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 propulsión de último año para ingenieros aeroespaciales. Se basa en los temas y la profundidad de MIT 16.50 Introduction to Propulsion Systems y MIT 16.512 Rocket Propulsion (gratuitos en MIT OpenCourseWare), y usa la Beginner's Guide to Propulsion gratuita de NASA Glenn, que enlazamos cuando ayuda. 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 (motores RS-25 de la NASA, investigación de la NASA sobre núcleos de motor y el trabajo del Departamento de Energía de EE. UU. sobre combustible sostenible de aviación), cada número de la página lo recalcula un script de verificación antes de publicarse y cada práctica tiene una simulación gratuita o una hoja de cálculo.
>
> 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

En la propulsión se decide el consumo y las emisiones de la aviación: cada punto de eficiencia del motor es combustible que no se quema, y los nuevos combustibles pueden reducir el carbono de lo que se quema.

Los cohetes llevan a órbita los satélites de observación de la Tierra, y motores más limpios y eficientes hacen ese acceso más sostenible. Cada unidad termina con una sección breve con fuentes. Los valores que no provienen de una fuente se indican como valores de ejemplo o de libro.

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 410).
- 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

- Termodinámica: primera y segunda leyes, gases ideales y ciclos.
- Mecánica de fluidos: volúmenes de control, nociones de flujo compresible.
- Aerodinámica I y Actuaciones de aeronaves: resistencia, empuje requerido y alcance.
- Mecánica orbital: la ecuación del cohete y Δv.

Cómo estudiar

- Dibuja un volumen de control alrededor del motor y marca entradas y salidas antes de escribir cualquier ecuación.
- Mantén las temperaturas en kelvin y usa valores de remanso (totales) donde el flujo es rápido.
- Separa la eficiencia térmica (calor a energía cinética) de la eficiencia propulsiva (energía cinética a potencia útil de empuje).
- Compara cada respuesta con el orden de magnitud de un motor real.
- Controla las unidades: empuje en newtons, gasto másico en kg/s, impulso específico en segundos.
- Haz cada ejercicio en papel antes de abrir la respuesta, y repite los cuestionarios unos días después.

Qué necesitas

- Un ordenador o tableta para las simulaciones gratuitas PhET Gas Properties y Energy Skate Park.
- Software de hoja de cálculo (sirve cualquiera gratuito), o Python.

- Las páginas de la Beginner's Guide to Propulsion de NASA Glenn en un navegador web.
- Una calculadora.

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	Empuje, cantidad de movimiento y eficiencia propulsiva	Empuje y eficiencia propulsiva; Práctica A	NASA Glenn
2	El ciclo Brayton y la eficiencia térmica	Ciclo Brayton; Práctica B	NASA Glenn
3	Flujo compresible: tomas de aire y toberas	Propiedades de remanso y bloqueo sónico	MIT 16.50
4	Flujo compresible: tomas de aire y toberas	Toberas y tomas de aire; Práctica C	MIT 16.50
5	Turborreactores: componentes y análisis del ciclo	Estaciones del turborreactor y balance de trabajo	MIT 16.50
6	Turborreactores: componentes y análisis del ciclo	Eficiencia de componentes y postcombustión	NASA Glenn
7	Turbofanes y turbohélices	Turbofanes; Práctica D; práctica para el parcial	NASA Glenn
8	Consumo de combustible, TSFC y emisiones	Consumo, TSFC y CO_2	NASA HyTEC
9	Fundamentos de cohetes e impulso específico	Empuje de cohetes e Isp	NASA Glenn
10	Fundamentos de cohetes e impulso específico	Caso de estudio del RS-25	NASA RS-25
11	Toberas de cohete, propulsantes y regulación de empuje	Toberas de cohete y regulación de empuje; Práctica E	MIT 16.512
12	La ecuación del cohete y la propulsión eléctrica	Ecuación del cohete y propulsión eléctrica	MIT 16.512
13	Propulsión sostenible: SAF, hidrógeno y vuelo eléctrico	SAF, hidrógeno y baterías; Práctica F	DOE SAF

Semana	Unidad	Temas	Lectura
14	Propulsión sostenible: SAF, hidrógeno y vuelo eléctrico	Aviones eléctricos y repaso	DOE SAF
15	Propulsión sostenible: SAF, hidrógeno y vuelo eléctrico	Repaso; práctica para el final	MIT 16.50

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

Empuje, cantidad de movimiento y eficiencia propulsiva

La ecuación del empuje por volumen de control, el empuje de presión, el empuje específico, la potencia de empuje, la potencia del chorro, la eficiencia propulsiva y por qué los chorros grandes y lentos son eficientes.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Deducir el empuje a partir del flujo de cantidad de movimiento.
- Calcular el empuje específico y la potencia de empuje.
- Calcular el rendimiento propulsivo.
- Explicar por qué un alto índice de derivación ahorra combustible.

Conceptos clave

- El empuje es el flujo neto de cantidad de movimiento que sale del motor más un término de presión: F = ṁ_eV_e − ṁ_0V_0 + (p_e − p_0)A_e.
- Para un motor que respira aire con poco gasto de combustible y tobera adaptada, F ≈ ṁ(V_e − V_0).
- El empuje específico F/ṁ (N·s/kg) indica cuánto empuje da cada kilogramo por segundo de aire.
- La eficiencia propulsiva η_p = 2/(1 + V_e/V_0) es la fracción de la potencia cinética del chorro que se convierte en potencia útil de empuje F·V_0.
- Acelerar mucho aire un poco (V_e cerca de V_0) es eficiente pero requiere un motor grande; ese es el compromiso del turbofán.

Ecuaciones clave

$$F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + (p_e - p_0) A_e$$

```
F= m_eV_e- m_0V_0+(p_e-p_0)A_e
```

Ecuación del empuje

$$F \approx \dot{m}(V_e - V_0)$$

Empuje simplificado

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$$

```
_p=(2)/(1+V_e/V_0)
```

Rendimiento propulsivo

$$P_{thrust} = FV_0$$

`P_thrust=FV_0`

Potencia de empuje

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 1.1 Un motor mueve 100 kg/s de aire de 250 m/s a 600 m/s (valores de ejemplo). Halla el empuje.

1. F = 100 × (600 − 250).

Respuesta: F = 35 kN.

Ejemplo 1.2 Halla su eficiencia propulsiva.

1. η_p = 2/(1 + 600/250).

Respuesta: η_p = 0.588.

Ejemplo 1.3 Comprueba esa eficiencia con las potencias.

1. Potencia de empuje = 35000 × 250 = 8.75 MW.
2. Potencia del chorro = ½ × 100 × (600² − 250²) = 14.875 MW.

Respuesta: 8.75/14.875 = 0.588.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Empuje específico de ese motor?

   350 N·s/kg.

2. ¿η_p si V_e = 300 m/s a V_0 = 250 m/s?

   0.909.

3. ¿Por qué los cazas usan chorros pequeños y rápidos?

Alto empuje específico a costa de la eficiencia.

4. ¿Cuándo importa el empuje de presión?

   Cuando la presión de salida de la tobera difiere de la ambiente, como en muchos cohetes.

Ideas erróneas comunes

Mito: Más velocidad de escape siempre significa más eficiencia.

En realidad: La eficiencia propulsiva baja al crecer V_e/V_0.

Mito: El empuje empuja contra el aire de atrás.

En realidad: Es la reacción a acelerar el flujo.

Mito: El empuje de presión siempre es cero.

En realidad: Solo con una tobera perfectamente adaptada.

Tarjetas de estudio

Empuje

Flujo neto de cantidad de movimiento + término de presión.

Empuje específico

$F/\dot{m}$.

η_p

$2/(1 + V_e/V_0)$.

Potencia de empuje

$F \cdot V_0$.

Potencia del chorro

$\frac{1}{2}\dot{m}(V_e^2 - V_0^2)$.

Tobera adaptada

$p_e = p_0$.

Cuestionario de autoevaluación

1. η_p = ...

$2/(1 + V_e/V_0)$

V_e/V_0

$1 - V_0/V_e$

FV_e

$2/(1 + V_e/V_0)$. Froude.

2. Unidades del empuje específico...

N·s/kg

N

kg/s

s

N·s/kg. $F/\dot{m}$.

3. Los motores eficientes mueven...

mucho aire despacio

poco aire rápido

nada de aire

solo combustible

mucho aire despacio. Low V_e/V_0.

4. La potencia de empuje es...

FV_0

FV_e

$\dot{m}V_e^2$

$F/\dot{m}$

FV_0. Potencia útil.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La guía de NASA Glenn explica que la mayoría de los aviones comerciales modernos usan turbofanes por su alto empuje y buena eficiencia de combustible, y que los turbofanes de alto índice de derivación son casi tan eficientes como los turbohélices.

Esa eficiencia sale directamente de la ecuación de esta unidad: mover más aire a una velocidad más cercana a la de vuelo aumenta la eficiencia propulsiva, lo que significa menos combustible quemado y menos CO_2 para el mismo viaje.

En Saving Planets: Actuaciones de aeronaves · Soluciones

Fuentes: NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases gratuitas del MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explicación gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

El ciclo Brayton y la eficiencia térmica

El ciclo Brayton ideal, la compresión y expansión isentrópicas, la eficiencia térmica frente a la relación de presiones, el trabajo del compresor y la turbina, las eficiencias de los componentes y la eficiencia global.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular la eficiencia Brayton ideal a partir de la relación de presiones.
- Hallar las temperaturas tras una compresión isentrópica.
- Calcular el trabajo del compresor.
- Combinar eficiencia térmica y propulsiva.

Conceptos clave

- Una turbina de gas sigue el ciclo Brayton: compresión isentrópica, aporte de calor a presión constante, expansión isentrópica y rechazo de calor.
- La eficiencia térmica ideal solo depende de la relación de presiones: η_th = 1 − π^(−(γ−1)/γ).
- La compresión isentrópica eleva la temperatura según T_2/T_1 = π^((γ−1)/γ).
- El trabajo del compresor por kg es c_p(T_2 − T_1); la turbina debe suministrarlo antes de que quede algo para el chorro.
- Eficiencia global η_0 = η_th × η_p: del calor a la potencia útil de empuje.

Ecuaciones clave

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma}$$

`_th=1-π^-(γ-1)/γ`

Eficiencia Brayton ideal

$$\frac{T_2}{T_1} = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

`(T_2)/(T_1)=π^(γ-1)/γ`

Compresión isentrópica

$$w_c = c_p(T_2 - T_1)$$

`w_c=c_p(T_2-T_1)`

Trabajo del compresor

$$\eta_0 = \eta_{th}\eta_p$$

_0=_th_p

Eficiencia global

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 2.1 Halla la eficiencia Brayton ideal para relaciones de presiones de 10 y 30 (γ = 1.4).

1. 1 − 10^(−0.2857); 1 − 30^(−0.2857).

Respuesta: 48.2% y 62.2%.

Ejemplo 2.2 Aire a 288 K se comprime con una relación de 30. Halla T_2.

1. T_2 = 288 × 30^0.2857 = 288 × 2.643.

Respuesta: T_2 = 761 K.

Ejemplo 2.3 Halla el trabajo del compresor por kg.

1. 1005 × (761 − 288).

Respuesta: w_c = 475 kJ/kg.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Eficiencia con π = 20?

   57.5%.

2. ¿Eficiencia con π = 40?

   65.1%.

3. ¿Eficiencia global para η_th = 0.5 y η_p = 0.8?

   0.40.

4. ¿Por qué no aumentar π indefinidamente?

La salida del compresor se vuelve demasiado caliente y pesada; la turbina limita.

Ideas erróneas comunes

Mito: La eficiencia Brayton depende de la temperatura máxima.

En realidad: La eficiencia ideal solo depende de π.

Mito: Todo el trabajo del compresor se pierde.

En realidad: La turbina lo recupera del gas caliente.

Mito: La eficiencia térmica lo es todo.

En realidad: Multiplica por la eficiencia propulsiva.

Tarjetas de estudio

Ciclo Brayton

Comprimir, quemar, expandir.

Relación de presiones π

p_2/p_1.

η_th

1 − π^(−0.2857).

Trabajo del compresor

c_pΔT.

Eficiencia global

η_th η_p.

Isentrópico

Reversible y adiabático.

Cuestionario de autoevaluación

1. La η Brayton ideal depende de...

un cociente de presiones

el combustible

el tamaño

solo la altitud

un cociente de presiones. Fórmula.

2. El calor se aporta a...

presión constante

volumen constante

T constante

presión cero

presión constante. Cámara de combustión.

3. η_0 = ...

η_th × η_p

η_th + η_p

η_p/η_th

1

η_th × η_p. Cadena.

4. Comprimir aire...

lo calienta

lo enfría

nada

lo licúa

lo calienta. Isentrópico.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El proyecto Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) de la NASA trabajó con la industria para desarrollar tecnologías de núcleo pequeño que permiten reducir el consumo, extraer más potencia

eléctrica para los sistemas del avión y mejorar la compatibilidad con combustibles sostenibles de aviación. La NASA indica que el proyecto ha concluido.

Núcleos más pequeños, calientes y de mayor presión son la fórmula de eficiencia de esta unidad hecha hardware: aumentar la relación de presiones aumenta la eficiencia térmica, y cada punto porcentual ahorra combustible en cada vuelo.

En Saving Planets: Termodinámica · Soluciones

Fuentes: NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explicación gratuita de la NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): El calentamiento por compresión de forma interactiva.

☐ **Terminé esta unidad**

Flujo compresible: tomas de aire y toberas

Temperatura y presión de remanso, relaciones isentrópicas con el número de Mach, flujo bloqueado, relaciones área–Mach, toberas convergentes y convergentes-divergentes, y recuperación de presión en la toma.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar las relaciones entre valores de remanso y estáticos.
- Hallar las condiciones críticas (sónicas).
- Usar la relación área–Mach.
- Calcular la velocidad ideal de salida de una tobera.

Conceptos clave

- Temperatura de remanso $T_0 = T(1 + (\gamma - 1)M^2/2)$; la presión de remanso se obtiene con el exponente isentrópico $\gamma/(\gamma - 1)$.
- En la garganta de una tobera bloqueada M = 1, con $T^*/T_0 = 0.833$ y $p^*/p_0 = 0.528$ para el aire.
- El flujo subsónico se acelera en un conducto convergente; el supersónico, en uno divergente. A/A* da el área necesaria para cada número de Mach.
- Velocidad ideal de salida: V_e = √(2c_pT_0(1 − (p_e/p_0)^((γ−1)/γ))).
- Las tomas frenan el aire a velocidad subsónica para el compresor; las pérdidas de presión de remanso reducen empuje y eficiencia.

Ecuaciones clave

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2$$

`(T_0)/(T)=1+(γ-1)/(2)M^2`

Temperatura de remanso

$$\frac{p_0}{p} = \left(\frac{T_0}{T}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

`(p_0)/(p)=((T_0)/(T))^γ/(γ-1)`

Presión de remanso

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

`(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^(γ+1)/(2(γ-1))`

Relación área–Mach

$$V_e = \sqrt{2c_pT_0\left[1-(p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

`V_e=2c_pT_0[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]`

Velocidad ideal de salida

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 3.1 Halla T_0/T y p_0/p a Mach 0.8.

1. $T_0/T = 1 + 0.2 \times 0.64$.
2. $p_0/p = 1.128^{3.5}$.

Respuesta: $T_0/T = 1.128$; $p_0/p = 1.524$.

Ejemplo 3.2 Halla A/A* para Mach 2.

1. Relación área–Mach con γ = 1.4.

Respuesta: A/A* = 1.6875.

Ejemplo 3.3 Un gas a $T_0 = 1000$ K se expande hasta la mitad de su presión de remanso (valores de ejemplo). Halla V_e.

1. $V_e = \sqrt{(2 \times 1005 \times 1000 \times (1 - 0.5^{0.2857}))}$.

Respuesta: V_e = 601 m/s.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Relación de presión crítica para el aire?

   $p^*/p_0 = 0.528$.

2. T^*/T_0?

0.833.

3. ¿A/A* a Mach 1.5?

   1.176.

4. ¿A/A* a Mach 3?

   4.235.

Ideas erróneas comunes

Mito: Las toberas siempre son convergentes.

En realidad: Las salidas supersónicas necesitan una parte divergente.

Mito: Los valores estáticos y de remanso son iguales.

En realidad: Difieren a alta velocidad.

Mito: El bloqueo detiene todo el flujo.

En realidad: Limita el gasto másico para unas condiciones aguas arriba dadas.

Tarjetas de estudio

Temperatura de remanso

$T(1 + 0.2M^2)$ para el aire.

Bloqueado

$M = 1$ en la garganta.

A/A*

Área para un número de Mach.

p^*/p_0

0.528.

Convergente–divergente

Para salidas supersónicas.

Recuperación de presión

p_0 conservada en la toma.

Cuestionario de autoevaluación

1. En una garganta bloqueada M = ...

1

0

2

0.5

1. Sónico.

2. El flujo supersónico se acelera en un…

conducto divergente

conducto convergente

conducto de sección constante

ninguna

conducto divergente. Área–Mach.

3. p^*/p_0 para el aire…

0.528

0.833

1

0.1

0.528. $\gamma = 1.4$.

4. T_0/T a M = 0.8…

1.128

1.8

1

0.8

1.128. Fórmula.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La página del RS-25 de la NASA indica que durante Artemis I el empuje del motor y las válvulas de control de la relación de mezcla estuvieron dentro del 0.5 por ciento de los valores previstos antes del vuelo, y las presiones y temperaturas internas dentro del dos por ciento.

Predicciones tan precisas salen de las relaciones de flujo isentrópico de esta unidad, refinadas con datos de ensayo: acertar las condiciones de tobera y cámara es lo que hace que un motor rinda como se diseñó.

En Saving Planets: Mecánica de fluidos · Artemis II

Fuentes: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases gratuitas del MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): Explicación gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

Turborreactores: componentes y análisis del ciclo

Toma, compresor, cámara de combustión, turbina y tobera; balance de trabajo entre compresor y turbina; límites de temperatura de entrada a turbina; postcombustores; y eficiencias reales de los componentes.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Seguir las estaciones a lo largo de un turborreactor.
- Equilibrar el trabajo del compresor y de la turbina.
- Explicar los límites de temperatura de la turbina.
- Describir cómo la postcombustión cambia combustible por empuje.

Conceptos clave

- Estaciones: corriente libre, toma, salida del compresor, salida de la cámara (entrada a turbina), salida de turbina y salida de tobera.
- La turbina mueve el compresor en un eje común: c_p(T$_4$ − T$_5$) = c_p(T$_3$ − T$_2$) para flujo ideal con c_p igual.
- Una mayor temperatura de entrada a turbina da más empuje específico y eficiencia, limitada por los materiales de los álabes y la refrigeración.
- Los compresores y turbinas reales tienen eficiencias isentrópicas menores que 1, así que se necesita más trabajo y se recupera menos.
- Los postcombustores añaden combustible tras la turbina para obtener empuje extra a un gran coste de combustible.

Ecuaciones clave

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

T_4-T_5=T_3-T_2

Balance de trabajo en el eje

$$\eta_c = \frac{T_{3s} - T_2}{T_3 - T_2}$$

_c=_3s-T_2T_3-T_2

Eficiencia del compresor

$$\eta_t = \frac{T_4 - T_5}{T_4 - T_{5s}}$$

`_t=_4-T_5T_4-T_5s`

Eficiencia de la turbina

$$F = \dot{m}(V_e - V_0)$$

`F= m(V_e-V_0)`

Empuje

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 4.1 Con un compresor de 475 kJ/kg (unidad 2) y entrada a turbina a 1600 K (valor de ejemplo), halla la temperatura de salida de la turbina.

1. ΔT = 475,440/1005 = 473 K.

Respuesta: T_5 = 1127 K.

Ejemplo 4.2 ¿Cuánto trabajo necesita un compresor real con η_c = 0.85 para la misma relación de presiones?

1. 475/0.85.

Respuesta: 559 kJ/kg.

Ejemplo 4.3 Halla el empuje de un turborreactor que mueve 100 kg/s de 250 a 450 m/s.

1. 100 × 200.

Respuesta: 20 kN.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Aumento de temperatura de ese compresor real?

   559,341/1005 = 557 K.

2. ¿Por qué refrigerar los álabes de turbina?

   El gas está más caliente de lo que el metal puede soportar.

3. ¿Qué aumenta un postcombustor?

   V_e y el empuje.

4. ¿Qué reduce?

   La eficiencia propulsiva y el alcance.

Ideas erróneas comunes

Mito: La turbina produce el empuje.
En realidad: Sobre todo mueve el compresor; la tobera produce el empuje.

Mito: Siempre se puede ir más caliente.
En realidad: Los materiales limitan T_4.

Mito: Los postcombustores son eficientes.
En realidad: Queman combustible a baja presión.

Tarjetas de estudio

Turborreactor

Compresor–cámara–turbina–tobera.

T_4

Temperatura de entrada a turbina.

Balance de trabajo

Turbina = compresor.

η_c

ΔT ideal/real.

Postcombustor

Quemar tras la turbina.

Números de estación

0 corriente libre a 9 salida de tobera.

Cuestionario de autoevaluación

1. El trabajo de la turbina es igual a...

el trabajo del compresor

el empuje

la energía del combustible

cero

el trabajo del compresor. Eje común.

2. T_4 está limitada por...

materiales

el Mach

el color del combustible

la altitud

materiales. Los álabes.

3. η_c < 1 significa...

se necesita más trabajo

menos trabajo

ningún cambio

trabajo gratis

se necesita más trabajo. Pérdidas.

4. Los postcombustores aumentan...

el empuje

la eficiencia

el rango

la derivación

el empuje. Calor extra.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La guía de NASA Glenn señala que los turbofanes de bajo índice de derivación siguen siendo más eficientes que los turborreactores básicos, y que muchos cazas modernos usan turbofanes de baja derivación con postcombustión para crucero eficiente con alto empuje cuando hace falta.

El turborreactor puro sobrevive sobre todo como modelo didáctico: su sencillo balance de trabajo muestra por qué los motores posteriores añadieron un fan para reducir el consumo.

En Saving Planets: Aerodinámica I · Termodinámica

Fuentes: NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases gratuitas del MIT.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explicación gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

Turbofanes y turbohélices

Índice de derivación, flujos primario y del fan, ecuación del empuje del turbofán, eficiencia propulsiva del flujo del fan, turbohélices y rotores abiertos, y el compromiso entre tamaño y peso.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Aplicar la ecuación del empuje del turbofán.
- Calcular el índice de derivación y el flujo total.
- Comparar el empuje de turbofán y turborreactor con el mismo núcleo.
- Explicar los límites de una derivación muy alta.

Conceptos clave

- Índice de derivación bpr = ṁ_fan/ṁ_core; flujo total $\dot{m}_0$ = ṁ_fan + ṁ_core.
- Empuje del turbofán según NASA Glenn: F = (ṁV)_e + bpr·ṁ_c·V_f − $\dot{m}_0 V_0$.
- El fan acelera un poco mucho aire, así que su flujo tiene alta eficiencia propulsiva.
- Los turbohélices y rotores abiertos llevan la derivación aún más alto, eficientes a velocidades menores.
- Fanes más grandes añaden peso, resistencia y ruido y requieren velocidades de fan más lentas, a menudo con caja reductora.

Ecuaciones clave

$$bpr = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_c}$$

```
bpr=( m_f)/( m_c)
```

Índice de derivación

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_f + \dot{m}_c$$

```
m_0= m_f+ m_c
```

Flujo total

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\, \dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

```
F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0
```

Empuje del turbofán

$$\eta_{p,f} = \frac{2}{1 + V_f/V_0}$$

`_p,f=(2)/(1+V_f/V_0)`

Eficiencia del flujo del fan

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 5.1 Un turbofán tiene flujo primario de 100 kg/s y bpr = 10, con V_e = 450 m/s, V_f = 300 m/s y V_0 = 250 m/s (valores de ejemplo). Halla el flujo total y el empuje.

1. $\dot{m}_0$ = 100 + 1000 = 1100 kg/s.
2. F = 100 × 450 + 1000 × 300 − 1100 × 250.

Respuesta: F = 70 kN.

Ejemplo 5.2 Compara con un turborreactor con el mismo flujo primario y velocidad de salida.

1. F = 100 × (450 − 250).

Respuesta: 20 kN: el fan multiplica el empuje por 3.5.

Ejemplo 5.3 Halla la eficiencia propulsiva del flujo del fan.

1. 2/(1 + 300/250).

Respuesta: η_p = 0.909.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿η_p del flujo primario (450 a 250 m/s)?

   0.714.

2. ¿Relación de empuje turbofán/turborreactor?

   3.5.

3. ¿Por qué poner reductora al fan?

Para que el fan gire más lento que la turbina de baja presión.

4. ¿Por qué se usan hélices en aviones lentos?

   Son eficientes a baja velocidad; las puntas se vuelven supersónicas a alta velocidad.

Ideas erróneas comunes

Mito: El fan produce poco empuje.

En realidad: En motores de alta derivación produce la mayor parte.

Mito: Más derivación siempre es mejor.

En realidad: El peso y la resistencia crecen con el tamaño del fan.

Mito: Los turbofanes queman más combustible que los turborreactores.

En realidad: Queman menos para el mismo empuje.

Tarjetas de estudio

Índice de derivación

Flujo del fan/flujo primario.

Empuje del turbofán

Primario + fan − cantidad de movimiento de entrada.

Flujo del fan

η_p alta.

Turbohélice

Derivación muy alta mediante una hélice.

Fan con reductora

Fan más lento, turbina más rápida.

Rotor abierto

Fan sin carenar.

Cuestionario de autoevaluación

1. bpr = ...

ṁ_f/ṁ_c

ṁ_c/ṁ_f

V_f/V_e

F/ṁ

ṁ_f/ṁ_c. Definición.

2. Los fanes de alta derivación...

mueven mucho aire despacio

son supersónicos

no añaden empuje

queman combustible

mueven mucho aire despacio. Eficiencia.

3. Los turbohélices son adecuados para...

bajas velocidades

Mach 2

cohetes

el espacio

bajas velocidades. Límites de la hélice.

4. Mismo núcleo, añade un fan: el empuje...

sube

baja

igual

cero

sube. Más aire.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

NASA Glenn explica que, como el flujo de combustible del núcleo cambia poco al añadir un fan, un turbofán genera más empuje con casi el mismo combustible, por eso es muy eficiente.

El ejemplo de esta unidad muestra el efecto: el mismo núcleo de 100 kg/s da 20 kN como turborreactor y 70 kN con un fan de índice de derivación 10, con casi el mismo flujo de combustible del núcleo.

En Saving Planets: Actuaciones de aeronaves · Soluciones

Fuentes: NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): Explicación gratuita de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases gratuitas del MIT.

☐ **Terminé esta unidad**

Consumo de combustible, TSFC y emisiones

Poder calorífico del combustible, eficiencia global, consumo específico de combustible por empuje, CO_2 de quemar combustible de aviación, y cómo la eficiencia del motor se relaciona con el alcance y el impacto climático.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular la eficiencia global a partir del gasto de combustible.
- Calcular el TSFC.
- Estimar las emisiones de CO_2 a partir del consumo.
- Relacionar el TSFC con el alcance.

Conceptos clave

- La potencia del combustible es ṁ_f × LHV; el poder calorífico inferior del combustible de aviación es de unos 43 MJ/kg (valor de libro).
- Eficiencia global $\eta_0 = F \cdot V_0 / (\dot{m}_f \cdot LHV)$.
- Consumo específico TSFC = ṁ_f/F; cuanto menor, mejor.
- Quemar 1 kg de combustible de aviación produce unos 3.16 kg de CO_2 (valor de libro), porque el carbono toma oxígeno del aire.
- En la ecuación de Breguet, el alcance crece con η_0 × LHV, así que un mejor motor vuela más lejos o quema menos combustible.

Ecuaciones clave

$$\eta_0 = \frac{F V_0}{\dot{m}_f \, LHV}$$

```
_0=(FV_0)/( m_f LHV)
```

Eficiencia global

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F}$$

```
TSFC=( m_f)/(F)
```

TSFC

$$\dot{m}_{CO_2} = 3.16 \, \dot{m}_f$$

```
m_CO_2=3.16 m_f
```

Tasa de CO_2 (libro)

$$R = \frac{\eta_0 LHV}{g} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_f}$$

R=(_0 LHV)/(g)L/D(W_i)/(W_f)

Alcance de Breguet

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 6.1 El turbofán de la unidad 5 (70 kN a 250 m/s) quema 1.2 kg/s de combustible con LHV de 43 MJ/kg (valores de ejemplo). Halla η_0.

1. η_0 = 70,000 × 250/(1.2 × 43 × 10^6).

Respuesta: η_0 = 0.339.

Ejemplo 6.2 Halla su TSFC.

1. 1.2/70,000 kg/(N·s).

Respuesta: TSFC = 17.14 mg/(N·s).

Ejemplo 6.3 Halla el CO_2 por hora.

1. Combustible = 1.2 × 3600 = 4320 kg.
2. CO_2 = 4320 × 3.16.

Respuesta: 13651 kg de CO_2 por hora.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Tasa de CO_2 por segundo?

   3.792 kg/s.

2. ¿Eficiencia térmica si η_0 = 0.339 y η_p = 0.8?

   0.424.

3. ¿Combustible ahorrado por hora con un TSFC un 10% menor al mismo empuje?

   432 kg.

4. ¿Reducir el combustible reduce el CO_2 en proporción?

   Sí, para el mismo combustible.

Ideas erróneas comunes

Mito: El combustible pesa más que su CO_2.
En realidad: El CO_2 es unas 3.16 veces la masa de combustible.

Mito: Un TSFC más alto es mejor.
En realidad: Más bajo es mejor.

Mito: La eficiencia solo afecta al coste.
En realidad: También reduce las emisiones.

Tarjetas de estudio

LHV

Energía del combustible por kg.

η_0

$FV_0/(\dot{m}_f \text{ LHV})$.

TSFC

Combustible por empuje.

Factor de CO_2

≈3.16 (libro).

Breguet

Ecuación del alcance.

Potencia del combustible

$\dot{m}_f \times$ LHV.

Cuestionario de autoevaluación

1. TSFC = ...

$\dot{m}_f/F$

$F/\dot{m}_f$

FV_0

LHV/F

$\dot{m}_f/F$. Definición.

2. CO_2 por kg de combustible de aviación (libro)...

≈3.16 kg

1 kg

0.3 kg

10 kg

≈3.16 kg. Química.

3. El alcance crece con...

η_0 × LHV

TSFC

el peso

la resistencia

η_0 × LHV. Breguet.

4. Ejemplo de η_0...

0.339

0.9

0.05

1.2

0.339. Resuelto.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El proyecto HyTEC de la NASA buscaba tecnologías de núcleo pequeño para reducir el consumo y mejorar la compatibilidad con combustibles sostenibles de aviación.

Las cifras de esta unidad muestran por qué importa: un solo motor grande en crucero en nuestro ejemplo emite unas 13.7 toneladas de CO_2 por hora, así que incluso pequeñas mejoras de TSFC se suman en toda una flota.

En Saving Planets: Soluciones · Observación de la Tierra

Fuentes: NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases gratuitas del MIT.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): Página del proyecto de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

Fundamentos de cohetes e impulso específico

Empuje de cohetes, velocidad de escape equivalente, impulso específico, impulso total, gasto másico y cifras reales del motor RS-25 de la NASA.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar F = ṁV_eq.
- Convertir entre Isp y velocidad de escape.
- Calcular el impulso total.
- Trabajar con datos de empuje del RS-25.

Conceptos clave

- Un cohete lleva todo su propulsante, así que el empuje es F = ṁV_e + (p_e − p_0)A_e = ṁV_eq.
- NASA Glenn define el impulso específico Isp = F/(ṁg_0), en segundos; V_eq = Isp × g_0.
- El impulso total I = F × Δt mide lo que entrega un motor en conjunto.
- Un Isp mayor significa menos propulsante para el mismo impulso.
- El empuje suele expresarse como porcentaje de un nivel nominal, como en el RS-25.

Ecuaciones clave

$$F = \dot{m} V_{eq}$$

`F= mV_eq`

Empuje del cohete

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_0}$$

`I_sp=(F)/( m g_0)`

Impulso específico

$$V_{eq} = I_{sp} g_0$$

`V_eq=I_spg_0`

Velocidad equivalente

$$I = F \Delta t$$

$I = F\Delta t$

Impulso total

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 7.1 La NASA dice que los RS-25 del transbordador funcionaban al 104.5% del empuje nominal, unas 491000 lbf. Convierte a newtons y halla el empuje al 100%.

1. 491,000 × 4.448 N.
2. 491,000/1.045.

Respuesta: 2.184 MN; unas 469856 lbf.

Ejemplo 7.2 Con un Isp en vacío de libro de 452 s, halla V_eq.

1. 452 × 9.80665.

Respuesta: V_eq = 4433 m/s.

Ejemplo 7.3 Halla el gasto de propulsante a 2.184 MN.

1. $\dot{m} = 2.184 \times 10^6/4433$.

Respuesta: $\dot{m}$ = 492.7 kg/s (basado en el libro).

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Cuatro motores a 491000 lbf?

   1.964 millones de lbf.

2. ¿Cuatro al 109% del nominal?

   Unos 2.049 millones de lbf.

3. ¿Impulso total de un motor de 1000 N durante 20 s?

   20,000 N·s.

4. ¿V_eq para un Isp de 300 s?

2942 m/s.

Ideas erróneas comunes

Mito: El Isp es un tiempo de funcionamiento del motor.

En realidad: Es empuje por flujo en peso de propulsante.

Mito: Los cohetes necesitan aire en el que apoyarse.

En realidad: Funcionan mejor en el vacío.

Mito: Un empuje por encima del 100 por ciento es imposible.

En realidad: Es relativo a un nivel nominal histórico.

Tarjetas de estudio

Isp

F/(ṁg_0), en segundos.

V_eq

Isp × g_0.

Impulso total

F × Δt.

RS-25

Motor de la etapa central del SLS.

Empuje nominal

Nivel de referencia del 100%.

g_0

9.80665 m/s².

Cuestionario de autoevaluación

1. Isp = ...

F/(ṁg_0)

ṁ/F

Fg_0

V/F

F/(ṁg_0). Glenn.

2. V_eq para un Isp de 452 s...

4433 m/s

452 m/s

9.8 km/s

300 m/s

4433 m/s. Multiplica.

3. Unidades del impulso total...

N·s

N

s

kg

N·s. F × t.

4. Nivel del RS-25 en el transbordador...

104.5%

50%

200%

10%

104.5%. NASA.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La página del RS-25 de la NASA informa que estos motores volaron en 135 misiones del transbordador espacial, con más de 3000 encendidos y más de 1 millón de segundos de encendido

total en tierra y en vuelo; el cohete SLS Block 1 usa cuatro RS-25 y dos propulsores sólidos para enviar 27 toneladas a la Luna.

La misma página señala que durante Artemis I en noviembre de 2022 los motores produjeron más de 2 millones de libras de empuje en vacío. Reutilizar motores probados es una de las formas en que la NASA desarrolla su capacidad de observación de la Tierra y de exploración.

En Saving Planets: Artemis II · Mecánica orbital

Fuentes: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/) · NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explicación gratuita de la NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Curso gratuito del MIT sobre cohetes.

☐ **Terminé esta unidad**

Toberas de cohete, propulsantes y regulación de empuje

Condiciones en la cámara, expansión en la tobera, velocidad de salida a partir de las relaciones isentrópicas, relación de expansión y altitud, elección de propulsantes y regulación de empuje.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular la velocidad ideal de escape de un cohete.
- Explicar la sobreexpansión y la subexpansión.
- Comparar propiedades de los propulsantes.
- Relacionar los ajustes de regulación con el empuje.

Conceptos clave

- Velocidad ideal de salida: V_e = √(2γRT$_0$/(γ − 1) × (1 − (p_e/p$_0$)^((γ−1)/γ))), con R la constante del gas por kg de gases de escape.
- Gases calientes y ligeros (T$_0$/M alto) dan un V_e alto: los motores de hidrógeno–oxígeno lideran el Isp químico.
- Mayores relaciones de expansión bajan p_e y suben V_e, pero una tobera dimensionada para el vacío se sobreexpande al nivel del mar.
- El coeficiente de empuje y la presión de cámara relacionan el tamaño de la tobera con el empuje.
- La regulación varía el gasto de propulsante y la presión de cámara; la NASA expresa los niveles de potencia del RS-25 como porcentaje del empuje nominal.

Ecuaciones clave

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

```
V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]
```

Velocidad ideal de salida de un cohete

$$I_{sp} = V_e / g_0$$

```
I_sp=V_e/g_0
```

Isp (adaptada)

$$F = \dot{m} V_e + (p_e - p_a) A_e$$

```
F= mV_e+(p_e-p_a)A_e
```

Empuje con término de presión

$$F_{\%} = \frac{F}{F_{100}}$$

F_\%=_100

Nivel de potencia

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 8.1 Gases con γ = 1.2, masa molar de 13 g/mol y T_0 = 3500 K (valores de ejemplo) se expanden hasta p_e/p_0 = 0.001. Halla V_e e Isp.

1. V_e = √(12 × 8.314 × 3500/0.013 × (1 − 0.001^0.1667)).

Respuesta: V_e = 4286 m/s; Isp = 437 s.

Ejemplo 8.2 Repite para p_e/p_0 = 0.01.

1. Menor expansión.

Respuesta: V_e = 3794 m/s.

Ejemplo 8.3 La NASA dice que los nuevos RS-25 funcionan al 111% y se probaron hasta el 113%. Halla el 113% en lbf a partir de 469856 lbf nominales.

1. 469,856 × 1.13.

Respuesta: 530937 lbf.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿111% del nominal?

   Unas 521540 lbf (NASA: unas 522000).

2. ¿Isp con p_e/p_0 = 0.01?

   387 s.

3. ¿Por qué importa T_0/M?

   V_e escala con $\sqrt{(T_0/M)}$.

4. ¿Qué le pasa a una tobera de vacío al nivel del mar?

   Sobreexpansión; menor empuje y riesgo de desprendimiento del flujo.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los gases de escape más pesados son mejores.

En realidad: Los más ligeros dan mayor V_e.

Mito: Las toberas más grandes siempre ayudan.

En realidad: No al nivel del mar.

Mito: La regulación solo cambia el gasto.

En realidad: La presión de cámara también cambia.

Tarjetas de estudio

Relación de expansión

A_e/A*.

Sobreexpandida

p_e < p_a.

Subexpandida

p_e > p_a.

Masa molar

Gases más ligeros, chorro más rápido.

Nivel de potencia

Porcentaje del empuje nominal.

Presión de cámara

Fija el empuje para un tamaño de tobera.

Cuestionario de autoevaluación

1. V_e escala con...

$\sqrt{(T_0/M)}$

M

T_0^2

$1/T_0$

$\sqrt{(T_0/M)}$. Fórmula.

2. El mayor Isp químico...

H_2/O_2

la pólvora

el agua

solo el queroseno

H_2/O_2. Gases ligeros.

3. Un p_e/p_0 menor da...

mayor V_e

menor V_e

igual

cero

mayor V_e. Más expansión.

4. Las pruebas del RS-25 alcanzaron...

113%

50%

150%

200%

113%. NASA.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA informa que los RS-25 volaron al 104.5% en el transbordador y se probaron al 111%; el SLS usa el 109% en sus primeros cuatro vuelos, los nuevos motores de producción funcionan al 111% y las pruebas han llegado al 113%. L3Harris está construyendo 24 motores nuevos con métodos modernos como la fusión selectiva por láser.

Cada punto porcentual de empuje adicional sale de la física de cámara y tobera de esta unidad, y permite que el mismo motor ponga más masa en órbita.

En Saving Planets: Artemis II · GOES-19

Fuentes: NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Curso gratuito del MIT sobre cohetes.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): Explicación gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

La ecuación del cohete y la propulsión eléctrica

La ecuación de Tsiolkovski, la relación de masas, las etapas, los propulsores eléctricos, el empuje limitado por potencia y el compromiso entre Isp y empuje.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar la ecuación del cohete.
- Comparar el Δv químico y eléctrico con el mismo propulsante.
- Calcular el empuje limitado por potencia.
- Explicar por qué los propulsores eléctricos dan poco empuje.

Conceptos clave

- Tsiolkovski: Δv = V_e ln(m₀/m_f).
- Las etapas desechan masa vacía para que las siguientes tengan mejores relaciones de masas.
- Los propulsores eléctricos (iónicos, Hall) alcanzan Isp muy altos pero están limitados por la potencia.
- Potencia del chorro ½ṁV_e² = ηP, así que el empuje F = 2ηP/V_e: mayor V_e significa menos empuje con la misma potencia.
- La propulsión eléctrica conviene a misiones largas y pacientes; los cohetes químicos al lanzamiento y a maniobras rápidas.

Ecuaciones clave

$$\Delta v = V_e \ln \frac{m_0}{m_f}$$

`Δ v=V_e(m_0)/(m_f)`

Ecuación del cohete

$$F = \frac{2\eta P}{V_e}$$

`F=(2 P)/(V_e)`

Empuje limitado por potencia

$$V_e = I_{sp} g_0$$

`V_e=I_spg_0`

Velocidad de escape

$$\frac{m_0}{m_f} = e^{\Delta v / V_e}$$

`(m_0)/(m_f)=e^Δ v/V_e`

Relación de masa

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 9.1 Un propulsor Hall tiene Isp de 1800 s (valor de ejemplo). Halla V_e.

1. 1800 × 9.80665.

Respuesta: V_e = 17,652 m/s.

Ejemplo 9.2 Con 4.5 kW y eficiencia de 0.5 (valores de ejemplo), halla el empuje.

1. F = 2 × 0.5 × 4500/17,652.

Respuesta: F = 0.255 N.

Ejemplo 9.3 Una nave de 1000 kg usa 100 kg de propulsante. Compara el Δv con este propulsor y con un motor químico de 300 s.

1. 17,652 ln(1000/900); 2942 ln(1000/900).

Respuesta: Unos 1860 m/s frente a 310 m/s.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Relación de masas para Δv = V_e?

   e = 2.718.

2. ¿Empuje si la potencia se duplica?

   0.51 N.

3. ¿Por qué no despegar con propulsores Hall?

   El empuje está muy por debajo del peso.

4. ¿Por qué usar etapas?

   Para desechar masa muerta.

Ideas erróneas comunes

Mito: Un Isp alto significa mucho empuje.

En realidad: La potencia limita el empuje.

Mito: El Δv es lineal en el propulsante.

En realidad: Es logarítmico.

Mito: Los motores eléctricos no necesitan propulsante.

En realidad: Igual expulsan masa.

Tarjetas de estudio

Ecuación del cohete

$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$.

Relación de masa

m_0/m_f.

Etapas

Desechar los tanques vacíos.

Propulsor Hall

Eléctrico, Isp alto.

Limitado por potencia

$F = 2\eta P/V_e$.

Δv

Presupuesto de cambio de velocidad.

Cuestionario de autoevaluación

1. Δv = ...

$V_e \ln(m_0/m_f)$

$V_e m_0$

F/m

Isp

$V_e \ln(m_0/m_f)$. Tsiolkovski.

2. F limitado por potencia = ...

$2\eta P/V_e$

PV_e

P/η

$\dot{m}g$

$2\eta P/V_e$. Energía.

3. V_e de un Hall a 1800 s...

17.65 km/s

1.8 km/s

300 m/s

100 km/s

17.65 km/s. Multiplica.

4. Las etapas ayudan al...

desechando masa vacía

añadir combustible

aumentando g

nada

desechando masa vacía. Relación de masas.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La misión DART de la NASA, una prueba de defensa planetaria, se lanzó el 24 de noviembre de 2021 en un Falcon 9 desde la Vandenberg Space Force Base e impactó la pequeña luna asteroidal Dimorphos, de unos 160 metros de diámetro, el 26 de septiembre de 2022.

Llegar allí exigió el presupuesto de la ecuación del cohete de esta unidad: Δv de lanzamiento con un cohete químico y luego propulsión espacial precisa para dirigirse a un objetivo pequeño.

En Saving Planets: Mecánica orbital · Soluciones

Fuentes: NASA Science: Double Asteroid Redirection Test (DART) (https://science.nasa.gov/mission/dart/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Curso gratuito del MIT sobre cohetes.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explicación gratuita de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

Propulsión sostenible: SAF, hidrógeno y vuelo eléctrico

Combustibles sostenibles de aviación, densidad de energía por kilogramo, hidrógeno y baterías comparados con el combustible de aviación, y lo que las cifras significan para los aviones futuros.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Comparar las energías específicas de combustibles y baterías.
- Describir las materias primas y rutas de producción de SAF.
- Estimar cambios en la energía del combustible.
- Sopesar el compromiso de masa y volumen del hidrógeno.

Conceptos clave

- La energía específica (MJ/kg) determina cuánto puede volar un avión por kilogramo transportado; combustible de aviación ≈ 43 MJ/kg, hidrógeno líquido ≈ 120 MJ/kg y buenas baterías ≈ 0.25 MJ/kg (valores de libro).
- El SAF se fabrica a partir de biomasa, residuos o carbono capturado y puede usarse directamente en motores existentes, con límites de mezcla.
- El hidrógeno tiene mucha energía por kilogramo pero muy baja densidad, así que los tanques son grandes y pesados.
- Las baterías convienen a vuelos cortos y aviones pequeños; su baja energía específica limita el alcance.
- Las emisiones de ciclo de vida dependen de cómo se fabrica el combustible, no solo de lo que sale del motor.

Ecuaciones clave

$$\frac{e_{fuel}}{e_{batt}} = \frac{43}{0.25}$$

```
_fuele_batt=(43)/(0.25)
```

Combustible frente a batería (libro)

$$\frac{e_{H_2}}{e_{jet}} = \frac{120}{43}$$

```
_H_2e_jet=120/43
```

Hidrógeno frente a combustible de aviación (libro)

$$m_{fuel} = \frac{E}{e}$$

`m_fuel=E/e`

Masa para una energía

$$E = m\,LHV$$

`E=m LHV`

Energía del combustible

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 10.1 ¿Cuántas veces más energía por kg tiene el combustible de aviación que una batería (valores de libro)?

1. 43/0.25.

Respuesta: 172 veces.

Ejemplo 10.2 ¿Cómo se compara el hidrógeno líquido con el combustible de aviación por kg?

1. 120/43.

Respuesta: 2.79 veces.

Ejemplo 10.3 El DOE dice que un SAF de bioacetona del LANL tiene un 12% más de energía que el combustible convencional. Usando 43 MJ/kg como base (valor de libro), estima su energía.

1. 1.12 × 43.

Respuesta: Unos 48.2 MJ/kg.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Masa de batería para almacenar la energía de 1 kg de combustible de aviación?

   172 kg.

2. ¿Masa de hidrógeno para la energía de 1000 kg de combustible de aviación?

   358 kg.

3. Nombra una materia prima de SAF.

   Biomasa, residuos húmedos o CO residual.

4. ¿Por qué es difícil almacenar hidrógeno?

   Densidad muy baja; tanques criogénicos.

Ideas erróneas comunes

Mito: El hidrógeno es pobre en energía.
En realidad: Por kilogramo supera al combustible de aviación; por litro, no.

Mito: Las baterías pronto igualarán al combustible de aviación.
En realidad: La diferencia supera 100×.

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

Tarjetas de estudio

SAF

Combustible sostenible de aviación.

Energía específica

MJ/kg.

LH_2

Hidrógeno líquido.

Combustible de sustitución directa

Funciona en los motores actuales.

Ciclo de vida

De la producción a la combustión.

Billion-Ton Report

Estudio del DOE sobre biomasa.

Cuestionario de autoevaluación

1. Combustible de aviación frente a batería (libro)...

172×

2×

10×

1000×

172×. 43/0.25.

2. El punto débil del hidrógeno...

el volumen

la masa

la energía

el color

el volumen. La densidad.

3. Potencial de biomasa del DOE...

>1 billón (mil millones) de toneladas al año

1 tonelada

1 millón de toneladas

ninguna

>1 billón (mil millones) de toneladas al año. Billion-Ton Report.

4. Energía del SAF del LANL frente al combustible de aviación...

+12%

−50%

igual

+100%

+12%. DOE.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El Departamento de Energía de EE. UU. dice que su Billion-Ton Report de 2023 concluyó que Estados Unidos podría producir más de 1 billón (mil millones) de toneladas de biomasa al año, suficiente para unos 60 mil millones de galones de biocombustibles, y que un SAF de bioacetona del LANL tiene un 12% más de energía que el combustible convencional.

El DOE también describe SAF a partir de residuos húmedos y de CO residual mediante rutas de alcohol a combustible de aviación. Junto con los motores eficientes de unidades anteriores, un combustible más limpio es una vía directa hacia menores emisiones de la aviación.

En Saving Planets: Soluciones · Observación de la Tierra

Fuentes: U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): Explicación del DOE.
- NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/): Página del proyecto de la NASA.

☐ **Terminé esta unidad**

Problemas

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

1. Empuje, cantidad de movimiento y eficiencia propulsiva
   4 problemas
2. El ciclo Brayton y la eficiencia térmica
   4 problemas
3. Flujo compresible: tomas de aire y toberas
   4 problemas
4. Turborreactores: componentes y análisis del ciclo
   4 problemas
5. Turbofanes y turbohélices
   4 problemas
6. Consumo de combustible, TSFC y emisiones

4 problemas

7. Fundamentos de cohetes e impulso específico
   4 problemas
8. Toberas de cohete, propulsantes y regulación de empuje
   4 problemas
9. La ecuación del cohete y la propulsión eléctrica
   4 problemas
10. Propulsión sostenible: SAF, hidrógeno y vuelo eléctrico
    4 problemas

El laboratorio (Propulsion lab)

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

Cada práctica se hace en una simulación gratuita o una hoja de cálculo, así que no hay riesgos físicos. No mezcles, fabriques ni quemes propulsantes ni construyas motores para este curso. Haz pausas de pantalla, siéntate con buena postura y mantén los cables fuera de las zonas de paso.

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

Práctica A: Barrido de empuje y eficiencia propulsiva

SEMANA 1

Objetivo: Crea una hoja de cálculo que barra la velocidad de escape a velocidad de vuelo fija y halle el empuje, el empuje específico y la eficiencia propulsiva.

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V_e/V_0}$$

`_p=(2)/(1+V_e/V_0)`

Rendimiento propulsivo

Procedimiento

1. Fija ṁ = 100 kg/s y V_0 = 250 m/s.
2. Barre V_e de 300 a 900 m/s.
3. Calcula F, F/ṁ y η_p en cada fila.
4. Representa η_p frente al empuje específico y describe el compromiso.

Tabla de datos

V_e (m/s)	F (kN)	η_p
300	5	0.909
450	20	0.714
600	35	0.588
900	65	0.435

Valores de ejemplo calculados.

Cálculo de ejemplo

1. F = 100 × (600 − 250) = 35 kN.
2. η_p = 2/(1 + 900/250) = 0.435.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Vínculo con el planeta: NASA Glenn señala que los turbofanes de alta derivación son casi tan eficientes como los turbohélices. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

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

Práctica B: Calentamiento por compresión y eficiencia Brayton

SEMANA 2

Objetivo: Observa cómo se calienta el gas al comprimirlo en PhET Gas Properties y luego tabula la eficiencia Brayton ideal frente a la relación de presiones.

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-0.2857}$$

```
_th=1-π^-0.2857
```

Eficiencia Brayton ideal (γ = 1.4)

Procedimiento

1. En PhET Gas Properties, aísla la caja (calor constante) y empuja la pared rápidamente; anota el aumento de temperatura.
2. En una hoja de cálculo, enumera π = 10, 20, 30, 40.
3. Calcula η_th y T_2 a partir de 288 K.
4. Representa η_th frente a π y observa los rendimientos decrecientes.

Tabla de datos

π	η_th	T_2 (K)
10	0.482	556
20	0.575	678
30	0.622	761
40	0.651	825

Valores ideales calculados.

Cálculo de ejemplo

1. η = 1 − 30^(−0.2857) = 0.622.
2. T_2 = 288 × 40^0.2857 = 825 K.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier navegador y hoja de cálculo.

PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties) · NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html)

Vínculo con el planeta: El proyecto HyTEC de la NASA desarrolló tecnologías de núcleo pequeño para reducir el consumo. NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

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

Práctica C: Construcción de tablas de flujo isentrópico

SEMANA 4

Objetivo: Calcula T_0/T, p_0/p y A/A^* frente al número de Mach para el aire y halla dónde el área es mínima.

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M}\left[\frac{2}{\gamma+1}\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)\right]^3$$

`(A)/(A^*)=1M[(2)/(γ+1)(1+(γ-1)/(2)M^2)]^3`

Relación área–Mach (γ = 1.4)

Procedimiento

1. Enumera M de 0.2 a 3 en pasos de 0.1.
2. Calcula T_0/T, p_0/p y A/A^*.
3. Representa A/A^* y confirma su mínimo de 1 en M = 1.
4. Lee la relación de áreas que necesita una tobera de Mach 2.

Tabla de datos

M	p_0/p	A/A^*
0.8	1.524	1.038
1.0	1.893	1.000
2.0	7.824	1.688
3.0	36.73	4.235

Valores calculados para γ = 1.4.

Cálculo de ejemplo

1. p_0/p a M = 2: 1.8^3.5 = 7.824.
2. A/A^* a M = 0.8: (1/0.8)(1.128/1.2)³ = 1.038.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/)

Vínculo con el planeta: La NASA informa que las válvulas del RS-25 en Artemis I estuvieron dentro del 0.5% de los valores previstos. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

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

Práctica D: El compromiso de derivación del turbofán

SEMANA 7

Objetivo: Barre el índice de derivación para un núcleo y velocidad de fan fijos y compara empuje y eficiencia del flujo del fan.

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

```
F= m_cV_e+bpr m_cV_f- m_0V_0
```

Empuje del turbofán

Procedimiento

1. Fija ṁ_c = 100 kg/s, V_e = 450, V_f = 300, V_0 = 250 m/s.
2. Barre bpr de 0 a 12.
3. Calcula F y la relación de empuje respecto a bpr = 0.
4. Explica por qué los motores reales se detienen cerca de los índices de derivación actuales.

Tabla de datos

bpr	F (kN)	Relación
0	20	1.0
5	45	2.25
10	70	3.5
12	80	4.0

Valores de ejemplo calculados.

Cálculo de ejemplo

1. F(5) = 45,000 + 150,000 − 150,000 = 45 kN.
2. Cada unidad de bpr añade 100 × 50 = 5 kN.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

NASA Glenn Beginner’s Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

Vínculo con el planeta: NASA Glenn: un turbofán da más empuje con casi el mismo flujo de combustible del núcleo. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

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

Práctica E: Expansión en toberas de cohete e Isp

SEMANA 11

Objetivo: Calcula la velocidad de escape ideal y el Isp de un cohete al variar la relación de presiones de la tobera y luego relaciona los niveles de potencia del RS-25 con el empuje.

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

`V_e=(2γ)/(γ-1)(R_uT_0)/( M)[1-(p_e/p_0)^(γ-1)/γ]`

Velocidad ideal de salida

Procedimiento

1. Usa γ = 1.2, masa molar de 13 g/mol y T_0 = 3500 K (valores de ejemplo).
2. Barre p_e/p_0 de 0.1 a 0.0001.
3. Calcula V_e e Isp.
4. Tabula el empuje del RS-25 al 104.5%, 109%, 111% y 113% de 469856 lbf.

Tabla de datos

p_e/p_0	V_e (m/s)	Isp (s)
0.01	3794	387
0.001	4286	437

Valores de ejemplo calculados; niveles del RS-25 según la NASA.

Cálculo de ejemplo

1. V_e = √(12 × 639.5 × 3500 × (1 − 0.001^0.1667)) = 4286 m/s.
2. 109% × 469856 = 512143 lbf.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html) · NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html)

Vínculo con el planeta: La NASA dice que los nuevos RS-25 funcionan al 111% y las pruebas llegaron al 113%. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

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

Práctica F: Densidad de energía y la cuestión del SAF

SEMANA 13

Objetivo: Compara la masa necesaria para llevar la misma energía con combustible de aviación, hidrógeno líquido, una batería y un SAF de mayor energía.

$$m = E/e$$

`m=E/e`

Masa para una energía

Procedimiento

1. Fija E = 43000 MJ (1000 kg de combustible de aviación, valor de libro).
2. Calcula la masa para cada portador de energía.
3. Representa las masas en un eje logarítmico.
4. Escribe un párrafo sobre dónde encaja cada opción.

Tabla de datos

Portador	MJ/kg	Masa (kg)
Combustible de aviación	43	1000
Hidrógeno líquido	120	358
Batería	0.25	172,000
SAF (+12%)	48.16	893

Energías específicas de libro; ganancia de energía del SAF según el DOE.

Cálculo de ejemplo

1. 43,000/0.25 = 172,000 kg.
2. 43,000/48.16 = 893 kg.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

Vínculo con el planeta: El DOE dice que EE. UU. podría producir más de 1 billón (mil millones) de toneladas de biomasa al año. U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

- [ ] **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. Un motor mueve 80 kg/s de 200 a 500 m/s. Halla el empuje y η_p.

    1. F = 80 × 300.
    2. η_p = 2/(1 + 2.5).

    Respuesta: 24 kN; 0.571.

2. Halla la eficiencia Brayton ideal con π = 25.

    1. 1 − 25^(−0.2857).

    Respuesta: 60.1%.

3. Halla T_0/T a Mach 2.

    1. 1 + 0.2 × 4.

    Respuesta: 1.8.

4. Halla la temperatura de salida del compresor para π = 20 a partir de 288 K.

    1. 288 × 20^0.2857.

    Respuesta: 678 K.

5. Un turbofán tiene ṁ_c = 50 kg/s, bpr = 8, V_e = 400, V_f = 280, V_0 = 240 m/s. Halla el empuje.

    1. 50 × 400 + 400 × 280 − 450 × 240.

    Respuesta: 24 kN.

Serie final de práctica (unidades 1–10)

1. Un motor da 50 kN a 240 m/s quemando 0.9 kg/s de combustible de 43 MJ/kg. Halla η_0 y el TSFC.

    1. 50,000 × 240/(0.9 × 43 × 10^6).
    2. 0.9/50,000.

    Respuesta: 0.310; 18 mg/(N·s).

2. Halla el CO_2 por hora para 0.9 kg/s de combustible (3.16 kg/kg, libro).

    1. 0.9 × 3600 × 3.16.

    Respuesta: 10,238 kg.

3. Halla V_eq para un Isp de 350 s.

    1. 350 × 9.80665.

    Respuesta: 3432 m/s.

4. Halla Δv para V_e = 3432 m/s y relación de masas 5.

    1. 3432 ln 5.

    Respuesta: 5524 m/s.

5. Un propulsor iónico de 2 kW (η = 0.6) tiene V_e = 30 km/s. Halla el empuje.

    1. 2 × 0.6 × 2000/30,000.

    Respuesta: 0.08 N.

6. ¿Cuánto hidrógeno líquido (120 MJ/kg) equivale a 500 kg de combustible de aviación (43 MJ/kg)?

    1. 500 × 43/120.

    Respuesta: 179 kg.

Hoja de fórmulas

$$F = \dot{m}(V_e - V_0) + (p_e - p_0)A_e,\ \eta_p = 2/(1 + V_e/V_0$$

$$\eta_{th} = 1 - \pi^{-(\gamma-1)/\gamma},\ T_2/T_1 = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$$

$$T_0/T = 1 + \frac{\gamma - 1}{2}M^2,\ p_0/p = (T_0/T)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$w_c = c_p(T_3 - T_2) = c_p(T_4 - T_5)$$

$$F = \dot{m}_c V_e + bpr\,\dot{m}_c V_f - \dot{m}_0 V_0$$

$$\eta_0 = FV_0/(\dot{m}_f LHV),\ TSFC = \dot{m}_f/F$$

$$I_{sp} = F/(\dot{m} g_0),\ I = F\Delta t$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\frac{R_u T_0}{\mathcal{M}}\left[1 - (p_e/p_0)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]}$$

$$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f),\ F = 2\eta P/V_e$$

$$m = E/e$$

Constantes

Constante	Valor
Aire (valores de libro)	γ = 1.4, c_p = 1005 J/(kg·K)
Gravedad estándar	g_0 = 9.80665 m/s²
1 lbf	4.44822 N
Combustible de aviación (valores de libro de texto)	poder calorífico 43 MJ/kg; 3.16 kg de CO_2 por kg quemado
Hidrógeno líquido (valor de libro)	poder calorífico 120 MJ/kg
Constante universal de los gases	8314 J/(kmol·K)

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 gratuitas, guías de la NASA y simulaciones junto con el curso.

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Clases y problemas gratuitos del MIT sobre propulsión.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Curso gratuito del MIT sobre propulsión de cohetes.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): Explicación gratuita de la NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Explicación gratuita de la NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Explicación gratuita de la NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): Leyes de los gases de forma interactiva.

Glosario

Postcombustor
Cámara de combustión tras la turbina para empuje extra.

Relación de áreas
A/A*, área de la tobera sobre área de la garganta.

Ciclo Brayton
Ciclo termodinámico de la turbina de gas.

Índice de derivación
Flujo del fan sobre flujo primario.

Flujo bloqueado
Flujo sónico en una garganta que limita el gasto másico.

Compresor
Eleva la presión del aire.

Propulsor Hall
Propulsor eléctrico de campos cruzados.

Isentrópico
Reversible y adiabático.

Número de Mach
Velocidad sobre velocidad del sonido.

Eficiencia global
Potencia de empuje sobre potencia del combustible.

Relación de presiones
Presión de salida del compresor sobre presión de entrada.

Rendimiento propulsivo
Potencia de empuje sobre potencia del chorro.

Ecuación del cohete
$\Delta v = V_e \ln(m_0/m_f)$.

SAF
Combustible sostenible de aviación.

Impulso específico
Empuje por flujo de peso de propulsante.

Empuje específico
Empuje por unidad de flujo de aire.

Temperatura de remanso
Temperatura si el flujo se detiene adiabáticamente.

TSFC
Gasto de combustible por empuje.

Turbina
Extrae trabajo para mover el compresor.

Turbofán
Turbina de gas con un fan de derivación.

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	Plantea volúmenes de control y estaciones, elige las relaciones correctas, comprueba unidades y explica con palabras sencillas los compromisos de eficiencia y emisiones.
3 · Competente	Resuelve los problemas de práctica con fallos ocasionales en unidades o estaciones.
2 · En desarrollo	Sigue los ejemplos resueltos pero confunde valores de remanso y estáticos, o Isp y velocidad de escape.
1 · Inicial	Introduce números en fórmulas sin un diagrama de estaciones; 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

- Probabilidad y estadística MATH 350
- Dinámica de vuelo y control AERO 420
- Diseño de naves espaciales AERO 430
- Todos los cursos