar menos energía para volar significa usar menos combustible o, en los aviones eléctricos, menos electricidad generada en otro lugar, lo que reduce las emisiones del ciclo de vida durante todo el tiempo de uso del avión.

El ascenso es la fase de mayor consumo de energía de un vuelo corto. La potencia específica sobrante muestra por qué: cada kilogramo ahorrado y cada newton de resistencia eliminado aumentan la velocidad de ascenso y acortan la fase de alto empuje.

En Saving Planets: Dinámica · Soluciones

Fuentes: NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre actuaciones de ascenso.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual de la FAA sobre ascensos.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT sobre el ascenso.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Página gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

El vuelo planeado

Fuerzas en un planeo sin motor, ángulo de planeo y relación de planeo, distancia desde una altura dada, velocidad de descenso y descenso mínimo, efecto del peso y del viento, y planificación ante falla de motor.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Relacionar el ángulo de planeo con L/D.
- Hallar la distancia de planeo desde una altura.
- Calcular la velocidad de descenso.
- Explicar los efectos del peso y del viento.

Conceptos clave

- En un planeo estacionario el empuje es cero: D = W sin γ y L = W cos γ, así que tan γ = D/L = 1/(L/D).
- La distancia de planeo desde una altura h es d = h(L/D). El planeo más tendido se da en (L/D)max, es decir, a V_md.
- Velocidad de descenso V_s = V sin γ ≈ V/(L/D). El descenso mínimo ocurre a la velocidad de mínima potencia V_mp, la mejor para permanecer más tiempo en el aire.
- El peso no cambia la mejor relación de planeo, solo la velocidad a la que se da (los planeadores más pesados vuelan más rápido con el mismo ángulo). El viento de frente acorta la distancia sobre el suelo; el de cola la alarga.
- La NASA señala que los hermanos Wright medían las actuaciones de sus planeadores volando en paralelo a la ladera de una duna, de modo que el ángulo de planeo igualaba la pendiente de la colina.

Ecuaciones clave

$$\tan\gamma = \frac{1}{L/D}$$

γ=(1)/(L/D)

Ángulo de planeo

$$d = h\,(L/D)$$

d=h (L/D)

Distancia de planeo

$$V_s \approx \frac{V}{L/D}$$

Velocidad de descenso

$$D = W \sin\gamma$$

Equilibrio de fuerzas en planeo

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 5.1 El avión comercial de ejemplo pierde todos los motores a 10 km. ¿Qué distancia puede planear con (L/D)max = 16.67 en aire en calma?

1. d = 10,000 × 16.67.

Respuesta: d = 166.7 km.

Ejemplo 5.2 Un velero con L/D = 40 está a 1000 m de altura. Halla su distancia y su ángulo de planeo.

1. d = 1000 × 40 = 40 km.
2. γ = arctan(1/40).

Respuesta: 40 km a 1.43°.

Ejemplo 5.3 Halla la velocidad de descenso del velero a 30 m/s.

1. V_s = 30/40.

Respuesta: 0.75 m/s.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla la velocidad de descenso a 25 m/s con L/D = 35.

   25/35 = 0.714 m/s.

2. ¿Añadir lastre de agua cambia la mejor relación de planeo?

No, solo la velocidad de mejor planeo.

3. Planear el mayor tiempo o la mayor distancia: ¿qué velocidad para cada cosa?

   V_mp para el tiempo, V_md para la distancia.

4. ¿Ángulo de planeo con L/D = 10?

   arctan(0.1) = 5.71°.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los planeadores más pesados planean menos distancia.
En realidad: La misma distancia en aire en calma, solo que más rápido.

Mito: Levanta el morro para alargar un planeo.
En realidad: Por debajo de la velocidad de mejor planeo, el planeo se vuelve más empinado.

Mito: El descenso mínimo y el mejor planeo se dan a la misma velocidad.
En realidad: El descenso mínimo es más lento.

Tarjetas de estudio

Ángulo de planeo

tan γ = 1/(L/D).

Distancia de planeo

h(L/D).

Velocidad de descenso

V/(L/D).

Mejor planeo

At V_md.

Descenso mínimo

At V_mp.

Peso

Cambia la velocidad, no la relación.

Cuestionario de autoevaluación

1. tan γ en un planeo es igual a...

L/D

D/L

W/L

T/W

D/L. Equilibrio de fuerzas.

2. La mejor distancia de planeo se da en...

(L/D)max

C_Lmax

V_max

V_mp

(L/D)max. El ángulo más tendido.

3. El mayor tiempo en el aire se da en...

V_mp

V_md

V_stall

V_max

V_mp. Descenso mínimo.

4. El peso adicional cambia...

la mejor relación de planeo

la velocidad de mejor planeo

ambas por igual

nada

la velocidad de mejor planeo. Velocidad $\propto \sqrt{W}$.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La Beginner's Guide de la NASA explica que cuanto menor es el ángulo de planeo, más lejos puede volar un avión para un cambio de altitud dado, así que el ángulo de planeo mide la eficiencia de vuelo. Los hermanos Wright usaron planeadores entre 1900 y 1902 para aprender aerodinámica y pilotaje antes del vuelo propulsado.

La relación de planeo es simplemente L/D, el mismo número que fija el consumo en crucero. Un avión que planea bien también vuela en crucero con menos combustible.

En Saving Planets: Introducción a la ingeniería aeroespacial · Aerodinámica I

Fuentes: NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): Página gratuita de la NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Página gratuita de la NASA.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual de la FAA sobre planeos de emergencia.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.

☐ **Terminé esta unidad**

Alcance y autonomía: las ecuaciones de Breguet

Consumo específico de reactores y hélices, fracciones de peso de combustible, ecuaciones de Breguet de alcance y autonomía, velocidades de mejor alcance y mejor autonomía, crucero ascendente, compromisos carga útil–alcance y reservas.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar el consumo específico por empuje y por potencia.
- Aplicar la ecuación de alcance de Breguet a aviones a reacción y de hélice.
- Calcular la autonomía.
- Identificar qué cambios de diseño aumentan el alcance.

Conceptos clave

- El consumo específico por empuje c de un reactor es el peso de combustible quemado por unidad de empuje y unidad de tiempo (1/s). El consumo específico por potencia de un motor de pistón o turbohélice es el combustible por unidad de potencia y unidad de tiempo.
- Integrar dW/dt = −cT con T = W/(L/D) a V y L/D constantes da el alcance de Breguet para reactores: R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- Para aviones de hélice, con eficiencia de hélice η y consumo específico por potencia c_p (1/m): R = (η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f). La autonomía de un reactor es E = (1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- El alcance crece con tres grupos: la eficiencia del motor (V/c o η/c_p), la aerodinámica (L/D) y la estructura (la razón de pesos). Por eso la ecuación guía casi toda mejora de un avión.
- Los reactores vuelan para el mejor alcance algo más rápido que V_md (maximizando V·L/D) y para la mejor autonomía a V_md. Los aviones de hélice vuelan para alcance a V_md y para autonomía a V_mp.

Ecuaciones clave

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Alcance de Breguet, reactor

$$R = \frac{\eta}{c_p}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=()/(c_p)L/D(W_i)/(W_f)`

Alcance de Breguet, hélice

$$E = \frac{1}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`E=1/cL/D(W_i)/(W_f)`

Autonomía, reactor

$$c_p = \frac{\mathrm{SFC}\cdot g}{3.6\times 10^6}$$

`c_p=· g3.6×10^6`

SFC de kg/kWh a 1/m

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 6.1 Un reactor vuela en crucero a 230 m/s con c = 0.6 por hora y L/D = 16, quemando combustible igual al 25 % de su peso inicial (W_f/W_i = 0.75). Halla el alcance.

1. c = 0.6/3600 = 1.667 × 10⁻⁴ s⁻¹.
2. ln(1/0.75) = 0.2877.
3. R = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877.

Respuesta: R = 6352 km.

Ejemplo 6.2 Halla la autonomía del mismo avión.

1. E = (1/1.667 × 10⁻⁴) × 16 × 0.2877 = 27,618 s.

Respuesta: E = 7.67 h.

Ejemplo 6.3 Un turbohélice tiene η = 0.8, SFC = 0.3 kg/kWh, L/D = 15 y quema el 15 % de su peso (W_f/W_i = 0.85). Halla el alcance.

1. c_p = 0.3 × 9.81/3.6 × 10⁶ = 8.175 × 10⁻⁷ m⁻¹.
2. ln(1/0.85) = 0.1625.
3. R = (0.8/8.175 × 10⁻⁷) × 15 × 0.1625.

Respuesta: R = 2386 km.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Sube L/D de 16 a 18 en el ejemplo del reactor. ¿Nuevo alcance?

   7146 km (un 12.5 % más).

2. Quema el 30 % del peso en lugar del 25 %. ¿Alcance?

   ln(1/0.7) = 0.3567: 7875 km.

3. ¿Qué término mejora un ala de flujo laminar?

   L/D.

4. ¿Qué término mejora una estructura más ligera?

   La razón de pesos.

Ideas erróneas comunes

Mito: El alcance es proporcional al combustible transportado.
En realidad: Crece con el logaritmo de la razón de pesos.

Mito: El mejor alcance y la mejor autonomía se dan a la misma velocidad.
En realidad: La autonomía se vuela más despacio.

Mito: Breguet necesita altitud constante.
En realidad: Supone V y L/D constantes, lo que implica un crucero ascendente lento.

Tarjetas de estudio

TSFC

Peso de combustible por empuje y por tiempo.

Breguet reactor

(V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).

Breguet hélice

(η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f).

Autonomía

(1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).

Tres palancas

Motor, aerodinámica, estructura.

Crucero ascendente

V y L/D constantes a medida que se quema combustible.

Cuestionario de autoevaluación

1. El alcance de un reactor es proporcional a...

V(L/D)/c

c/V

solo L/D

W_f

V(L/D)/c. Breguet.

2. El término de pesos en Breguet es...

W_i − W_f

ln(W_i/W_f)

W_i/W_f

W_f/W_i

ln(W_i/W_f). Integración de dW/W.

3. La autonomía de un reactor es máxima en...

V_md

V_mp

V_max

V_stall

V_md. Mínima resistencia = mínimo flujo de combustible.

4. El alcance de un avión de hélice es máximo en...

V_md

V_mp

V_max

Mach 1

V_md. (L/D)max.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA y GE Aerospace probaron en diciembre de 2025 un motor a reacción híbrido-eléctrico integrado, un GE Passport modificado, en el sitio Peebles Test Operation de GE Aerospace en Ohio. El proyecto Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) de la NASA busca un motor híbrido que queme hasta un 10 % menos combustible que los mejores motores actuales.

En términos de Breguet, un consumo un 10 % menor significa una c más pequeña: el mismo vuelo con menos combustible, o un vuelo más largo con el mismo combustible. El término del motor, el aerodinámico y el estructural dan cada uno una palanca a los ingenieros.

En Saving Planets: Termodinámica · Soluciones

Fuentes: NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT sobre la ecuación de Breguet.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemas de aeronaves del MIT.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre alcance y autonomía.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Página gratuita de la NASA.

Terminé esta unidad

Actuaciones en el despegue

La velocidad de pérdida y C_Lmax, los dispositivos hipersustentadores, la carrera de despegue, la velocidad de despegue, el efecto del peso, la altitud de densidad, el viento y la pendiente de la pista, el tramo en el aire sobre un obstáculo, y la longitud de pista compensada.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Hallar las velocidades de pérdida y de despegue.
- Estimar la carrera de despegue.
- Mostrar cómo el peso y la altitud de densidad alargan el despegue.
- Explicar la longitud de pista compensada.

Conceptos clave

- La velocidad de pérdida es la menor velocidad de vuelo estacionario: V_s = √(2W/(ρSC_Lmax)). Los flaps y slats aumentan C_Lmax para el despegue y el aterrizaje.
- La velocidad de despegue suele ser V_LOF ≈ 1.2V_s, lo que da un margen sobre la pérdida.
- Con un empuje mucho mayor que la resistencia y la fricción, la carrera en tierra es aproximadamente s_g ≈ 1.44W²/(gρSC_LmaxT).
- Por tanto, la distancia de despegue crece aproximadamente con W², y con 1/ρ doblemente en los reactores (por V_s y por el menor empuje). Un viento de frente de 10 kt acorta la carrera; un viento de cola la alarga mucho.
- La longitud de pista compensada es aquella en la que, si falla un motor a la velocidad de decisión V_1, detenerse y continuar requieren la misma distancia.

Ecuaciones clave

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L,max}}}$$

`V_s=2Wρ SC_L,max`

Velocidad de pérdida

$$V_{LOF} \approx 1.2 V_s$$

Velocidad de despegue

$$s_g \approx \frac{1.44 W^2}{g \rho S C_{L,max} T}$$

Carrera en tierra

$$\frac{s_2}{s_1} = \left(\frac{W_2}{W_1}\right)^2$$

`(s_2)/(s_1)=((W_2)/(W_1))^2`

Efecto del peso

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 7.1 El avión comercial de ejemplo tiene C_Lmax = 2.4 con flaps de despegue al nivel del mar. Halla V_s y V_LOF.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.4)).
2. V_LOF = 1.2 × 57.8.

Respuesta: V_s = 57.8 m/s; V_LOF = 69.3 m/s.

Ejemplo 7.2 Estima la carrera en tierra con 180 kN de empuje.

1. s_g = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000).

Respuesta: s_g = 801 m.

Ejemplo 7.3 Repite en un aeropuerto a 1500 m (ISA ρ = 1.058 kg/m³), con el mismo empuje.

1. s_g = 801 × 1.225/1.058.

Respuesta: s_g = 927 m, 1.158 veces más larga (más con la pérdida real de empuje).

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. El avión se carga hasta 70000 kg. ¿Razón de carreras en tierra?

   (70/60)² = 1.361.

2. ¿Razón de velocidades de pérdida a 70000 kg?

   √(70/60) = 1.080.

3. ¿Por qué los flaps acortan el despegue?

   Mayor C_Lmax, menor V_s.

4. ¿Qué es V_1?

   La velocidad de decisión para abortar o continuar el despegue.

Ideas erróneas comunes

Mito: La distancia de despegue es proporcional al peso.

En realidad: Más bien al cuadrado del peso.

Mito: Un día caluroso solo afecta a los motores.

En realidad: También reduce la sustentación a una velocidad dada.

Mito: El despegue ocurre a la velocidad de pérdida.

En realidad: Con un margen sobre la pérdida, cerca de 1.2V_s.

Tarjetas de estudio

Velocidad de pérdida

$\sqrt{(2W/(\rho S C_{Lmax}))}$.

V_LOF

$\approx 1.2V_s$.

Carrera en tierra

$1.44W^2/(g\rho S C_{LmaxT})$.

Efecto del peso

$\propto W^2$.

Altitud de densidad

Carrera más larga.

V_1

Velocidad de decisión.

Cuestionario de autoevaluación

1. La velocidad de pérdida escala con...

$\sqrt{W}$

W

W^2

1/W

√W. $V_s \propto \sqrt{(W/\rho)}$.

2. La carrera en tierra escala aproximadamente con...

W

W^2

√W

1/W

W^2. $s_g \propto W^2/(\rho T)$.

3. Los flaps aumentan...

C_{Lmax}

solo C_{D0}

el Mach

solo K

C_{Lmax}. Dispositivos hipersustentadores.

4. La longitud de pista compensada iguala...

las distancias de parada y de continuación

V_1 y V_2

el empuje y la resistencia

L y W

las distancias de parada y de continuación. Definición.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El modelo de ala arriostrada de la NASA y Boeing incluía slats, flaps y otras superficies móviles para que el equipo pudiera ajustarlo a las configuraciones de baja velocidad y alta sustentación del despegue y el aterrizaje. La NASA señala que el túnel presurizado de QinetiQ se usa para predecir el comportamiento de los aviones en condiciones de despegue y aterrizaje.

Un ala muy eficiente en crucero aún debe cumplir las cifras de pérdida y de pista de esta unidad; por eso las actuaciones de alta sustentación se ensayan tan pronto como la resistencia de crucero.

En Saving Planets: Aerodinámica I · Estática

Fuentes: NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual de la FAA sobre despegues.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre gráficas de actuaciones de despegue.
- FAA PHAK Chapter 10: Weight and Balance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/12_phak_ch10.pdf): Capítulo de la FAA sobre peso y balance.
- NASA Glenn: The lift equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): Página gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

UNIDAD 8 · SEMANA 11

Actuaciones en el aterrizaje

La aproximación, la recogida y la carrera en tierra, la velocidad de aproximación, el frenado, la reversa y los spoilers, el estado de la pista, la estimación de la distancia de aterrizaje y la energía que hay que disipar.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Hallar la velocidad de aproximación a partir de la velocidad de pérdida.
- Estimar la carrera de aterrizaje a partir de la deceleración.
- Explicar por qué importan el estado de la pista y los spoilers.
- Calcular la energía cinética en la toma de contacto.

Conceptos clave

- El aterrizaje tiene tres tramos: la aproximación sobre un obstáculo de 15 m (50 ft), la recogida y la carrera en tierra.
- La velocidad de aproximación suele ser V_app ≈ 1.3V_s en configuración de aterrizaje.
- Con una deceleración media a, la carrera en tierra es s = V²/(2a). Los frenos, los spoilers (que eliminan la sustentación para que las ruedas puedan frenar) y la reversa aumentan a.
- Las pistas mojadas o heladas reducen la fricción y pueden alargar mucho la carrera; las gráficas de actuaciones dan correcciones.
- La energía cinética en la toma de contacto ½mV² debe absorberse, sobre todo como calor en los frenos.

Ecuaciones clave

$$V_{app} \approx 1.3 V_s$$

Velocidad de aproximación

$$s = \frac{V^2}{2a}$$

`s=(V^2)/(2a)`

Carrera en tierra

$$E_k = \tfrac{1}{2} m V^2$$

`E_k=12mV^2`

Energía cinética

$$a = \mu g$$

a=μ g

Deceleración ideal de frenado

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 8.1 Con flaps de aterrizaje, C_Lmax = 2.8. Halla V_s y V_app para el avión comercial de ejemplo al nivel del mar.

1. V_s = √(2 × 588,600/(1.225 × 120 × 2.8)) = 53.5 m/s.
2. V_app = 1.3 × 53.5.

Respuesta: V_s = 53.5 m/s; V_app = 69.5 m/s.

Ejemplo 8.2 Estima la carrera en tierra desde 69.5 m/s con una deceleración media de 0.4g.

1. s = 69.5²/(2 × 0.4 × 9.81).

Respuesta: s = 616 m.

Ejemplo 8.3 Halla la energía cinética a 69.5 m/s.

1. E = ½ × 60,000 × 69.5².

Respuesta: E = 145 MJ.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Se reduce la deceleración a la mitad. ¿Nueva carrera en tierra?

   Se duplica: 1232 m.

2. ¿Por qué desplegar los spoilers en la toma de contacto?

   Eliminan la sustentación para que los frenos actúen.

3. Aproximación un 10 % rápida: ¿cambio en la carrera?

$1.1^2 = 1.21$, un 21 % más larga.

4. ¿Cuál es la altura del obstáculo de aproximación?

   15 m (50 ft).

Ideas erróneas comunes

Mito: La distancia de aterrizaje es solo la carrera en tierra.

En realidad: Incluye la aproximación y la recogida.

Mito: Unos pocos nudos de más no importan.

En realidad: La carrera crece con V^2.

Mito: Los frenos actúan plenamente en la toma de contacto.

En realidad: No hasta que se elimina la sustentación.

Tarjetas de estudio

V_app

≈ 1.3V_s.

Carrera en tierra

$V^2/(2a)$.

Spoilers

Eliminar sustentación.

Reversa

Deceleración extra.

Pista mojada

Carrera más larga.

Energía de frenado

$\frac{1}{2}mV^2$.

Cuestionario de autoevaluación

1. V_app es aproximadamente...

1.3V_s

V_s

2V_s

0.8V_s

1.3V_s. Margen sobre la pérdida.

2. La carrera en tierra con deceleración a es...

$V^2/(2a)$

Va

V/a

2aV

$V^2/(2a)$. Cinemática.

3. Los spoilers ayudan a frenar al...

eliminar sustentación

añadir empuje

aumentar C_Lmax

enfriar los frenos

eliminar sustentación. Más peso sobre las ruedas.

4. Una aproximación un 10 % más rápida alarga la carrera en...

10%

21%

5%

0%

21%. V^2.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA incluye las operaciones y la infraestructura entre las tres vías principales hacia una aviación sostenible: usar menos energía en tierra o mediante la elección de la trayectoria reduce el combustible quemado y ahorra dinero.

La aproximación y el aterrizaje forman parte de ello. Un descenso continuo bien planificado y un aterrizaje a la velocidad correcta usan menos combustible y menos energía de frenado que una aproximación apresurada y rápida.

En Saving Planets: Dinámica · Soluciones

Fuentes: NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual de la FAA sobre aproximaciones y aterrizajes.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre gráficas de actuaciones de aterrizaje.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion): Cinemática de forma interactiva.

☐ **Terminé esta unidad**

UNIDAD 9 · SEMANAS 12–13

El vuelo en viraje y el diagrama V-n

Virajes coordinados nivelados, ángulo de alabeo y factor de carga, radio y régimen de viraje, velocidad de pérdida en viraje, velocidad de maniobra, el diagrama V-n con factores de carga límite y cargas de ráfaga, y recuperaciones.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Relacionar el ángulo de alabeo con el factor de carga.
- Calcular el radio y el régimen de viraje.
- Hallar la velocidad de pérdida en viraje y la velocidad de maniobra.
- Leer un diagrama V-n.

Conceptos clave

- En un viraje coordinado nivelado, la sustentación se inclina con el ángulo de alabeo φ: L cos φ = W y L sin φ = mV²/R. El factor de carga n = L/W = 1/cos φ.
- Radio de viraje R = V²/(g√(n² − 1)) = V²/(g tan φ); régimen de viraje ω = V/R.
- La velocidad de pérdida aumenta con el factor de carga: V_s,turn = V_s√n. Con 60° de alabeo, n = 2 y la velocidad de pérdida es un 41 % mayor.
- La velocidad de maniobra V_A = V_s√n_limit es la velocidad a la que una deflexión completa de los mandos hace entrar el ala en pérdida antes de alcanzar la carga límite.
- El diagrama V-n representa el factor de carga permitido frente a la velocidad: las curvas de pérdida lo limitan a la izquierda, los factores de carga límite arriba y abajo, y la velocidad de picado a la derecha. Las líneas de ráfaga añaden las cargas debidas a la turbulencia.

Ecuaciones clave

$$n = \frac{1}{\cos \phi}$$

Factor de carga en viraje nivelado

$$R = \frac{V^2}{g \tan \phi}$$

R=(V^2)/(g)

Radio de viraje

$$\omega = \frac{V}{R}$$

Régimen de viraje

$$V_{s,n} = V_s\sqrt{n}$$

V_s,n=V_s n

Velocidad de pérdida con carga

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 9.1 Halla n, el radio y el régimen de viraje a 100 m/s con 30°, 45° y 60° de alabeo.

1. n = 1/cos φ = 1.155, 1.414, 2.00.
2. R = 100²/(9.81 tan φ) = 1766 m, 1019 m, 589 m.
3. ω = V/R.

Respuesta: Regímenes de viraje 3.25°/s, 5.62°/s y 9.74°/s.

Ejemplo 9.2 ¿Cuánto aumenta la velocidad de pérdida con 30°, 45° y 60° de alabeo?

1. √n = 1.075, 1.189, 1.414.

Respuesta: 7.5 %, 18.9 % y 41.4 %.

Ejemplo 9.3 Un avión ligero tiene V_s = 50 m/s y n_limit = 2.5. Halla V_A.

1. V_A = 50 × √2.5.

Respuesta: V_A = 79.1 m/s.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla el radio de viraje a 60 m/s y 30° de alabeo.

   60²/(9.81 × tan 30°) = 636 m.

2. ¿Ángulo de alabeo para n = 2?

   60°.

3. ¿Por qué los aviones comerciales usan unos 25–30° de alabeo?

   Factor de carga cómodo y poco aumento de la velocidad de pérdida.

4. ¿Qué limita el lado izquierdo del diagrama V-n?

   La curva de pérdida $n = (V/V_s)^2$.

Ideas erróneas comunes

Mito: Un alabeo más pronunciado da un viraje más cerrado sin coste.
En realidad: Aumenta el factor de carga y la velocidad de pérdida.

Mito: La velocidad de maniobra es una velocidad máxima de crucero.
En realidad: Protege frente a deflexiones completas de los mandos.

Mito: El factor de carga depende solo de la velocidad.
En realidad: En un viraje nivelado depende del ángulo de alabeo.

Tarjetas de estudio

Factor de carga

$n = L/W = 1/\cos \varphi$.

Radio de viraje

$V^2/(g \tan \varphi)$.

Régimen de viraje

V/R.

Pérdida en viraje

$V_s\sqrt{n}$.

V_A

$V_s\sqrt{n_{limit}}$.

Diagrama V-n

Envolvente de vuelo.

Cuestionario de autoevaluación

1. El factor de carga con 60° de alabeo es...

1.15

1.41

2

3

2. 1/cos 60°.

2. El radio de viraje es...

$V^2/(g \tan \varphi)$

gV

V/g

V tan φ

$V^2/(g \tan \varphi)$. Equilibrio centrípeto.

3. La velocidad de pérdida en viraje es...

$V_s\sqrt{n}$

V_s n

V_s/n

V_s

$V_s\sqrt{n}$. Se necesita más sustentación.

4. El diagrama V-n muestra...

cargas permitidas frente a velocidad

resistencia frente a velocidad

alcance frente a combustible

altitud frente a tiempo

cargas permitidas frente a velocidad. Envolvente de vuelo.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

En los ensayos en vuelo CATNLF de 2026, la NASA montó verticalmente un modelo de ala a escala de unos 3 pies (40 pulgadas) bajo un avión de investigación F-15B. El primer vuelo, el 29 de enero de 2026, duró 75 minutos y confirmó que el avión podía maniobrar con seguridad con el artículo de ensayo instalado.

La NASA dice que el primer vuelo se centró en la expansión de la envolvente, con virajes, tramos estabilizados y suaves cambios de cabeceo entre unos 20000 y casi 34000 pies, y que fue el primero de hasta 15 vuelos previstos. Expandir una envolvente paso a paso es el diagrama V-n de esta unidad puesto en práctica.

En Saving Planets: Dinámica · Mecánica de materiales

Fuentes: NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual de la FAA sobre virajes y maniobras.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capítulo de la FAA sobre factores de carga.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemas de aeronaves del MIT.

☐ **Terminé esta unidad**

UNIDAD 10 · SEMANAS 14–15

Actuaciones de aviones eléctricos, híbridos y de combustible sostenible

Alcance de los aviones eléctricos de baterías, por qué el peso no baja al descargarse las baterías, energía específica de las baterías frente al combustible de aviación, motores híbrido-eléctricos, combustible de aviación sostenible, CO_2 de la quema de combustible, y la combinación de todas las palancas de actuaciones.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Deducir la ecuación de alcance de un avión eléctrico de baterías.
- Comparar la energía específica de las baterías y del combustible de aviación.
- Calcular el CO_2 del combustible quemado.
- Clasificar las tecnologías según el término de Breguet que mejoran.

Conceptos clave

- Un avión eléctrico de baterías no se aligera al volar, así que no hay logaritmo: R = (e_b η/g)(L/D)(m_b/m), con la energía específica de las baterías e_b (J/kg), la eficiencia total η y la fracción de masa de baterías m_b/m.
- El combustible de aviación contiene unos 43 MJ/kg (unos 11900 Wh/kg, valor de libro de texto). Unas baterías de unos 250 Wh/kg (valor de ejemplo) contienen unas 48 veces menos por kilogramo; por eso los aviones eléctricos actuales son pequeños y de corto alcance.
- Los motores híbrido-eléctricos usan motores eléctricos para ayudar a un reactor a funcionar con más eficiencia, lo que reduce el consumo específico c.
- Quemar un kilogramo de combustible de aviación produce unos 3.16 kg de CO_2 (valor de libro de texto). El combustible ahorrado gracias a una mejor L/D, estructuras más ligeras o mejores motores reduce el CO_2 en proporción directa.
- El combustible de aviación sostenible (SAF) tiene propiedades similares al combustible convencional, así que no cambia las ecuaciones de actuaciones; cambia de dónde procede el carbono.

Ecuaciones clave

$$R = \frac{e_b \eta}{g} \frac{L}{D} \frac{m_b}{m}$$

`R=(e_b)/(g)L/D(m_b)/(m)`

Alcance con baterías

$$m_{CO_2} \approx 3.16\, m_{fuel}$$

CO_2 del combustible de aviación

$$\frac{e_{fuel}}{e_b} = \frac{43\ \mathrm{MJ/kg}}{e_b}$$

`_fuele_b=43\ MJ/kge_b`

Razón de energías específicas

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Breguet, para comparar

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 10.1 Un avión eléctrico tiene baterías de 250 Wh/kg (valor de ejemplo), η = 0.8, L/D = 15 y una fracción de baterías del 30 %. Halla su alcance.

1. e_b = 250 × 3600 = 900,000 J/kg.
2. R = (900,000 × 0.8/9.81) × 15 × 0.3.

Respuesta: R = 330 km.

Ejemplo 10.2 ¿Cuánta más energía por kilogramo contiene el combustible de aviación?

1. 43 × 10⁶/3600 = 11,944 Wh/kg.
2. 11,944/250.

Respuesta: Unas 47.8 veces.

Ejemplo 10.3 ¿Cuánto CO_2 produce quemar 1000 kg de combustible de aviación?

1. 3.16 × 1000.

Respuesta: 3160 kg.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Repite el alcance eléctrico con celdas de 400 Wh/kg.

   528 km.

2. Un avión quema 2500 kg de combustible por hora. ¿CO_2 por hora?

   7900 kg.

3. ¿Qué término de Breguet mejora un motor híbrido?

   c, el consumo de combustible.

4. ¿Por qué no hay logaritmo en la ecuación de alcance con baterías?

   La masa se mantiene constante.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los aviones eléctricos se aligeran al volar.
En realidad: La masa de las baterías no cambia.

Mito: El SAF necesita motores nuevos.
En realidad: Está diseñado para funcionar en los aviones existentes.

Mito: Solo los motores importan para las emisiones.
En realidad: La aerodinámica, el peso y las operaciones cuentan.

Tarjetas de estudio

Alcance eléctrico

(e_bη/g)(L/D)(m_b/m).

Combustible de aviación

≈ 43 MJ/kg.

Batería

≈ 250 Wh/kg (ejemplo).

CO_2

≈ 3.16 kg por kg de combustible.

Motor híbrido

Reduce c.

SAF

Combustible directamente sustituible a partir de biomasa y residuos.

Cuestionario de autoevaluación

1. El alcance con baterías es proporcional a...

e_b(L/D)(m_b/m)

ln(W_i/W_f)

c

V/c

e_b(L/D)(m_b/m). Masa constante.

2. Frente a una batería de 250 Wh/kg, el combustible de aviación contiene unas...

2×

10×

48×

500×

48×. 11,944/250.

3. El CO_2 por kg de combustible de aviación es aproximadamente...

1 kg

3.16 kg

10 kg

0.5 kg

3.16 kg. Carbono más oxígeno.

4. El SAF cambia...

la fuente del carbono

L/D

la velocidad de pérdida

K

la fuente del carbono. Propiedades de combustible similares.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El DOE afirma que el combustible de aviación sostenible fabricado a partir de biomasa y residuos puede ofrecer actuaciones similares al combustible de aviación derivado del petróleo. El Billion-Ton Report 2023 del DOE concluyó que Estados Unidos podría triplicar su producción de biomasa a más de 1 millardo (mil millones) de toneladas al año, produciendo unos 60 mil millones de galones de biocombustibles líquidos, materia prima suficiente para cubrir la demanda prevista de combustible de la aviación de EE. UU.

La NASA señala que el SAF no libera CO_2 nuevo al ambiente y que se ha demostrado que reduce las estelas de condensación que pueden atrapar calor en la atmósfera terrestre. La NASA también estima que, con la flota y la eficiencia actuales, el tráfico aéreo mundial en 2050 necesitaría más de 620 megatoneladas de combustible y produciría cerca de 2000 megatoneladas de CO_2; Estados Unidos se ha comprometido a lograr emisiones netas cero de gases de efecto invernadero en su aviación para 2050.

En Saving Planets: Soluciones · Termodinámica

Fuentes: U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels) · NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): Panorama del SAF del DOE.
- NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/): Panorama de la aviación sostenible de la NASA.
- NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/): Ensayo del motor híbrido de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemas de aeronaves del MIT.

Ver la clase

Lecture 12: Aircraft Performance (https://ocw.mit.edu/courses/16-687-private-pilot-ground-school-january-iap-2019/resources/lecture-12-aircraft-performance/) (en inglés)

MIT 16.687 Private Pilot Ground School (IAP 2019), MIT OpenCourseWare. Licencia: CC BY-NC-SA 4.0 (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/) · Condiciones de uso (https://ocw.mit.edu/pages/privacy-and-terms-of-use/). Enlace solo para estudio gratuito; Saving Planets no está afiliado a esta universidad ni cuenta con su respaldo.

☐ **Terminé esta unidad**

Problemas

Estos problemas están dentro de cada unidad. Hazlos en papel y luego abre la respuesta.

1. La atmósfera estándar, las velocidades y la altitud de densidad
   4 problemas
2. Las fuerzas en vuelo y la polar de resistencia
   4 problemas
3. Empuje y potencia requeridos
   4 problemas
4. Actuaciones en ascenso
   4 problemas
5. El vuelo planeado
   4 problemas
6. Alcance y autonomía: las ecuaciones de Breguet
   4 problemas
7. Actuaciones en el despegue
   4 problemas
8. Actuaciones en el aterrizaje
   4 problemas
9. El vuelo en viraje y el diagrama V-n
   4 problemas
10. Actuaciones de aviones eléctricos, híbridos y de combustible sostenible
    4 problemas

El laboratorio (Flight performance lab)

El laboratorio es la parte práctica del curso. Aquí es gratuito y solo para practicar, sin créditos.

Cada práctica puede hacerse en una simulación gratuita, con una hoja de cálculo o con papel y una cinta métrica. Vuela los planeadores de papel solo en un espacio despejado, lejos de la cara de las personas, de escaleras y del tráfico, y mantén los pasillos libres de obstáculos.

Referencia de seguridad: OSHA: Walking-working surfaces (slip, trip and fall hazards) (https://www.osha.gov/walking-working-surfaces)

Práctica A: Construir una calculadora de atmósfera estándar

SEMANA 1

Objetivo: Construir una hoja de cálculo de la temperatura, la densidad y la velocidad del sonido ISA desde el nivel del mar hasta 11 km.

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \ \rho = \rho_0 (T/T_0)^{4.26},\ \ a = \sqrt{\gamma RT}$$

`T=T_0-0.0065h,\ \ ρ=ρ_0(T/T_0)^4.26,\ \ a=γ RT`

Modelo de la troposfera

Procedimiento

1. Crea una columna de altitudes cada 500 m de 0 a 11000 m.
2. Calcula T y luego ρ con el exponente 9.81/(0.0065 × 287) − 1.
3. Calcula a = √(1.4 × 287 × T).
4. Grafica ρ y a frente a la altitud y compáralas con los valores de la unidad 1.

Tabla de datos

Altitud (m)	T (K)	ρ (kg/m³)	a (m/s)
0	288.15	1.225	340.3
3000	268.65	0.909	328.5
5000	255.65	0.736	320.5
11,000	216.65	0.364	295.0

Valores ISA calculados.

Cálculo de ejemplo

1. ρ(3000) = 1.225 × (268.65/288.15)^4.26 = 0.909 kg/m³.
2. a(5000) = √(1.4 × 287 × 255.65) = 320.5 m/s.

> **Seguridad**
>
> - Solo ordenador.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/) · MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

Vínculo con el planeta: La EIA informa que el combustible de aviación fue el 13 % del uso de energía del transporte en EE. UU. en 2025. U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Práctica B: Relación de planeo de un planeador de papel

SEMANA 6

Objetivo: Medir la relación de planeo de un planeador de papel a partir de su altura de lanzamiento y su distancia de vuelo, y hallar su ángulo de planeo y su velocidad de descenso.

$$\frac{L}{D} = \frac{d}{h}, \;\; \gamma = \arctan\frac{h}{d}$$

LD= dh,\ \ γ= hd

Relación y ángulo de planeo

Procedimiento

1. Dobla un planeador sencillo con papel de impresora; añade un clip en el morro para equilibrarlo.
2. En un espacio despejado, suéltalo suavemente (sin lanzarlo) desde una altura medida, de unos 1.5 m.
3. Mide dónde aterriza y cronometra el vuelo; repite cinco veces y promedia.
4. Mueve el clip y observa cómo cambia la relación de planeo.

Tabla de datos

Magnitud	Valor
Altura de suelta	1.5 m
Distancia	6.0 m
Relación de planeo	4.0
Ángulo de planeo	14.0°
Tiempo de vuelo	2.0 s
Velocidad media	3.09 m/s

Valores de ejemplo; los planeadores de papel reales tienen una L/D mucho menor que los veleros.

Cálculo de ejemplo

1. L/D = 6.0/1.5 = 4.0; γ = arctan(1.5/6.0) = 14.0°.
2. Velocidad a lo largo de la trayectoria = √(6² + 1.5²)/2.0 = 3.09 m/s; velocidad de descenso = 1.5/2.0 = 0.75 m/s.

> **Seguridad**

- Vuela solo en un espacio despejado, nunca hacia la cara de las personas; mantén los pasillos libres.
- No te subas a sillas ni escaleras para lanzar; usa tu altura de pie.

Alternativa en casa o virtual

- Es una práctica casera.

NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/) · PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion)

Vínculo con el planeta: La NASA señala que los hermanos Wright estudiaron planeadores de 1900 a 1902 y usaron el ángulo de planeo para medir las actuaciones. NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Práctica C: Medir una polar de resistencia en FoilSim

SEMANA 2

Objetivo: Recoger coeficientes de sustentación y resistencia a varios ángulos de ataque, ajustar una polar parabólica y hallar (L/D)max.

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

```
C_D=C_D0+KC_L^2
```

Polar de resistencia parabólica

Procedimiento

1. Abre NASA FoilSim y elige una forma de ala y una velocidad.
2. Anota C_L y C_D a cinco ángulos de ataque.
3. Grafica C_D frente a C_L² y ajusta una recta: la ordenada en el origen es C_D0 y la pendiente es K.
4. Calcula (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).

Tabla de datos

C_L	C_D	L/D
0.2	0.0218	9.17
0.6	0.0362	16.6
1.0	0.0650	15.4

Valores de ejemplo generados con la polar del curso (C_D0 = 0.020, K = 0.045); tus cifras de FoilSim serán distintas.

Cálculo de ejemplo

1. C_D(0.6) = 0.020 + 0.045 × 0.36 = 0.0362.
2. (L/D)max = 1/(2√(0.045 × 0.020)) = 16.67 con C_L = 0.667.

> **Seguridad**
>
> - Solo ordenador.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier navegador.

NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/) · NASA Glenn: Induced drag coefficient (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/induced-drag-coefficient/)

Vínculo con el planeta: El ala CATNLF de la NASA busca mantener flujo laminar en alas en flecha, reduciendo C_D0. NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Práctica D: Estudio de compromisos del alcance de Breguet

SEMANA 8

Objetivo: Usar una hoja de cálculo para ver cómo L/D, el consumo de combustible y la fracción de combustible cambian el alcance de un reactor.

$$R = \frac{V}{c}\frac{L}{D}\ln\frac{W_i}{W_f}$$

`R=V/cL/D(W_i)/(W_f)`

Alcance de Breguet

Procedimiento

1. Introduce V = 230 m/s, c = 0.6 por hora y W_f/W_i = 0.75.
2. Calcula el alcance para L/D = 14, 16 y 18.
3. Luego reduce c un 10 % y compara.
4. Ordena los cambios por kilómetros ganados.

Tabla de datos

L/D	Alcance (km)
14	5558
16	6352
18	7146

Valores calculados para un reactor de ejemplo.

Cálculo de ejemplo

1. R(14) = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 14 × 0.2877 = 5558 km.
2. Reducir c un 10 % multiplica el alcance por 1/0.9 = 1.111.

> **Seguridad**
>
> - Solo ordenador.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/)

Vínculo con el planeta: El proyecto HyTEC de la NASA apunta a un motor híbrido que queme hasta un 10 % menos combustible que los mejores motores actuales. NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Práctica E: Distancia de despegue y altitud de densidad

SEMANA 10

Objetivo: Calcular cómo crece la carrera de despegue con la elevación del aeropuerto y el peso del avión.

$$s_g \approx \frac{1.44 W^2}{g \rho S C_{L,max} T}$$

Carrera en tierra

Procedimiento

1. Usa el avión comercial de ejemplo: W = 588.6 kN, S = 120 m², C_Lmax = 2.4, T = 180 kN.
2. Calcula s_g con la densidad ISA a 0, 1500 y 3000 m, manteniendo el empuje constante.
3. Repite con 70000 kg.
4. Explica por qué los reactores reales pierden aún más, porque el empuje también baja.

Tabla de datos

Elevación (m)	ρ (kg/m³)	Carrera en tierra (m)
0	1.225	801
1500	1.058	927
3000	0.909	1079

Valores calculados con empuje constante (una simplificación).

Cálculo de ejemplo

1. s_g(0) = 1.44 × 588,600²/(9.81 × 1.225 × 120 × 2.4 × 180,000) = 801 m.
2. s_g(3000) = 801 × 1.225/0.909 = 1079 m.

> **Seguridad**
>
> - Solo ordenador.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf) · FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook)

Vínculo con el planeta: La NASA señala que los modelos de ala arriostrada se ensayan en configuraciones de alta sustentación de despegue y aterrizaje. NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Práctica F: Tabla de actuaciones en viraje

SEMANA 13

Objetivo: Construir una tabla del factor de carga, el radio de viraje y el aumento de la velocidad de pérdida frente al ángulo de alabeo.

$$n = \frac{1}{\cos\phi}, \quad R = \frac{V^2}{g\tan\phi}$$

`n=(1)/(),\ \ R=(V^2)/(g)`

Relaciones del viraje nivelado

Procedimiento

1. Haz V = 100 m/s.
2. Calcula n y R para ángulos de alabeo de 15° a 60°.
3. Añade √n para el aumento de la velocidad de pérdida.
4. Marca el ángulo de alabeo en el que la velocidad de pérdida sube un 10 %.

Tabla de datos

Alabeo	n	R (m)
15°	1.035	3804
30°	1.155	1766
45°	1.414	1019
60°	2.000	589

Valores calculados.

Cálculo de ejemplo

1. R(15°) = 100²/(9.81 × tan 15°) = 3804 m.
2. n(60°) = 1/cos 60° = 2.000.

> **Seguridad**
>
> - Solo ordenador.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook)

Vínculo con el planeta: El primer vuelo CATNLF de la NASA incluyó virajes y tramos estabilizados desde unos 20000 hasta casi 34000 pies. NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

- [ ] **Completé este laboratorio (real o virtual)**

Series de práctica para exámenes

Cronométrate: unos 10 minutos por problema. Luego compara con las soluciones completas.

Ejercicios de práctica para el parcial (unidades 1–5)

1. Halla la temperatura ISA a 2000 m.
    1. 288.15 − 0.0065 × 2000.

    Respuesta: 275.15 K.

2. Halla la densidad ISA a 2000 m.
    1. 1.225 × (275.15/288.15)^4.26.

    Respuesta: 1.006 kg/m³.

3. Halla (L/D)max para C_D0 = 0.025 y K = 0.040.
    1. 1/(2√(0.04 × 0.025)).

    Respuesta: 15.81.

4. Un avión de 500 kN de peso tiene 50 kN de empuje sobrante a 120 m/s. Halla la velocidad de ascenso.
    1. 50,000 × 120/500,000.

    Respuesta: 12.0 m/s.

5. ¿Qué distancia puede planear un avión con L/D = 12 desde 2000 m?
    1. 2000 × 12.

    Respuesta: 24 km.

Serie de práctica final (todas las unidades)

1. Halla el alcance de un reactor con V = 240 m/s, c = 0.55 por hora, L/D = 17 y W_f/W_i = 0.8.

    1. (240/(0.55/3600)) × 17 × ln 1.25.

    Respuesta: 5959 km.

2. Halla la velocidad de pérdida al nivel del mar para W = 100 kN, S = 30 m², C_Lmax = 1.8.

    1. √(2 × 100,000/(1.225 × 30 × 1.8)).

    Respuesta: 55.0 m/s.

3. El peso de despegue sube un 20 %. ¿Razón de carreras en tierra?

    1. 1.2².

    Respuesta: 1.44.

4. Halla la carrera de aterrizaje desde 60 m/s a 3 m/s².

    1. 60²/(2 × 3).

    Respuesta: 600 m.

5. Halla el radio de viraje a 80 m/s y 45° de alabeo.

    1. 80²/(9.81 × tan 45°).

    Respuesta: 652 m.

6. Halla el alcance de un avión eléctrico con 300 Wh/kg, η = 0.85, L/D = 18 y una fracción de baterías del 35 %.

    1. (300 × 3600 × 0.85/9.81) × 18 × 0.35.

    Respuesta: 590 km.

Hoja de fórmulas

$$T = T_0 - 0.0065h,\ \rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26},\ a = \sqrt{\gamma RT} \qquad L = W = \tfrac{1}{2}\rho V^2 S C_L,\ C_D = C_{D0} + K C_L^2,\ K = 1/($$

$$(L/D)_{max} = 1/(2\sqrt{K C_{D0}}),\ C_L^* = \sqrt{C_{D0}/K} \qquad V_{md} = \sqrt{2W/(\rho S)}(K/C_{D0})^{1/4},\ V_{mp} = V_{md}/3^{1/4}$$

$$\sin\gamma = (T - D)/W,\ RC = (T - D)V/W \qquad \tan\gamma_{glide} = 1/(L/D),\ d = h(L/D)$$

$$R = (V/c)(L/D)\ln(W_i/W_f),\ E = (1/c)(L/D)\ln($$ $$V_s = \sqrt{2W/(\rho S C_{L,max})},\ s_g \approx 1.44W^2/(g\rho S C_{L,ma}$$

$$s = V^2/(2a),\ V_{app} \approx 1.3V_s$$ $$n = 1/\cos\phi,\ R = V^2/(g\tan\phi),\ V_A = V_s\sqrt{n_{lim}}$$

$$R_{elec} = (e_b\eta/g)(L/D)(m_b/m)$$

Constantes

Constante	Valor
Atmósfera Estándar Internacional, nivel del mar (valores de libro de texto)	ρ_0 = 1.225 kg/m³, T_0 = 288.15 K, p_0 = 101325 Pa, gradiente térmico 0.0065 K/m hasta 11 km
Air	R = 287 J/(kg·K), γ = 1.4
La gravedad	g = 9.81 m/s²
Avión comercial de ejemplo usado en todo el curso (valores de ejemplo)	m = 60,000 kg, W = 588.6 kN, S = 120 m², C_D0 = 0.020, K = 0.045
Combustible de aviación (valores de libro de texto)	unos 43 MJ/kg; unos 3.16 kg de CO_2 por kg quemado
1 m/s	196.85 ft/min

Fuente: NIST Guide to the SI, Appendix B.9: conversion factors (https://www.nist.gov/pml/special-publication-811/nist-guide-si-appendix-b-conversion-factors/nist-guide-si-appendix-b9)

Textos y simulaciones gratuitos

Usa estas clases, manuales y simulaciones gratuitas junto con el curso.

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes de clase gratuitos del MIT, incluidas las actuaciones de aviones.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Curso gratuito del MIT sobre sistemas de aeronaves.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): Curso gratuito de aerodinámica del MIT.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manual gratuito de la FAA; el capítulo 11 trata las actuaciones.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manual gratuito de la FAA sobre despegue, aterrizaje y maniobras.

- NASA Glenn: Beginner's Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): Explicaciones gratuitas de la NASA sobre sustentación, resistencia y planeo.
- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): Simulación de ala gratuita.

Glosario

Techo absoluto
Altitud en la que la máxima velocidad de ascenso es cero.

Longitud de pista compensada
Longitud de pista en la que detenerse y continuar tras una falla de motor requieren la misma distancia.

Ecuación de Breguet
Alcance o autonomía a partir de la eficiencia del motor, L/D y la razón de pesos.

Altitud de densidad
Altitud ISA con la misma densidad que el aire real.

Polar de resistencia
Relación entre los coeficientes de resistencia y de sustentación.

Velocidad equivalente
Velocidad verdadera multiplicada por $\sqrt{\sigma}$.

Relación de planeo
Distancia horizontal por unidad de altura perdida; igual a L/D.

Resistencia inducida
Resistencia causada por generar sustentación.

Factor de carga
Sustentación dividida entre el peso.

Velocidad de maniobra
Velocidad a la que una deflexión completa de los mandos hace entrar el ala en pérdida antes de la carga límite.

Resistencia parásita
Resistencia que no se debe a la sustentación.

Tasa de ascenso
Velocidad vertical en ascenso.

Techo de servicio
Altitud en la que la máxima velocidad de ascenso es 0.5 m/s.

Potencia específica sobrante
Potencia sobrante por unidad de peso.

Consumo específico de combustible
Combustible usado por unidad de empuje o de potencia y por unidad de tiempo.

Velocidad de pérdida

Menor velocidad de vuelo estacionario, con C_Lmax.

Atmósfera estándar
Modelo de referencia de temperatura, presión y densidad con la altitud.

Combustible sostenible de aviación
Combustible de aviación fabricado a partir de biomasa y residuos.

Diagrama V-n
Factor de carga permitido frente a la velocidad.

Carga alar
Peso dividido entre la superficie alar.

Rúbrica de autoevaluación

No se otorga nota ni crédito. Úsala para valorar con honestidad dónde estás en cada unidad.

Nivel	Cómo se ve
4 · Dominio	Parte de la atmósfera y del equilibrio de fuerzas, elige la velocidad correcta (V_md, V_mp, V_x, V_y, V_s), no confunde peso y masa, y explica qué palanca de diseño cambia la respuesta.
3 · Competente	Resuelve los ejercicios con algún error ocasional de unidades.
2 · En desarrollo	Sigue los ejemplos resueltos pero confunde las velocidades de alcance y de autonomía u olvida la densidad.
1 · Inicial	Mete números en fórmulas sin diagrama; necesita repasar la unidad.

Ponderación sugerida si quieres una nota

Parte	Peso
Problemas de práctica	20%
Prácticas	25%
Serie de práctica de mitad de curso	25%
Serie de práctica final	30%

Apunta al nivel 3 o superior en cada unidad antes de pasar al siguiente curso.

Cursos relacionados

- Mecánica de fluidos ENGR 330

- Estructuras aeroespaciales AERO 330
- Aerodinámica I AERO 310
- Todos los cursos