Ultimo aggiornamento: November 1, 2026

🗺️ Percorso di quattro anni · Anno 3, Primavera · 🧱 Calcolatore integrato

Informazioni sul corso

Questo corso gratuito ha 10 unità e 6 laboratori. Sono i totali reali, non un programma più lungo accorciato.

Un controllo è un numero o un risultato di codice in una pagina del corso che uno script ricalcola prima della pubblicazione. Il numero stampato e quello ricalcolato devono coincidere.

> Questo è lo schema di un corso gratuito di autoapprendimento scritto da Saving Planets. Non è un corso universitario, non dà crediti accademici e nessuna scuola è coinvolta.
>
> Il programma segue un corso semestrale di propulsione dell'ultimo anno per ingegneri aerospaziali. Si ispira ai temi e alla profondità di MIT 16.50 Introduction to Propulsion Systems e MIT 16.512 Rocket Propulsion (gratuiti su MIT OpenCourseWare), usando la Beginner's Guide to Propulsion gratuita di NASA Glenn, che colleghiamo dove aiuta. Nessuno di questi autori, istituti o enti approva questa pagina.
>
> Cosa aggiungiamo: ogni unità è legata a un lavoro reale con una fonte pubblica citata (motori RS-25 della NASA, ricerca NASA sui nuclei dei motori e lavoro del Dipartimento dell'Energia degli Stati Uniti sul carburante sostenibile per l'aviazione), ogni numero della pagina è ricalcolato da uno script di verifica prima della pubblicazione e ogni laboratorio ha una simulazione gratuita o un foglio di calcolo.
>
> Seguilo in ordine. Ogni unità ha obiettivi, idee chiave, equazioni, esempi passo per passo, esercizi con soluzioni complete, errori comuni, flashcard e un quiz. I tuoi progressi sono salvati solo in questo browser.

Come questo corso aiuta a salvare il pianeta

È nella propulsione che si decidono consumi ed emissioni dell'aviazione: ogni punto di rendimento del motore è carburante non bruciato, e nuovi carburanti possono ridurre il carbonio di ciò che si brucia.

I razzi portano in orbita i satelliti di osservazione della Terra, e motori più puliti ed efficienti rendono quell'accesso più sostenibile. Ogni unità termina con una breve sezione con fonti. I valori che non provengono da una fonte sono indicati come valori d'esempio o da manuale.

Per gli insegnanti

Puoi insegnare questo corso, oppure lasciare che uno studente lo faccia da solo. È gratis. Saving Planets non dà un voto né crediti scolastici.

- Questa pagina è l'intero corso: 10 unità e 6 laboratori (AERO 410).
- Prevedi 15 settimane, circa 6–9 ore a settimana, comprese le settimane di laboratorio.
- Segui il calendario di 15 settimane. Leggi l'unità, fai la pratica su carta, poi apri la risposta. Nella settimana di laboratorio, fai il laboratorio o la versione a casa.
- Un controllo è un numero o un risultato di codice nella pagina che uno script ricalcola prima della pubblicazione. Il numero che vedi e quello ricalcolato devono coincidere.
- Usa Stampa questa pagina, oppure scarica la guida di studio PDF. Il formulario è verso la fine.
- Chiedi: in che modo questa unità aiuta le persone e il pianeta? Ogni unità ha un riquadro verde con un fatto e la sua fonte.
- Copia il modello di guida per insegnanti e scrivi il nome della classe, il tempo che hai e le domande che farai. Apri il modello di guida per insegnanti

Prima di iniziare

Prerequisiti

- Termodinamica: primo e secondo principio, gas ideali e cicli.
- Meccanica dei fluidi: volumi di controllo, basi del flusso comprimibile.
- Aerodinamica I e Prestazioni dei velivoli: resistenza, spinta necessaria e autonomia.
- Meccanica orbitale: l'equazione del razzo e Δv.

Come studiare

- Disegna un volume di controllo attorno al motore e segna ingressi e uscite prima di scrivere qualsiasi equazione.
- Tieni le temperature in kelvin e usa i valori di ristagno (totali) dove il flusso è veloce.
- Distingui il rendimento termico (calore in energia cinetica) dal rendimento propulsivo (energia cinetica in potenza di spinta utile).
- Confronta ogni risposta con l'ordine di grandezza di un motore reale.
- Controlla le unità: spinta in newton, portata massica in kg/s, impulso specifico in secondi.
- Fai ogni esercizio su carta prima di aprire la risposta e ripeti i quiz qualche giorno dopo.

Che cosa ti serve

- Un computer o un tablet per le simulazioni gratuite PhET Gas Properties ed Energy Skate Park.
- Un foglio di calcolo (va bene qualsiasi gratuito), oppure Python.
- Le pagine della Beginner's Guide to Propulsion di NASA Glenn in un browser.
- Una calcolatrice.

Programma suggerito di 15 settimane

Circa 6-9 ore a settimana: lettura, esercizi e, nelle settimane di laboratorio, il laboratorio.

Settimana	Unità	Argomenti	Lettura
1	Spinta, quantità di moto e rendimento propulsivo	Spinta e rendimento propulsivo; Laboratorio A	NASA Glenn
2	Il ciclo Brayton e il rendimento termico	Ciclo Brayton; Laboratorio B	NASA Glenn
3	Flusso comprimibile: prese d’aria e ugelli	Grandezze di ristagno e blocco sonico	MIT 16.50
4	Flusso comprimibile: prese d’aria e ugelli	Ugelli e prese d’aria; Laboratorio C	MIT 16.50
5	Turbogetti: componenti e analisi del ciclo	Stazioni del turbogetto e bilancio dei lavori	MIT 16.50
6	Turbogetti: componenti e analisi del ciclo	Rendimento dei componenti e postbruciatori	NASA Glenn
7	Turbofan e turboelica	Turbofan; Laboratorio D; esercitazione per il parziale	NASA Glenn
8	Consumo di carburante, TSFC ed emissioni	Consumo, TSFC e CO_2	NASA HyTEC
9	Fondamenti dei razzi e impulso specifico	Spinta dei razzi e Isp	NASA Glenn
10	Fondamenti dei razzi e impulso specifico	Caso di studio RS-25	NASA RS-25
11	Ugelli dei razzi, propellenti e regolazione della spinta	Ugelli dei razzi e regolazione della spinta; Laboratorio E	MIT 16.512
12	L’equazione del razzo e la propulsione elettrica	Equazione del razzo e propulsione elettrica	MIT 16.512
13	Propulsione sostenibile: SAF, idrogeno e volo elettrico	SAF, idrogeno e batterie; Laboratorio F	DOE SAF
14	Propulsione sostenibile: SAF, idrogeno e volo elettrico	Aerei elettrici e ripasso	DOE SAF

Settimana	Unità	Argomenti	Lettura
15	Propulsione sostenibile: SAF, idrogeno e volo elettrico	Ripasso; esercitazione per l’esame finale	MIT 16.50

I tuoi progressi

Spunta unità e laboratori man mano che li finisci, e fai i quiz. Progressi e punteggi sono salvati solo in questo browser e non ci vengono mai inviati.

Unità

Spinta, quantità di moto e rendimento propulsivo

L’equazione della spinta con il volume di controllo, la spinta di pressione, la spinta specifica, la potenza di spinta, la potenza del getto, il rendimento propulsivo e perché i getti grandi e lenti sono efficienti.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Ricavare la spinta dal flusso di quantità di moto.
- Calcolare spinta specifica e potenza di spinta.
- Calcolare il rendimento propulsivo.
- Spiegare perché un alto rapporto di by-pass fa risparmiare carburante.

Concetti chiave

- La spinta è il flusso netto di quantità di moto uscente dal motore più un termine di pressione: F = ṁ_eV_e − ṁ_0V_0 + (p_e − p_0)A_e.
- Per un motore aerobico con piccola portata di carburante e ugello adattato, F ≈ ṁ(V_e − V_0).
- La spinta specifica F/ṁ (N·s/kg) dice quanta spinta dà ogni chilogrammo al secondo d’aria.
- Il rendimento propulsivo η_p = 2/(1 + V_e/V_0) è la quota della potenza cinetica del getto che diventa potenza di spinta utile F·V_0.
- Accelerare molta aria di poco (V_e vicino a V_0) è efficiente ma richiede un motore grande: è il compromesso del turbofan.

Equazioni chiave

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

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

Equazione della spinta

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

Spinta semplificata

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

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

Rendimento propulsivo

$$P_{thrust} = FV_0$$

`P_thrust=FV_0`

Potenza di spinta

Esempi svolti passo passo

Esempio 1.1 Un motore porta 100 kg/s d’aria da 250 m/s a 600 m/s (valori d’esempio). Trova la spinta.

1. F = 100 × (600 − 250).

Risposta: F = 35 kN.

Esempio 1.2 Trova il suo rendimento propulsivo.

1. η_p = 2/(1 + 600/250).

Risposta: η_p = 0.588.

Esempio 1.3 Verifica quel rendimento con le potenze.

1. Potenza di spinta = 35000 × 250 = 8.75 MW.
2. Potenza del getto = ½ × 100 × (600² − 250²) = 14.875 MW.

Risposta: 8.75/14.875 = 0.588.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Spinta specifica di quel motore?

   350 N·s/kg.

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

   0.909.

3. Perché i caccia usano getti piccoli e veloci?

   Alta spinta specifica a scapito del rendimento.

4. Quando conta la spinta di pressione?

   Quando la pressione all'uscita dell'ugello differisce da quella ambiente, come in molti razzi.

Errori concettuali comuni

Mito: Una velocità di scarico maggiore significa sempre più rendimento.

In realtà: Il rendimento propulsivo cala al crescere di V_e/V_0.

Mito: La spinta spinge contro l'aria dietro.

In realtà: È la reazione all'accelerazione del flusso.

Mito: La spinta di pressione è sempre nulla.

In realtà: Solo per un ugello perfettamente adattato.

Flashcard

Spinta

Flusso netto di quantità di moto + termine di pressione.

Spinta specifica

$F/\dot{m}$.

η_p

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

Potenza di spinta

$F \cdot V_0$.

Potenza del getto

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

Ugello adattato

$p_e = p_0$.

Quiz di autoverifica

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. Unità della spinta specifica...

N·s/kg

N

kg/s

s

N·s/kg. $F/\dot{m}$.

3. I motori efficienti muovono...

molta aria lentamente

poca aria velocemente

niente aria

solo carburante

molta aria lentamente. Low V_e/V_0.

4. La potenza di spinta è...

FV_0

FV_e

$\dot{m}V_e^2$

$F/\dot{m}$

FV_0. Potenza utile.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La guida di NASA Glenn spiega che la maggior parte degli aerei di linea moderni usa turbofan per la spinta elevata e la buona efficienza nei consumi, e che i turbofan ad alto rapporto di by-pass sono efficienti quasi quanto i turboelica.

Quell'efficienza deriva direttamente dall'equazione di questa unità: muovere più aria a una velocità più vicina a quella di volo aumenta il rendimento propulsivo, cioè meno carburante bruciato e meno CO_2 per lo stesso viaggio.

Su Saving Planets: Prestazioni dei velivoli · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Il ciclo Brayton e il rendimento termico

Il ciclo Brayton ideale, compressione ed espansione isentropiche, rendimento termico in funzione del rapporto di compressione, lavoro di compressore e turbina, rendimenti dei componenti e rendimento globale.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare il rendimento Brayton ideale dal rapporto di compressione.
- Trovare le temperature dopo una compressione isentropica.
- Calcolare il lavoro del compressore.
- Combinare rendimento termico e propulsivo.

Concetti chiave

- Una turbina a gas segue il ciclo Brayton: compressione isentropica, apporto di calore a pressione costante, espansione isentropica e cessione di calore.
- Il rendimento termico ideale dipende solo dal rapporto di compressione: η_th = 1 − π^(−(γ−1)/γ).
- La compressione isentropica alza la temperatura secondo $T_2/T_1 = \pi^{(\gamma-1)/\gamma}$.
- Il lavoro del compressore per kg è $c_p(T_2 - T_1)$; la turbina deve fornirlo prima che ne resti per il getto.
- Rendimento globale $\eta_0 = \eta_{th} \times \eta_p$: dal calore alla potenza di spinta utile.

Equazioni chiave

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

`_th=1-π^-(γ-1)/γ`

Rendimento Brayton ideale

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

`(T_2)/(T_1)=π^(γ-1)/γ`

Compressione isentropica

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

`w_c=c_p(T_2-T_1)`

Lavoro del compressore

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

`_0=_th_p`

Rendimento globale

Esempi svolti passo passo

Esempio 2.1 Trova il rendimento Brayton ideale per rapporti di compressione 10 e 30 (γ = 1.4).

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

Risposta: 48.2% e 62.2%.

Esempio 2.2 Aria a 288 K è compressa con un rapporto di 30. Trova T_2.

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

Risposta: T_2 = 761 K.

Esempio 2.3 Trova il lavoro del compressore per kg.

1. 1005 × (761 − 288).

Risposta: w_c = 475 kJ/kg.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Rendimento a π = 20?

   57.5%.

2. Rendimento a π = 40?

   65.1%.

3. Rendimento globale per η_th = 0.5 e η_p = 0.8?

   0.40.

4. Perché non aumentare π all’infinito?

L’uscita del compressore diventa troppo calda e pesante; la turbina pone limiti.

Errori concettuali comuni

Mito: Il rendimento Brayton dipende dalla temperatura massima.

In realtà: Il rendimento ideale dipende solo da π.

Mito: Tutto il lavoro del compressore è perso.

In realtà: La turbina lo recupera dal gas caldo.

Mito: Il rendimento termico è tutto.

In realtà: Moltiplica per il rendimento propulsivo.

Flashcard

Ciclo Brayton

Comprimere, bruciare, espandere.

Rapporto di compressione π

p_2/p_1.

η_th

1 − π^(−0.2857).

Lavoro del compressore

c_pΔT.

Rendimento globale

η_th η_p.

Isoentropico

Reversibile e adiabatico.

Quiz di autoverifica

1. Il η Brayton ideale dipende da...

un rapporto di pressioni

carburante

dimensioni

solo quota

un rapporto di pressioni. Formula.

2. Il calore è fornito a...

pressione costante

volume costante

T costante

pressione nulla

pressione costante. Combustore.

3. η_0 = ...

$\eta_{th} \times \eta_p$

$\eta_{th} + \eta_p$

η_p/η_{th}

1

$\eta_{th} \times \eta_p$. Catena.

4. Comprimere l'aria...

la riscalda

la raffredda

niente

la liquefa

la riscalda. Isentropico.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il progetto Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) della NASA ha lavorato con l'industria per sviluppare tecnologie di nuclei compatti che consentono riduzioni dei consumi, maggiore

estrazione di potenza elettrica per i sistemi del velivolo e migliore compatibilità con i carburanti sostenibili per l'aviazione. La NASA indica che il progetto si è concluso.

Nuclei più piccoli, caldi e ad alta pressione sono la formula del rendimento di questa unità tradotta in hardware: alzare il rapporto di compressione alza il rendimento termico, e ogni punto percentuale fa risparmiare carburante su ogni volo.

Su Saving Planets: Termodinamica · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Spiegazione gratuita della NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): Riscaldamento per compressione in modo interattivo.

- [ ] **Ho finito questa unità**

Flusso comprimibile: prese d’aria e ugelli

Temperatura e pressione di ristagno, relazioni isentropiche con il numero di Mach, flusso bloccato, relazioni area–Mach, ugelli convergenti e convergenti-divergenti, e recupero di pressione delle prese d’aria.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare i rapporti tra grandezze di ristagno e statiche.
- Trovare le condizioni critiche (soniche).
- Usare la relazione area–Mach.
- Calcolare la velocità ideale di uscita dell’ugello.

Concetti chiave

- Temperatura di ristagno $T_0 = T(1 + (\gamma - 1)M^2/2)$; la pressione di ristagno segue con l’esponente isentropico $\gamma/(\gamma - 1)$.
- Nella gola di un ugello bloccato M = 1, con $T^*/T_0 = 0.833$ e $p^*/p_0 = 0.528$ per l’aria.
- Il flusso subsonico accelera in un condotto convergente; quello supersonico in uno divergente. A/A* dà l’area necessaria per ogni numero di Mach.
- Velocità ideale di uscita: V_e = √(2c_pT_0(1 − (p_e/p_0)^((γ−1)/γ))).
- Le prese d’aria rallentano l’aria a velocità subsonica per il compressore; le perdite di pressione di ristagno riducono spinta e rendimento.

Equazioni chiave

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

`(T_0)/(T)=1+(γ-1)/(2)M^2`

Temperatura di ristagno

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

`(p_0)/(p)=((T_0)/(T))^γ/(γ-1)`

Pressione di ristagno

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

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

Relazione area–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]

Velocità ideale di uscita

Esempi svolti passo passo

Esempio 3.1 Trova T_0/T e p_0/p a Mach 0.8.

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

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

Esempio 3.2 Trova A/A* per Mach 2.

1. Relazione area–Mach con γ = 1.4.

Risposta: A/A* = 1.6875.

Esempio 3.3 Un gas a T_0 = 1000 K si espande fino a metà della sua pressione di ristagno (valori d’esempio). Trova V_e.

1. V_e = √(2 × 1005 × 1000 × (1 − 0.5^0.2857)).

Risposta: V_e = 601 m/s.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Rapporto di pressione critico per l’aria?

   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.

Errori concettuali comuni

Mito: Gli ugelli sono sempre convergenti.
In realtà: Le uscite supersoniche richiedono un tratto divergente.

Mito: Valori statici e di ristagno sono uguali.
In realtà: Differiscono ad alta velocità.

Mito: Il blocco ferma tutto il flusso.
In realtà: Limita la portata per date condizioni a monte.

Flashcard

Temperatura di ristagno

$T(1 + 0.2M^2)$ per l'aria.

Bloccato

$M = 1$ nella gola.

A/A*

Area per un numero di Mach.

p^*/p_0

0.528.

Convergente–divergente

Per uscite supersoniche.

Recupero di pressione

p_0 conservata nella presa.

Quiz di autoverifica

1. In una gola bloccata M = ...

1

0

2

0.5

1. Sonico.

2. Il flusso supersonico accelera in un…

condotto divergente

condotto convergente

condotto a sezione costante

nessuna

condotto divergente. Area–Mach.

3. p^*/p_0 per l’aria…

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. Formula.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La pagina RS-25 della NASA riporta che durante Artemis I spinta del motore e valvole di controllo del rapporto di miscela erano entro lo 0.5 per cento dei valori previsti prima del volo, e pressioni e temperature interne entro il due per cento.

Previsioni così precise derivano dalle relazioni del flusso isentropico di questa unità, affinate dai dati di prova: azzeccare le condizioni di ugello e camera è ciò che fa funzionare un motore come progettato.

Su Saving Planets: Meccanica dei fluidi · Artemis II

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Turbogetti: componenti e analisi del ciclo

Presa d’aria, compressore, combustore, turbina e ugello; bilancio di lavoro tra compressore e turbina; limiti di temperatura all’ingresso turbina; postbruciatori; e rendimenti reali dei componenti.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Seguire le stazioni lungo un turbogetto.
- Bilanciare il lavoro di compressore e turbina.
- Spiegare i limiti di temperatura della turbina.
- Descrivere come il postbruciatore scambia carburante con spinta.

Concetti chiave

- Stazioni: flusso indisturbato, presa d’aria, uscita compressore, uscita combustore (ingresso turbina), uscita turbina e uscita ugello.
- La turbina aziona il compressore su un albero comune: $c_p(T_4 - T_5) = c_p(T_3 - T_2)$ per flusso ideale con c_p uguale.
- Una temperatura di ingresso turbina più alta dà più spinta specifica e rendimento, entro i limiti dei materiali delle pale e del raffreddamento.
- Compressori e turbine reali hanno rendimenti isentropici inferiori a 1, quindi serve più lavoro e se ne recupera meno.
- I postbruciatori aggiungono carburante dopo la turbina per avere spinta extra a un alto costo in carburante.

Equazioni chiave

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

T_4-T_5=T_3-T_2

Bilancio di lavoro sull’albero

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

_c=_3s-T_2T_3-T_2

Rendimento del compressore

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

`_t=_4-T_5T_4-T_5s`

Rendimento della turbina

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

`F= m(V_e-V_0)`

Spinta

Esempi svolti passo passo

Esempio 4.1 Con un compressore da 475 kJ/kg (unità 2) e ingresso turbina a 1600 K (valore d’esempio), trova la temperatura di uscita turbina.

1. ΔT = 475,440/1005 = 473 K.

Risposta: T_5 = 1127 K.

Esempio 4.2 Quanto lavoro richiede un compressore reale con η_c = 0.85 per lo stesso rapporto di compressione?

1. 475/0.85.

Risposta: 559 kJ/kg.

Esempio 4.3 Trova la spinta di un turbogetto che porta 100 kg/s da 250 a 450 m/s.

1. 100 × 200.

Risposta: 20 kN.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Aumento di temperatura di quel compressore reale?

   559,341/1005 = 557 K.

2. Perché raffreddare le pale della turbina?

   Il gas è più caldo di quanto il metallo possa sopportare.

3. Cosa aumenta un postbruciatore?

   V_e e la spinta.

4. Cosa riduce?

   Il rendimento propulsivo e l'autonomia.

Errori concettuali comuni

Mito: La turbina produce la spinta.
In realtà: Aziona soprattutto il compressore; la spinta la produce l'ugello.

Mito: Si può sempre andare più caldi.
In realtà: I materiali limitano T_4.

Mito: I postbruciatori sono efficienti.
In realtà: Bruciano carburante a bassa pressione.

Flashcard

Turbogetto

Compressore–combustore–turbina–ugello.

T_4

Temperatura di ingresso turbina.

Bilancio di lavoro

Turbina = compressore.

η_c

ΔT ideale/reale.

Postbruciatore

Combustione dopo la turbina.

Numeri di stazione

Da 0 flusso indisturbato a 9 uscita ugello.

Quiz di autoverifica

1. Il lavoro della turbina è uguale a...

il lavoro del compressore

alla spinta

l'energia del carburante

zero

il lavoro del compressore. Albero comune.

2. T_4 è limitata da...

i materiali

Mach

il colore del carburante

la quota

i materiali. Le pale.

3. η_c < 1 significa...

serve più lavoro

meno lavoro

nessun cambiamento

lavoro gratuito

serve più lavoro. Perdite.

4. I postbruciatori aumentano...

alla spinta

il rendimento

il campo di variazione

il by-pass

alla spinta. Calore extra.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La guida di NASA Glenn osserva che i turbofan a basso by-pass sono comunque più efficienti dei turbogetti semplici, e che molti caccia moderni usano turbofan a basso by-pass con postbruciatore per una crociera efficiente ma con spinta elevata quando serve.

Il turbogetto puro sopravvive soprattutto come modello didattico: il suo semplice bilancio di lavoro mostra perché i motori successivi hanno aggiunto un fan per ridurre i consumi.

Su Saving Planets: Aerodinamica I · Termodinamica

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Turbofan e turboelica

Rapporto di by-pass, flussi primario e del fan, equazione della spinta del turbofan, rendimento propulsivo del flusso del fan, turboelica e rotori aperti, e il compromesso tra dimensioni e peso.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Applicare l'equazione della spinta del turbofan.
- Calcolare rapporto di by-pass e portata totale.
- Confrontare la spinta di turbofan e turbogetto con lo stesso nucleo.
- Spiegare i limiti di un by-pass molto alto.

Concetti chiave

- Rapporto di by-pass bpr = ṁ_fan/ṁ_core; portata totale $\dot{m}_0$ = ṁ_fan + ṁ_core.
- Spinta del turbofan secondo NASA Glenn: F = (ṁV)_e + bpr·ṁ_c·V_f − $\dot{m}_0 V_0$.
- Il fan accelera di poco molta aria, quindi il suo flusso ha alto rendimento propulsivo.
- Turboelica e rotori aperti spingono il by-pass ancora più in alto, efficienti a velocità minori.
- Fan più grandi aggiungono peso, resistenza e rumore e richiedono velocità del fan più basse, spesso con riduttore.

Equazioni chiave

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

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

Rapporto di by-pass

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

```
m_0= m_f+ m_c
```

Portata totale

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

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

Spinta del turbofan

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

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

Rendimento del flusso del fan

Esempi svolti passo passo

Esempio 5.1 Un turbofan ha portata primaria di 100 kg/s e bpr = 10, con V_e = 450 m/s, V_f = 300 m/s e V_0 = 250 m/s (valori d'esempio). Trova portata totale e spinta.

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

Risposta: F = 70 kN.

Esempio 5.2 Confronta con un turbogetto con la stessa portata primaria e velocità di uscita.

1. F = 100 × (450 − 250).

Risposta: 20 kN: il fan moltiplica la spinta per 3.5.

Esempio 5.3 Trova il rendimento propulsivo del flusso del fan.

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

Risposta: η_p = 0.909.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

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

   0.714.

2. Rapporto di spinta turbofan/turbogetto?

   3.5.

3. Perché un riduttore sul fan?

Perché il fan giri più lentamente della turbina di bassa pressione.

4. Perché si usano eliche sugli aerei lenti?

   Efficienti a bassa velocità; le punte diventano supersoniche ad alta velocità.

Errori concettuali comuni

Mito: Il fan produce poca spinta.
In realtà: Nei motori ad alto by-pass ne produce la maggior parte.

Mito: Più by-pass è sempre meglio.
In realtà: Peso e resistenza crescono con le dimensioni del fan.

Mito: I turbofan consumano più dei turbogetti.
In realtà: Consumano meno a parità di spinta.

Flashcard

Rapporto di by-pass

Portata del fan/portata primaria.

Spinta del turbofan

Primario + fan − quantità di moto in ingresso.

Flusso del fan

η_p alto.

Turboelica

By-pass altissimo tramite elica.

Fan con riduttore

Fan più lento, turbina più veloce.

Rotore aperto

Fan non intubato.

Quiz di autoverifica

1. bpr = ...

ṁ_f/ṁ_c

ṁ_c/ṁ_f

V_f/V_e

F/ṁ

ṁ_f/ṁ_c. Definizione.

2. I fan ad alto by-pass...

muovono molta aria lentamente

sono supersonici

non aggiungono spinta

bruciano carburante

muovono molta aria lentamente. Rendimento.

3. I turboelica sono adatti a...

basse velocità

Mach 2

razzi

spazio

basse velocità. Limiti delle eliche.

4. Stesso nucleo, aggiungi un fan: la spinta...

sale

scende

uguale

zero

sale. Più aria.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

NASA Glenn spiega che, poiché la portata di carburante del nucleo cambia poco aggiungendo un fan, un turbofan genera più spinta con quasi lo stesso carburante, ed è per questo che è molto efficiente.

L'esempio di questa unità mostra l'effetto: lo stesso nucleo da 100 kg/s dà 20 kN come turbogetto e 70 kN con un fan a rapporto di by-pass 10, con quasi la stessa portata di carburante del nucleo.

Su Saving Planets: Prestazioni dei velivoli · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Consumo di carburante, TSFC ed emissioni

Potere calorifico del carburante, rendimento globale, consumo specifico di carburante per unità di spinta, CO_2 dalla combustione del cherosene, e legame tra rendimento del motore, autonomia e impatto climatico.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare il rendimento globale dalla portata di carburante.
- Calcolare il TSFC.
- Stimare le emissioni di CO_2 dal consumo.
- Collegare il TSFC all'autonomia.

Concetti chiave

- La potenza del carburante è ṁ_f × LHV; il potere calorifico inferiore del cherosene è di circa 43 MJ/kg (valore da manuale).
- Rendimento globale η_0 = F·V_0/(ṁ_f·LHV).
- Consumo specifico TSFC = ṁ_f/F; più basso è, meglio è.
- Bruciare 1 kg di cherosene produce circa 3.16 kg di CO_2 (valore da manuale), perché il carbonio prende ossigeno dall'aria.
- Nell'equazione di Breguet l'autonomia cresce con η_0 × LHV, quindi un motore migliore vola più lontano o brucia meno carburante.

Equazioni chiave

$$\eta_0 = \frac{FV_0}{\dot{m}_f \, LHV}$$

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

Rendimento globale

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

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

TSFC

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

```
m_CO_2=3.16 m_f
```

Tasso di CO_2 (manuale)

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

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

Autonomia di Breguet

Esempi svolti passo passo

Esempio 6.1 Il turbofan dell'unità 5 (70 kN a 250 m/s) brucia 1.2 kg/s di carburante con LHV 43 MJ/kg (valori d'esempio). Trova η_0.

1. $\eta_0 = 70{,}000 \times 250/(1.2 \times 43 \times 10^6)$.

Risposta: $\eta_0 = 0.339$.

Esempio 6.2 Trova il suo TSFC.

1. 1.2/70,000 kg/(N·s).

Risposta: TSFC = 17.14 mg/(N·s).

Esempio 6.3 Trova la CO_2 all'ora.

1. Carburante = 1.2 × 3600 = 4320 kg.
2. $CO_2 = 4320 \times 3.16$.

Risposta: 13651 kg di CO_2 all'ora.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Tasso di CO_2 al secondo?

   3.792 kg/s.

2. Rendimento termico se $\eta_0 = 0.339$ e η_p = 0.8?

   0.424.

3. Carburante risparmiato all'ora con un TSFC inferiore del 10% a parità di spinta?

   432 kg.

4. Ridurre il carburante riduce la CO_2 in proporzione?

   Sì, a parità di carburante.

Errori concettuali comuni

Mito: Il carburante pesa più della sua CO_2.
In realtà: La CO_2 è circa 3.16 volte la massa del carburante.

Mito: Un TSFC più alto è meglio.
In realtà: Più basso è meglio.

Mito: Il rendimento influisce solo sui costi.
In realtà: Riduce anche le emissioni.

Flashcard

LHV

Energia del carburante per kg.

η_0

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

TSFC

Carburante per unità di spinta.

Fattore CO_2

≈3.16 (manuale).

Breguet

Equazione dell'autonomia.

Potenza del carburante

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

Quiz di autoverifica

1. TSFC = ...

$\dot{m}_f/F$

$F/\dot{m}_f$

FV_0

LHV/F

ṁ_f/F. Definizione.

2. CO_2 per kg di cherosene (manuale)…

≈3.16 kg

1 kg

0.3 kg

10 kg

≈3.16 kg. Chimica.

3. L’autonomia cresce con…

η_0 × LHV

TSFC

al peso

alla resistenza

η_0 × LHV. Breguet.

4. Esempio di η_0…

0.339

0.9

0.05

1.2

0.339. Svolto.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il progetto HyTEC della NASA puntava a tecnologie di nuclei compatti per ridurre i consumi e migliorare la compatibilità con i carburanti sostenibili per l'aviazione.

I numeri di questa unità mostrano perché conta: un solo grande motore in crociera nel nostro esempio emette circa 13.7 tonnellate di CO_2 all'ora, quindi anche piccoli guadagni di TSFC si sommano su una flotta.

Su Saving Planets: Soluzioni · Osservazione della Terra

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Fondamenti dei razzi e impulso specifico

Spinta dei razzi, velocità di scarico equivalente, impulso specifico, impulso totale, portata massica e numeri reali del motore RS-25 della NASA.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare F = ṁV_eq.
- Convertire tra Isp e velocità di scarico.
- Calcolare l’impulso totale.
- Lavorare con i dati di spinta dell’RS-25.

Concetti chiave

- Un razzo trasporta tutto il propellente, quindi la spinta è F = ṁV_e + (p_e − p_0)A_e = ṁV_eq.
- NASA Glenn definisce l’impulso specifico Isp = F/(ṁg_0), in secondi; V_eq = Isp × g_0.
- L’impulso totale I = F × Δt misura ciò che un motore fornisce complessivamente.
- Un Isp più alto significa meno propellente a parità di impulso.
- La spinta è spesso espressa come percentuale di un livello nominale, come per l’RS-25.

Equazioni chiave

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

```
F= mV_eq
```

Spinta del razzo

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

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

Impulso specifico

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

```
V_eq=I_spg_0
```

Velocità equivalente

$$I = F \Delta t$$

$I = F\Delta t$

Impulso totale

Esempi svolti passo passo

Esempio 7.1 La NASA indica che gli RS-25 dello shuttle funzionavano al 104.5% della spinta nominale, circa 491000 lbf. Converti in newton e trova la spinta al 100%.

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

Risposta: 2.184 MN; circa 469856 lbf.

Esempio 7.2 Con un Isp nel vuoto da manuale di 452 s, trova V_eq.

1. 452 × 9.80665.

Risposta: V_eq = 4433 m/s.

Esempio 7.3 Trova la portata di propellente a 2.184 MN.

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

Risposta: $\dot{m}$ = 492.7 kg/s (da manuale).

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Quattro motori a 491000 lbf?

   1.964 milioni di lbf.

2. Quattro al 109% del nominale?

   Circa 2.049 milioni di lbf.

3. Impulso totale di un motore da 1000 N per 20 s?

   20,000 N·s.

4. V_eq per un Isp di 300 s?

2942 m/s.

Errori concettuali comuni

Mito: L’Isp è un tempo di funzionamento del motore.

In realtà: È la spinta per portata in peso di propellente.

Mito: I razzi hanno bisogno di aria su cui spingere.

In realtà: Funzionano meglio nel vuoto.

Mito: Una spinta oltre il 100 per cento è impossibile.

In realtà: È relativa a un livello nominale storico.

Flashcard

Isp

F/(ṁg_0), in secondi.

V_eq

Isp × g_0.

Impulso totale

F × Δt.

RS-25

Motore dello stadio centrale dell’SLS.

Spinta nominale

Livello di riferimento 100%.

g_0

9.80665 m/s².

Quiz di autoverifica

1. Isp = …

F/(ṁg_0)

ṁ/F

Fg_0

V/F

F/(ṁg_0). Glenn.

2. V_eq per un Isp di 452 s...

4433 m/s

452 m/s

9.8 km/s

300 m/s

4433 m/s. Moltiplica.

3. Unità dell'impulso totale...

N·s

N

s

kg

N·s. F × t.

4. Livello RS-25 dello shuttle...

104.5%

50%

200%

10%

104.5%. NASA.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La pagina RS-25 della NASA riporta che questi motori hanno volato in 135 missioni dello Space Shuttle, con oltre 3000 accensioni e oltre 1 milione di secondi di funzionamento complessivo a terra

e in volo; il razzo SLS Block 1 usa quattro RS-25 e due booster a propellente solido per inviare 27 tonnellate verso la Luna.

La stessa pagina osserva che durante Artemis I, nel novembre 2022, i motori hanno prodotto oltre 2 milioni di libbre di spinta nel vuoto. Riutilizzare motori collaudati è uno dei modi in cui la NASA sviluppa capacità di osservazione della Terra e di esplorazione.

Su Saving Planets: Artemis II · Meccanica orbitale

Fonti: 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)

Risorse di apprendimento gratuite

- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Spiegazione gratuita della NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Corso gratuito del MIT sui razzi.

☐ **Ho finito questa unità**

Ugelli dei razzi, propellenti e regolazione della spinta

Condizioni in camera, espansione nell'ugello, velocità di uscita dalle relazioni isentropiche, rapporto di espansione e quota, scelta dei propellenti e regolazione della spinta.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare la velocità di scarico ideale di un razzo.
- Spiegare sovraespansione e sottoespansione.
- Confrontare le proprietà dei propellenti.
- Collegare le regolazioni della manetta alla spinta.

Concetti chiave

- Velocità ideale di uscita: V_e = √(2γRT$_0$/(γ − 1) × (1 − (p_e/p$_0$)^((γ−1)/γ))), con R la costante del gas per kg di gas di scarico.
- Gas di scarico caldi e leggeri (T$_0$/M alto) danno V_e elevata: i motori idrogeno–ossigeno hanno il miglior Isp chimico.
- Rapporti di espansione maggiori abbassano p_e e alzano V_e, ma un ugello dimensionato per il vuoto è sovraespanso al livello del mare.
- Coefficiente di spinta e pressione in camera legano le dimensioni dell'ugello alla spinta.
- La regolazione varia portata di propellente e pressione in camera; la NASA indica i livelli di potenza dell'RS-25 come percentuale della spinta nominale.

Equazioni chiave

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

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

Velocità ideale di uscita di un razzo

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

```
I_sp=V_e/g_0
```

Isp (adattato)

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

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

Spinta con termine di pressione

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

F_\%=_100

Livello di potenza

Esempi svolti passo passo

Esempio 8.1 Gas con γ = 1.2, massa molare 13 g/mol e T_0 = 3500 K (valori d'esempio) si espandono fino a p_e/p_0 = 0.001. Trova V_e e Isp.

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

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

Esempio 8.2 Ripeti per p_e/p_0 = 0.01.

1. Espansione minore.

Risposta: V_e = 3794 m/s.

Esempio 8.3 La NASA afferma che i nuovi RS-25 funzionano al 111% e sono stati provati fino al 113%. Trova il 113% in lbf a partire da 469856 lbf nominali.

1. 469,856 × 1.13.

Risposta: 530937 lbf.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. 111% del nominale?

   Circa 521540 lbf (NASA: circa 522000).

2. Isp a p_e/p_0 = 0.01?

   387 s.

3. Perché conta T_0/M?

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

4. Cosa succede a un ugello per il vuoto al livello del mare?

   Sovraespansione; spinta minore e rischio di distacco del flusso.

Errori concettuali comuni

Mito: Gas di scarico più pesanti sono migliori.
In realtà: Gas più leggeri danno V_e più alta.

Mito: Ugelli più grandi aiutano sempre.
In realtà: Non al livello del mare.

Mito: La manetta cambia solo la portata.
In realtà: Cambia anche la pressione in camera.

Flashcard

Rapporto di espansione

A_e/A*.

Sovraespanso

p_e < p_a.

Sottoespanso

p_e > p_a.

Massa molare

Gas più leggeri, getto più veloce.

Livello di potenza

Percentuale della spinta nominale.

Pressione in camera

Fissa la spinta per una data dimensione dell'ugello.

Quiz di autoverifica

1. V_e scala con...

$\sqrt{(T_0/M)}$

M

T_0^2

$1/T_0$

$\sqrt{(T_0/M)}$. Formula.

2. Il più alto Isp chimico...

H_2/O_2

polvere da sparo

acqua

solo cherosene

H_2/O_2. Gas leggeri.

3. Un p_e/p_0 più basso dà...

V_e più alta

V_e più bassa

uguale

zero

V_e più alta. Più espansione.

4. Le prove dell'RS-25 hanno raggiunto...

113%

50%

150%

200%

113%. NASA.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA riporta che gli RS-25 volavano al 104.5% sullo shuttle e sono stati provati al 111%; l'SLS usa il 109% per i primi quattro voli, i nuovi motori di produzione funzionano al 111% e le prove hanno raggiunto il 113%. L3Harris sta costruendo 24 nuovi motori con metodi moderni come la fusione laser selettiva.

Ogni punto percentuale di spinta in più deriva dalla fisica di camera e ugello di questa unità e permette allo stesso motore di portare più massa in orbita.

Su Saving Planets: Artemis II · GOES-19

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

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Corso gratuito del MIT sui razzi.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Rocket thrust summary (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktthsum.html): Spiegazione gratuita della NASA.

☐ **Ho finito questa unità**

L’equazione del razzo e la propulsione elettrica

L’equazione di Tsiolkovsky, il rapporto di massa, la stadiazione, i propulsori elettrici, la spinta limitata dalla potenza e il compromesso tra Isp e spinta.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare l’equazione del razzo.
- Confrontare il Δv chimico ed elettrico con lo stesso propellente.
- Calcolare la spinta limitata dalla potenza.
- Spiegare perché i propulsori elettrici hanno bassa spinta.

Concetti chiave

- Tsiolkovsky: Δv = V_e ln(m_0/m_f).
- La stadiazione scarta massa vuota così gli stadi successivi hanno rapporti di massa migliori.
- I propulsori elettrici (ionici, Hall) raggiungono Isp molto alti ma sono limitati dalla potenza.
- Potenza del getto ½ṁV_e² = ηP, quindi spinta F = 2ηP/V_e: V_e più alta significa meno spinta a parità di potenza.
- La propulsione elettrica è adatta a missioni lunghe e pazienti; i razzi chimici al lancio e a manovre rapide.

Equazioni chiave

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

```
Δ v=V_e(m_0)/(m_f)
```

Equazione del razzo

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

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

Spinta limitata dalla potenza

$$V_e = I_{sp} g_0$$

```
V_e=I_spg_0
```

Velocità di scarico

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

`(m_0)/(m_f)=e^Δ v/V_e`

Rapporto di massa

Esempi svolti passo passo

Esempio 9.1 Un propulsore Hall ha Isp di 1800 s (valore d’esempio). Trova V_e.

1. 1800 × 9.80665.

Risposta: V_e = 17,652 m/s.

Esempio 9.2 Con 4.5 kW e rendimento 0.5 (valori d’esempio), trova la spinta.

1. F = 2 × 0.5 × 4500/17,652.

Risposta: F = 0.255 N.

Esempio 9.3 Un veicolo da 1000 kg usa 100 kg di propellente. Confronta il Δv con questo propulsore e con un motore chimico da 300 s.

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

Risposta: Circa 1860 m/s contro 310 m/s.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Rapporto di massa per Δv = V_e?

   e = 2.718.

2. Spinta se la potenza raddoppia?

   0.51 N.

3. Perché non decollare con propulsori Hall?

   La spinta è molto inferiore al peso.

4. Perché usare stadi?

   Per scartare massa morta.

Errori concettuali comuni

Mito: Isp alto significa spinta alta.

In realtà: La potenza limita la spinta.

Mito: Il Δv è lineare nel propellente.

In realtà: È logaritmico.

Mito: I motori elettrici non hanno bisogno di propellente.

In realtà: Espellono comunque massa.

Flashcard

Equazione del razzo

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

Rapporto di massa

m_0/m_f.

Stadi

Scartare i serbatoi vuoti.

Propulsore Hall

Elettrico, Isp alto.

Limitato dalla potenza

$F = 2\eta P/V_e$.

Δv

Bilancio di variazione di velocità.

Quiz di autoverifica

1. Δv = ...

$V_e \ln(m_0/m_f)$

$V_e\ m_0$

F/m

Isp

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

2. F limitata dalla potenza = ...

$2\eta P/V_e$

PV_e

P/η

$\dot{m}g$

$2\eta P/V_e$. Energia.

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

17.65 km/s

1.8 km/s

300 m/s

100 km/s

17.65 km/s. Moltiplica.

4. Gli stadi aiutano perché...

scartando massa vuota

aggiungono carburante

aumentando g

niente

scartando massa vuota. Rapporto di massa.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La missione DART della NASA, un test di difesa planetaria, è stata lanciata il 24 novembre 2021 su un Falcon 9 dalla Vandenberg Space Force Base e ha colpito la piccola luna asteroidale Dimorphos, di circa 160 metri di diametro, il 26 settembre 2022.

Arrivarci ha richiesto il bilancio dell'equazione del razzo di questa unità: Δv di lancio da un razzo chimico, poi una propulsione spaziale precisa per guidare verso un bersaglio piccolo.

Su Saving Planets: Meccanica orbitale · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Corso gratuito del MIT sui razzi.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Spiegazione gratuita della NASA.

- [ ] **Ho finito questa unità**

Propulsione sostenibile: SAF, idrogeno e volo elettrico

Carburanti sostenibili per l’aviazione, densità di energia per chilogrammo, idrogeno e batterie a confronto con il cherosene, e cosa significano i numeri per gli aerei futuri.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Confrontare le energie specifiche di carburanti e batterie.
- Descrivere materie prime e filiere dei SAF.
- Stimare le variazioni di energia del carburante.
- Valutare il compromesso massa–volume dell’idrogeno.

Concetti chiave

- L’energia specifica (MJ/kg) determina quanto può volare un aereo per chilogrammo trasportato; cherosene ≈ 43 MJ/kg, idrogeno liquido ≈ 120 MJ/kg e buone batterie ≈ 0.25 MJ/kg (valori da manuale).
- Il SAF si produce da biomassa, rifiuti o carbonio catturato e può essere usato direttamente nei motori esistenti, entro limiti di miscelazione.
- L’idrogeno ha molta energia per chilogrammo ma densità molto bassa, quindi i serbatoi sono grandi e pesanti.
- Le batterie sono adatte a voli brevi e piccoli aerei; la loro bassa energia specifica limita l’autonomia.
- Le emissioni sul ciclo di vita dipendono da come si produce il carburante, non solo da ciò che esce dal motore.

Equazioni chiave

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

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

Carburante contro batteria (manuale)

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

```
_H_2e_jet=120/43
```

Idrogeno contro cherosene (manuale)

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

`m_fuel=E/e`

Massa per un’energia

$$E = m\,LHV$$

`E=m LHV`

Energia del carburante

Esempi svolti passo passo

Esempio 10.1 Quante volte più energia per kg contiene il cherosene rispetto a una batteria (valori da manuale)?

1. 43/0.25.

Risposta: 172 volte.

Esempio 10.2 Come si confronta l’idrogeno liquido con il cherosene per kg?

1. 120/43.

Risposta: 2.79 volte.

Esempio 10.3 Il DOE afferma che un SAF da bioacetone del LANL ha il 12% di energia in più del cherosene convenzionale. Usando 43 MJ/kg come base (valore da manuale), stima la sua energia.

1. 1.12 × 43.

Risposta: Circa 48.2 MJ/kg.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Massa di batteria per immagazzinare l’energia di 1 kg di cherosene?

   172 kg.

2. Massa di idrogeno per l’energia di 1000 kg di cherosene?

   358 kg.

3. Indica una materia prima per il SAF.

   Biomassa, rifiuti umidi o CO di scarto.

4. Perché l’idrogeno è difficile da stoccare?

   Densità molto bassa; serbatoi criogenici.

Errori concettuali comuni

Mito: L’idrogeno è povero di energia.
In realtà: Per chilogrammo batte il cherosene; per litro no.

Mito: Le batterie eguaglieranno presto il cherosene.
In realtà: Il divario supera 100×.

Mito: Il SAF richiede motori nuovi.
In realtà: È progettato per funzionare in quelli esistenti.

Flashcard

SAF

Carburante sostenibile per l’aviazione.

Energia specifica

MJ/kg.

LH_2

Idrogeno liquido.

Carburante drop-in

Funziona nei motori attuali.

Ciclo di vita

Dalla produzione alla combustione.

Billion-Ton Report

Studio del DOE sulla biomassa.

Quiz di autoverifica

1. Cherosene contro batteria (manuale)...

172×

2×

10×

1000×

172×. 43/0.25.

2. Il punto debole dell’idrogeno...

volume

massa

energia

il colore

volume. La densità.

3. Potenziale di biomassa del DOE...

>1 miliardo di tonnellate all’anno

1 tonnellata

1 milione di tonnellate

nessuna

>1 miliardo di tonnellate all’anno. Billion-Ton Report.

4. Energia del SAF del LANL rispetto al cherosene...

+12%

−50%

uguale

+100%

+12%. DOE.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il Dipartimento dell'Energia degli Stati Uniti afferma che il suo Billion-Ton Report del 2023 ha rilevato che gli Stati Uniti potrebbero produrre più di 1 miliardo di tonnellate di biomassa all'anno, sufficienti per circa 60 miliardi di galloni di biocarburanti, e che un SAF da bioacetone del LANL ha il 12% di energia in più del cherosene convenzionale.

Il DOE descrive anche SAF da rifiuti umidi e da CO di scarto tramite filiere alcol-cherosene. Insieme ai motori efficienti delle unità precedenti, un carburante più pulito è una via diretta verso minori emissioni dell'aviazione.

Su Saving Planets: Soluzioni · Osservazione della Terra

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

☐ **Ho finito questa unità**

Esercizi

Questi esercizi stanno dentro ogni unità. Falli su carta, poi apri la risposta.

1. Spinta, quantità di moto e rendimento propulsivo
   4 esercizi
2. Il ciclo Brayton e il rendimento termico
   4 esercizi
3. Flusso comprimibile: prese d'aria e ugelli
   4 esercizi
4. Turbogetti: componenti e analisi del ciclo
   4 esercizi
5. Turbofan e turboelica
   4 esercizi
6. Consumo di carburante, TSFC ed emissioni
   4 esercizi
7. Fondamenti dei razzi e impulso specifico
   4 esercizi
8. Ugelli dei razzi, propellenti e regolazione della spinta
   4 esercizi
9. L'equazione del razzo e la propulsione elettrica

4 esercizi

10. Propulsione sostenibile: SAF, idrogeno e volo elettrico
    4 esercizi

Il laboratorio (Propulsion lab)

Il laboratorio è la parte pratica del corso. Qui è gratuito e solo per esercitarsi, senza crediti.

Ogni laboratorio si svolge in una simulazione gratuita o in un foglio di calcolo, quindi non ci sono rischi fisici. Non mescolare, produrre o bruciare propellenti né costruire motori per questo corso. Fai pause dallo schermo, siediti con una buona postura e tieni i cavi lontano dai passaggi.

Riferimento per la sicurezza: OSHA: Walking-working surfaces (slip, trip and fall hazards) (https://www.osha.gov/walking-working-surfaces)

Laboratorio A: Scansione di spinta e rendimento propulsivo

SETTIMANA 1

Obiettivo: Costruisci un foglio di calcolo che vari la velocità di scarico a velocità di volo fissa e trovi spinta, spinta specifica e rendimento propulsivo.

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

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

Rendimento propulsivo

Procedimento

1. Imposta $\dot{m}$ = 100 kg/s e V_0 = 250 m/s.
2. Varia V_e da 300 a 900 m/s.
3. Calcola F, F/$\dot{m}$ e η_p in ogni riga.
4. Traccia η_p in funzione della spinta specifica e descrivi il compromesso.

Tabella dei dati

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

Valori d'esempio calcolati.

Calcolo di esempio

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

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: NASA Glenn osserva che i turbofan ad alto by-pass sono efficienti quasi quanto i turboelica. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Laboratorio B: Riscaldamento per compressione e rendimento Brayton

SETTIMANA 2

Obiettivo: Osserva il gas scaldarsi quando viene compresso in PhET Gas Properties, poi tabula il rendimento Brayton ideale in funzione del rapporto di compressione.

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

```
_th=1-π^-0.2857
```

Rendimento Brayton ideale (γ = 1.4)

Procedimento

1. In PhET Gas Properties, isola la scatola (calore costante) e spingi rapidamente la parete; annota l'aumento di temperatura.
2. In un foglio di calcolo, elenca π = 10, 20, 30, 40.
3. Calcola η_th e T_2 a partire da 288 K.
4. Traccia η_th in funzione di π e nota i rendimenti decrescenti.

Tabella dei dati

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

Valori ideali calcolati.

Calcolo di esempio

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

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi browser e foglio di calcolo.

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)

Legame con il pianeta: Il progetto HyTEC della NASA ha sviluppato tecnologie di nuclei compatti per ridurre i consumi. NASA Aeronautics: Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) project (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hytec/)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Laboratorio C: Costruire tabelle del flusso isentropico

SETTIMANA 4

Obiettivo: Calcola T_0/T, p_0/p e A/A^* in funzione del numero di Mach per l'aria e trova dove l'area è minima.

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

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

Relazione area–Mach (γ = 1.4)

Procedimento

1. Elenca M da 0.2 a 3 a passi di 0.1.
2. Calcola T_0/T, p_0/p e A/A^*.
3. Traccia A/A^* e conferma il suo minimo di 1 a M = 1.
4. Leggi il rapporto di aree necessario per un ugello a Mach 2.

Tabella dei dati

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

Valori calcolati per γ = 1.4.

Calcolo di esempio

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.

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: La NASA riporta che le valvole dell'RS-25 di Artemis I erano entro lo 0.5% dei valori previsti. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Laboratorio D: Il compromesso di by-pass del turbofan

SETTIMANA 7

Obiettivo: Varia il rapporto di by-pass per nucleo e velocità del fan fissi e confronta spinta e rendimento del flusso 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
```

Spinta del turbofan

Procedimento

1. Fissa ṁ_c = 100 kg/s, V_e = 450, V_f = 300, V_0 = 250 m/s.
2. Varia bpr da 0 a 12.
3. Calcola F e il rapporto di spinta rispetto a bpr = 0.
4. Discuti perché i motori reali si fermano vicino ai rapporti di by-pass attuali.

Tabella dei dati

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

Valori d’esempio calcolati.

Calcolo di esempio

1. F(5) = 45,000 + 150,000 − 150,000 = 45 kN.
2. Ogni unità di bpr aggiunge 100 × 50 = 5 kN.

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: NASA Glenn: un turbofan produce più spinta con quasi la stessa portata di carburante del nucleo. NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Laboratorio E: Espansione negli ugelli dei razzi e Isp

SETTIMANA 11

Obiettivo: Calcola la velocità di scarico ideale e l'Isp di un razzo al variare del rapporto di pressione dell'ugello, poi collega i livelli di potenza dell'RS-25 alla spinta.

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

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

Velocità ideale di uscita

Procedimento

1. Usa γ = 1.2, massa molare 13 g/mol e T_0 = 3500 K (valori d'esempio).
2. Varia p_e/p_0 da 0.1 a 0.0001.
3. Calcola V_e e Isp.
4. Tabula la spinta dell'RS-25 al 104.5%, 109%, 111% e 113% di 469856 lbf.

Tabella dei dati

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

Valori d'esempio calcolati; livelli dell'RS-25 dalla NASA.

Calcolo di esempio

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

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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)

Legame con il pianeta: La NASA afferma che i nuovi RS-25 funzionano al 111% e le prove hanno raggiunto il 113%. NASA: SLS (Space Launch System) RS-25 Core Stage Engine (https://www.nasa.gov/reference/space-launch-system-rs-25-core-stage-engine/)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Laboratorio F: Densità di energia e la questione SAF

SETTIMANA 13

Obiettivo: Confronta la massa necessaria per trasportare la stessa energia con cherosene, idrogeno liquido, una batteria e un SAF a maggiore energia.

$$m = E/e$$

`m=E/e`

Massa per un'energia

Procedimento

1. Imposta E = 43000 MJ (1000 kg di cherosene, valore da manuale).
2. Calcola la massa per ogni vettore energetico.
3. Traccia le masse su un asse logaritmico.
4. Scrivi un paragrafo su dove si colloca ciascuna opzione.

Tabella dei dati

Vettore	MJ/kg	Massa (kg)
Carburante per aviogetti	43	1000
Idrogeno liquido	120	358
Batteria	0.25	172,000
SAF (+12%)	48.16	893

Energie specifiche da manuale; guadagno di energia del SAF secondo il DOE.

Calcolo di esempio

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

> **Sicurezza**
>
> - Solo computer.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: Il DOE afferma che gli Stati Uniti potrebbero produrre più di 1 miliardo di tonnellate di biomassa all'anno. U.S. Department of Energy: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels)

- [ ] **Ho completato questo laboratorio (reale o virtuale)**

Serie di esercizi per gli esami

Cronometrati: circa 10 minuti per problema. Poi confronta con le soluzioni complete.

Esercizi di preparazione all'esame intermedio (unità 1–5)

1. Un motore porta 80 kg/s da 200 a 500 m/s. Trova spinta e η_p.

    1. $F = 80 \times 300$.
    2. $\eta_p = 2/(1 + 2.5)$.

    Risposta: 24 kN; 0.571.

2. Trova il rendimento Brayton ideale a $\pi = 25$.

    1. $1 - 25^{(-0.2857)}$.

    Risposta: 60.1%.

3. Trova T_0/T a Mach 2.

    1. $1 + 0.2 \times 4$.

    Risposta: 1.8.

4. Trova la temperatura di uscita del compressore per $\pi = 20$ a partire da 288 K.

    1. $288 \times 20^{0.2857}$.

    Risposta: 678 K.

5. Un turbofan ha $\dot{m}_c = 50$ kg/s, bpr = 8, $V_e = 400$, $V_f = 280$, $V_0 = 240$ m/s. Trova la spinta.

    1. $50 \times 400 + 400 \times 280 - 450 \times 240$.

    Risposta: 24 kN.

Serie finale di esercizi (unità 1–10)

1. Un motore produce 50 kN a 240 m/s bruciando 0.9 kg/s di carburante da 43 MJ/kg. Trova η_0 e TSFC.

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

    Risposta: 0.310; 18 mg/(N·s).

2. Trova la CO_2 all'ora per 0.9 kg/s di carburante (3.16 kg/kg, manuale).

    1. 0.9 × 3600 × 3.16.

    Risposta: 10,238 kg.

3. Trova V_eq per un Isp di 350 s.

    1. 350 × 9.80665.

    Risposta: 3432 m/s.

4. Trova Δv per V_e = 3432 m/s e rapporto di massa 5.

    1. 3432 ln 5.

    Risposta: 5524 m/s.

5. Un propulsore ionico da 2 kW (η = 0.6) ha V_e = 30 km/s. Trova la spinta.

    1. 2 × 0.6 × 2000/30,000.

    Risposta: 0.08 N.

6. Quanto idrogeno liquido (120 MJ/kg) equivale a 500 kg di cherosene (43 MJ/kg)?

    1. 500 × 43/120.

    Risposta: 179 kg.

Formulario

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$m = E/e$$

Costanti

Costante	Valore
Aria (valori da manuale)	γ = 1.4, c_p = 1005 J/(kg·K)
Gravità standard	g_0 = 9.80665 m/s²
1 lbf	4.44822 N
Carburante per aviogetti (valori da manuale)	potere calorifico 43 MJ/kg; 3.16 kg di CO_2 per kg bruciato
Idrogeno liquido (valore da manuale)	potere calorifico 120 MJ/kg
Costante universale dei gas	8314 J/(kmol·K)

Fonte: 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)

Testi e simulazioni gratuiti

Usa queste lezioni gratuite, guide NASA e simulazioni insieme al corso.

- MIT OpenCourseWare 16.50 Introduction to Propulsion Systems (Spring 2012) (https://ocw.mit.edu/courses/16-50-introduction-to-propulsion-systems-spring-2012/): Lezioni ed esercizi gratuiti del MIT sulla propulsione.
- MIT OpenCourseWare 16.512 Rocket Propulsion (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-512-rocket-propulsion-fall-2005/): Corso gratuito del MIT sulla propulsione a razzo.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Turbofan thrust (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/turbfan.html): Spiegazione gratuita della NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Specific impulse (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/specimp.html): Spiegazione gratuita della NASA.
- NASA Glenn Beginner's Guide: Brayton cycle (https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/brayton.html): Spiegazione gratuita della NASA.
- PhET: Gas Properties (https://phet.colorado.edu/en/simulations/gas-properties): Leggi dei gas in modo interattivo.

Glossario

Postbruciatore

Combustore dopo la turbina per spinta extra.

Rapporto di aree
A/A*, area dell'ugello su area della gola.

Ciclo Brayton
Ciclo termodinamico della turbina a gas.

Rapporto di by-pass
Portata del fan su portata primaria.

Flusso bloccato
Flusso sonico in una gola che limita la portata.

Compressore
Aumenta la pressione dell'aria.

Propulsore Hall
Propulsore elettrico a campi incrociati.

Isoentropico
Reversibile e adiabatico.

Numero di Mach
Velocità su velocità del suono.

Rendimento globale
Potenza di spinta su potenza del carburante.

Rapporto di compressione
Pressione di uscita del compressore su pressione di ingresso.

Rendimento propulsivo
Potenza di spinta su potenza del getto.

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

SAF
Carburante sostenibile per l'aviazione.

Impulso specifico
Spinta per portata in peso di propellente.

Spinta specifica
Spinta per unità di portata d'aria.

Temperatura di ristagno
Temperatura se il flusso viene arrestato adiabaticamente.

TSFC
Portata di carburante per unità di spinta.

Turbina
Estrae lavoro per azionare il compressore.

Turbofan
Turbina a gas con fan di by-pass.

Griglia di autovalutazione

Non si assegnano voti né crediti. Usala per valutare onestamente a che punto sei in ogni unità.

Livello	Come si presenta
4 · Padronanza	Imposta volumi di controllo e stazioni, sceglie le relazioni giuste, controlla le unità e spiega con parole semplici i compromessi di rendimento ed emissioni.
3 · Competente	Risolve gli esercizi con errori occasionali su unità o stazioni.
2 · In sviluppo	Segue gli esempi svolti ma confonde valori di ristagno e statici, o Isp e velocità di scarico.
1 · Principiante	Inserisce numeri nelle formule senza uno schema delle stazioni; deve rivedere l'unità.

Pesi suggeriti se vuoi un punteggio

Parte	Peso
Esercizi	20%
Laboratori	25%
Serie di esercizi di metà corso	25%
Serie di esercizi finale	30%

Punta al livello 3 o superiore in ogni unità prima di passare al corso successivo.

Corsi correlati

- Probabilità e statistica MATH 350
- Dinamica del volo e controlli AERO 420
- Progettazione di veicoli spaziali AERO 430
- Tutti i corsi