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 suo programma segue un corso semestrale del terzo anno sulle prestazioni dei velivoli. Si ispira agli argomenti e al livello delle parti sulle prestazioni di MIT 16.01–16.04 Unified Engineering e MIT 16.885J Aircraft Systems Engineering (gratuiti su MIT OpenCourseWare), a corsi come Purdue AAE 251 e Georgia Tech AE 3310, e al FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, Chapter 11, a cui rimandiamo dove sono utili. Nessuno di questi autori, istituti o enti approva questa pagina.
>
> Che cosa aggiungiamo: ogni unità è legata a un lavoro reale con una fonte pubblica citata (ali a flusso laminare, ali controventate, motori ibridi, carburante sostenibile per l'aviazione ed energia dei trasporti), ogni numero della pagina viene ricalcolato da uno script di verifica prima di andare online, e ogni laboratorio ha una simulazione gratuita, un foglio di calcolo o una versione sicura da fare a casa.
>
> 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

Le prestazioni sono il punto in cui il progetto del velivolo incontra il consumo di carburante. Ogni punto percentuale di resistenza eliminato, ogni chilogrammo risparmiato e ogni profilo di salita o crociera migliore si riflette direttamente nell'equazione di Breguet, e quindi nei consumi e nelle emissioni.

La NASA indica tre vie principali per un'aviazione sostenibile: tecnologia dei velivoli efficiente, carburante sostenibile per l'aviazione, e operazioni e infrastrutture. Ogni unità si chiude con una breve sezione con fonti. I valori che non provengono da una fonte sono indicati come valori d'esempio.

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 320).
- 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

- Aerodinamica I: coefficienti di portanza e di resistenza, polare di resistenza e resistenza indotta.
- Dinamica: leggi di Newton, lavoro ed energia.
- Analisi II: integrali e logaritmi naturali (per autonomia di distanza e di durata).
- La termodinamica aiuta per motori e atmosfera ma non è richiesta.

Come studiare

- Inizia ogni problema con un diagramma di corpo libero: portanza, peso, spinta e resistenza, e l'angolo di traiettoria.
- Scrivi prima l'atmosfera: quota, densità, temperatura e velocità del suono.
- Tieni il peso in newton e la massa in chilogrammi; la maggior parte degli errori nelle prestazioni nasce dal confonderli.
- Impara a memoria le velocità chiave: stallo, minima resistenza, minima potenza, massima salita e avvicinamento.
- Controlla i casi limite: spinta in eccesso nulla significa salita nulla; un velivolo più pesante richiede più pista, circa col quadrato del peso.
- 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 NASA FoilSim e PhET Projectile Motion.
- Un foglio di calcolo per i laboratori su atmosfera, polare di resistenza, autonomia e decollo.

- Carta da stampante, un righello o un metro a nastro, graffette e un cronometro o il timer del telefono.
- Uno spazio interno libero e sicuro o uno spazio esterno senza vento per i voli degli alianti.

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	L’atmosfera standard, le velocità e la quota di densità	Atmosfera standard, velocità, quota di densità; Laboratorio A	FAA PHAK Ch. 11
2	Le forze in volo e la polare di resistenza	Forze in volo e polare di resistenza; Laboratorio C	NASA Glenn; MIT 16.01
3	Spinta e potenza necessarie	Spinta e potenza necessarie	MIT 16.01
4	Prestazioni in salita	Angolo e rateo di salita	FAA PHAK Ch. 11
5	Prestazioni in salita	Potenza specifica in eccesso, quote di tangenza, tempo di salita	MIT 16.01
6	Il volo planato	Volo planato; Laboratorio B	NASA Glenn
7	Autonomia di distanza e di durata: le equazioni di Breguet	Consumo di carburante ed equazione di Breguet per l’autonomia di distanza	MIT 16.885J
8	Autonomia di distanza e di durata: le equazioni di Breguet	Autonomia di durata, carico utile–distanza; Laboratorio D; esercitazione per l’esame intermedio	MIT 16.885J
9	Prestazioni al decollo	Velocità di stallo, ipersostentazione, corsa al suolo	FAA Airplane Flying Handbook
10	Prestazioni al decollo	Quota di densità, vento, pista bilanciata; Laboratorio E	FAA PHAK Ch. 11
11	Prestazioni all’atterraggio	Distanza di avvicinamento e atterraggio	FAA Airplane Flying Handbook

Settimana	Unità	Argomenti	Lettura
12	La virata e il diagramma V-n	Virate, fattore di carico, raggio di virata	FAA Airplane Flying Handbook
13	La virata e il diagramma V-n	Velocità di manovra e diagramma V-n; Laboratorio F	MIT 16.01
14	Prestazioni dei velivoli elettrici, ibridi e a carburante sostenibile	Prestazioni dei velivoli elettrici e ibridi	NASA HyTEC
15	Prestazioni dei velivoli elettrici, ibridi e a carburante sostenibile	Carburante sostenibile, CO_2 e il quadro completo delle prestazioni; esercitazione per l'esame finale	DOE SAF; NASA

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

L’atmosfera standard, le velocità e la quota di densità

Perché le prestazioni dipendono dall’aria, l’atmosfera standard internazionale (ISA), temperatura, pressione e densità in funzione della quota, la velocità del suono e il numero di Mach, le velocità indicata, calibrata, equivalente e vera, e le quote di pressione e di densità.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare temperatura, pressione e densità ISA nella troposfera.
- Trovare la velocità del suono e il numero di Mach.
- Convertire tra velocità equivalente e velocità vera.
- Spiegare perché gli aeroporti caldi e in quota peggiorano le prestazioni.

Concetti chiave

- Portanza, resistenza e spinta del motore dipendono tutte dalla densità dell’aria, quindi le prestazioni si riferiscono sempre a un’atmosfera dichiarata. L’ISA è un riferimento: 288.15 K, 101325 Pa e 1.225 kg/m³ al livello del mare.
- Nella troposfera (fino a 11 km) la temperatura cala di 6.5 K per km: $T = T_0 - 0.0065h$. L’idrostatica e la legge dei gas perfetti danno $p/p_0 = (T/T_0)^{5.26}$ e $\rho/\rho_0 = (T/T_0)^{4.26}$. Sopra gli 11 km la temperatura è costante a 216.65 K e la densità cala in modo esponenziale.
- La velocità del suono è $a = \sqrt{\gamma RT}$; il numero di Mach $M = V/a$. Poiché a dipende solo dalla temperatura, è più bassa alla quota di crociera.
- Un anemometro misura la pressione dinamica $\tfrac{1}{2}\rho V^2$. La velocità equivalente $EAS = V\sqrt{\sigma}$, con il rapporto di densità $\sigma = \rho/\rho_0$; in quota la velocità vera è maggiore della EAS.
- La quota di pressione è la quota ISA con la pressione misurata; la quota di densità è la quota ISA con la densità reale. Un’alta quota di densità (aeroporto in quota, caldo o umido) significa aria più rarefatta, quindi meno portanza a una data velocità e meno spinta: il decollo si allunga e la salita peggiora.

Equazioni chiave

$$T = T_0 - 0.0065h$$

`T=T_0-0.0065h`

Temperatura nella troposfera

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

`(ρ)/(ρ_0)=((T)/(T_0))^4.26`

Densità nella troposfera

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

a=γ RT,\ M=V/a

Velocità del suono e Mach

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

V_E=Vσ

Velocità equivalente

Esempi svolti passo passo

Esempio 1.1 Trova temperatura, pressione e densità ISA a 3000 m.

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

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

Esempio 1.2 Trova la velocità del suono al livello del mare e a 11 km (216.65 K).

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

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

Esempio 1.3 Trova densità e pressione ISA a 11 km.

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

Risposta: ρ = 0.364 kg/m³ e p = 22.6 kPa: meno di un terzo della densità al livello del mare.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova la densità ISA a 5000 m.

   0.736 kg/m³.

2. Quale numero di Mach corrisponde a 250 m/s al livello del mare?

   250/340.3 = 0.735.

3. Trova l'esponente $g/(aR) - 1$ per la densità.

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

4. Un aeroporto a 1500 m in una giornata calda: la sua quota di densità è sopra o sotto 1500 m?

   Sopra: l'aria calda è più rarefatta.

Errori concettuali comuni

Mito: La velocità vera è uguale alla velocità indicata.
In realtà: Solo in condizioni standard al livello del mare.

Mito: La velocità del suono dipende dalla pressione.
In realtà: Per un gas perfetto dipende solo dalla temperatura.

Mito: La quota di densità è l'altitudine dell'aeroporto.
In realtà: Dipende anche da temperatura, pressione e umidità.

Flashcard

ISA

288.15 K, 101,325 Pa, 1.225 kg/m³.

Gradiente termico verticale

0.0065 K/m.

Rapporto di densità

$\sigma = \rho/\rho_0$.

Velocità del suono

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

EAS

$V\sqrt{\sigma}$.

Quota di densità

Quota ISA con la densità reale.

Quiz di autoverifica

1. La densità ISA al livello del mare è...

1.000 kg/m³

1.225 kg/m³

0.364 kg/m³

101.3 kg/m³

1.225 kg/m³. Valore standard.

2. Il gradiente termico della troposfera è...

6.5 K/km

9.8 K/km

0

2 K/km

6.5 K/km. Definizione ISA.

3. La velocità del suono dipende da...

la pressione

la temperatura

solo la densità

velocità

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

4. Un’alta quota di densità rende il decollo...

più corto

più lungo

invariata

impossibile

più lungo. Meno portanza e spinta.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

L'EIA riferisce che circa il 29% del consumo totale di energia degli Stati Uniti nel 2025 è andato al trasporto di persone e merci, che i prodotti petroliferi hanno fornito circa l'89% dell'energia dei trasporti, e che il solo carburante per aviogetti ha rappresentato il 13% dell'energia usata nei trasporti.

L'EIA osserva anche che il carburante per aviogetti alimenta gli aerei a reazione e alcuni elicotteri, e che vi si possono miscelare biocarburanti. Ognuno di quei galloni viene bruciato nell'atmosfera modellata in questa unità; dove un velivolo vola in quell'atmosfera decide quanto consuma.

Su Saving Planets: Aerodinamica I · Osservazione della Terra

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

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo gratuito della FAA su quota di densità e prestazioni.
- NASA Glenn: Dynamic pressure (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/dynamic-pressure/): Pagina gratuita della NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT sull'atmosfera.
- FAA Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manuale FAA completo.

Ho finito questa unità

Le forze in volo e la polare di resistenza

Le quattro forze, il volo livellato stazionario, i coefficienti di portanza e di resistenza, la resistenza parassita e quella indotta, la polare parabolica C_D = C_D0 + KC_L², il fattore di Oswald e l'allungamento alare, la massima efficienza aerodinamica, e la resistenza in crociera.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Scrivere le equazioni del volo livellato stazionario.
- Usare la polare di resistenza parabolica.
- Trovare (L/D)max e il coefficiente di portanza a cui si ottiene.
- Calcolare la resistenza in crociera di un aereo di linea.

Concetti chiave

- Nel volo livellato stazionario la portanza è uguale al peso e la spinta alla resistenza: L = W = ½ρV²SC_L e T = D = ½ρV²SC_D.
- La resistenza ha due parti. La resistenza parassita (a portanza nulla) C_D0 deriva dall'attrito superficiale e dalla resistenza di pressione; la resistenza indotta KC_L² è il prezzo della portanza, con K = 1/(πeAR) per l'allungamento AR e il fattore di Oswald e.
- La polare C_D = C_D0 + KC_L² determina quasi tutti i numeri sulle prestazioni di questo corso.
- L'efficienza L/D = C_L/C_D è il rendimento aerodinamico del velivolo. È massima quando la resistenza indotta è uguale a quella parassita: C_L* = √(C_D0/K) e (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).
- A (L/D)max la resistenza è minima per un dato peso: D_min = W/(L/D)max. Ali lunghe e sottili (AR alto) riducono K, ed è per questo che le hanno gli alianti e gli aerei di linea più efficienti.

Equazioni chiave

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

L=W=12ρ V^2SC_L

Portanza in volo livellato

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

C_D=C_D0+KC_L^2

Polare di resistenza parabolica

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

K=(1)/(π eAR)

Fattore di resistenza indotta

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

(LD)_max=12_D0

Massima efficienza aerodinamica

Esempi svolti passo passo

Esempio 2.1 L'aereo di linea d'esempio ha m = 60000 kg, S = 120 m², C_D0 = 0.020 e K = 0.045. Trova W, (L/D)max, C_L* e la resistenza minima.

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

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

Esempio 2.2 L'aereo di linea è in crociera a 11 km (ρ = 0.364 kg/m³) a 230 m/s. Trova q, C_L, C_D e la resistenza.

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

Risposta: D = 36.6 kN; L/D = 16.1, vicino al massimo.

Esempio 2.3 Qual è il numero di Mach di crociera?

1. M = 230/295.0.

Risposta: M = 0.780.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Si dimezza C_{D0} lasciando invariato K. Come cambia $(L/D)_{max}$?

   Aumenta di un fattore $\sqrt{2}$: 23.6.

2. Trova K per $AR = 9$ ed $e = 0.8$.

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

3. A C_L^*, quale frazione della resistenza è indotta?

   La metà.

4. Trova la L/D di crociera qui sopra.

   0.510/0.0317 = 16.1.

Errori concettuali comuni

Mito: La resistenza cresce sempre con la velocità.
In realtà: La resistenza indotta cala con la velocità; la resistenza totale ha un minimo.

Mito: Ali più grandi significano sempre meno resistenza.
In realtà: Aggiungono resistenza parassita.

Mito: La L/D è fissa per un velivolo.
In realtà: Dipende da C_L, quindi da velocità, peso e quota.

Flashcard

Volo livellato

$L = W$, $T = D$.

Polare di resistenza

$C_{D0} + KC_L^2$.

K

$1/(\pi eAR)$.

C_L^*

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

$(L/D)_{max}$

$1/(2\sqrt{(KC_{D0})})$.

D_{min}

$W/(L/D)_{max}$.

Quiz di autoverifica

1. Nel volo livellato stazionario...

L = W, T = D

L = T

D = W

L = 0

L = W, T = D. Equilibrio delle forze.

2. (L/D)max si ha quando...

resistenza indotta = parassita

$C_L = 0$

$C_L = C_{Lmax}$

V è massima

resistenza indotta = parassita. Minimizzare C_D/C_L.

3. Aumentare l'allungamento...

aumenta K

riduce K

aumenta C_{D0}

non ha effetto

riduce K. $K = 1/(\pi e AR)$.

4. D_{min} è uguale a...

W(L/D)max

W/(L/D)max

T_max

qS

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

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA descrive l'ala controventata come un'ala lunga e sottile con supporti strutturali di forma aerodinamica che potrebbe ridurre carburante e costi operativi dei futuri aerei di linea. Nel dicembre 2025 NASA e Boeing hanno provato un modello di semiala del concetto Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) di Boeing in una grande galleria del vento pressurizzata a Farnborough, in Inghilterra.

Un'ala lunga e sottile è un'ala ad alto allungamento: riduce K nella polare e aumenta (L/D)max. I montanti sopportano i carichi che renderebbero troppo pesante un'ala del genere da sola.

Su Saving Planets: Aerodinamica I · Scienza delle costruzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

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

Ho finito questa unità

Spinta e potenza necessarie

Spinta necessaria in funzione della velocità, velocità di minima resistenza, potenza necessaria e velocità di minima potenza, spinta e potenza disponibili da getti ed eliche, velocità massima e minima in volo livellato, ed effetto di quota e peso.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Tracciare spinta e potenza necessarie in funzione della velocità.
- Trovare le velocità di minima resistenza e di minima potenza.
- Spiegare come la quota modifica queste velocità.
- Trovare la velocità massima in volo livellato dalla spinta disponibile.

Concetti chiave

- La spinta necessaria è uguale alla resistenza: T_R = ½ρV²SC_D0 + 2KW²/(ρV²S). Il primo termine cresce con V², il secondo cala come 1/V², quindi T_R ha un minimo.
- La velocità di minima resistenza è V_md = √(2W/(ρS)) (K/C_D0)^¼. È la velocità di (L/D)max.
- La potenza necessaria è P_R = T_R V. È minima a V_mp = V_md/3^¼ = 0.760 V_md, dove la resistenza indotta è tre volte quella parassita e L/D = 0.866(L/D)max.
- In quota, a parità di peso, tutte le velocità scalano come 1/√σ: la velocità vera di massima efficienza aumenta, ma la resistenza non cambia.
- La spinta di un motore a getto è circa costante con la velocità e cala con la densità; la potenza di un’elica è circa costante, quindi la sua spinta cala con la velocità. La velocità massima in volo livellato è dove la spinta (o potenza) disponibile eguaglia quella necessaria.

Equazioni chiave

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

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

Spinta necessaria

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

```
V_md=(2W)/(ρ S)(_D0)^1/4
```

Velocità di minima resistenza

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

V_mp=_md3^1/4

Velocità di minima potenza

$$P_R = T_R V$$

P_R=T_RV

Potenza necessaria

Esempi svolti passo passo

Esempio 3.1 Trova V_md per l’aereo di linea d’esempio al livello del mare.

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

Risposta: V_md = 109.6 m/s.

Esempio 3.2 Trova V_md a 11 km e il rapporto delle velocità.

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

Risposta: V_md = 201.2 m/s con la stessa resistenza di 35.3 kN.

Esempio 3.3 Trova V_mp al livello del mare e la potenza necessaria a V_md.

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

Risposta: V_mp = 83.3 m/s; P_R a V_md = 3.87 MW.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova la resistenza a V_mp.

W/(0.866 × 16.67) = 40.8 kN.

2. Trova q a 100 m/s al livello del mare.

   ½ × 1.225 × 100^2 = 6125 Pa.

3. Se il peso aumenta del 21%, come cambia V_md?

   Di un fattore √1.21 = 1.1.

4. Sotto V_md, il velivolo è stabile in velocità?

   No: rallentare aumenta la resistenza (il secondo regime della curva di resistenza).

Errori concettuali comuni

Mito: Minima resistenza e minima potenza si hanno alla stessa velocità.
In realtà: V_mp è più lenta del 24%.

Mito: Volare più in alto riduce la resistenza alla massima efficienza.
In realtà: La resistenza è la stessa; è solo la velocità a essere maggiore.

Mito: La spinta necessaria è la stessa cosa della potenza necessaria.
In realtà: Potenza = spinta × velocità.

Flashcard

Spinta necessaria

Uguale alla resistenza.

V_md

Velocità di (L/D)max.

V_mp

0.760 V_md.

Potenza necessaria

T_R V.

Quota

Velocità ∝ 1/√σ.

Secondo regime

Sotto V_md la resistenza aumenta al diminuire della velocità.

Quiz di autoverifica

1. La spinta necessaria è minima a...

V_md

V_mp

V_stall

V_max

V_md. Minima resistenza.

2. V_mp/V_md è uguale a...

0.760

1.316

1

0.5

0.760. 3^(−¼).

3. In quota, V_md (vera) è...

più alta

più bassa

uguale

zero

più alta. ∝ 1/√ρ.

4. La spinta di un’elica, al crescere della velocità...

scende

sale

è costante

è zero

scende. Potenza costante.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA spiega che in volo si forma uno strato sottile d'aria, lo strato limite, vicinissimo alla superficie del velivolo, e che sulla maggior parte degli aerei diventa turbolento, aumentando la resistenza d'attrito e i consumi. Il progetto Crossflow Attenuated Natural Laminar Flow (CATNLF) della NASA mira a mantenere laminare quel flusso su grandi ali a freccia.

Uno studio numerico della NASA dal 2014 al 2017 ha stimato che un'ala CATNLF su un grande velivolo a lungo raggio come il Boeing 777 potrebbe far risparmiare fino al 10% di carburante l'anno. Nei termini di questa unità, il flusso laminare riduce C_{D0}, e quindi spinta e potenza necessarie a ogni velocità.

Su Saving Planets: Meccanica dei fluidi · Aerodinamica I

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

Risorse di apprendimento gratuite

- NASA Glenn: What is drag? (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/what-is-drag/): Pagina gratuita della NASA.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Pagina gratuita della NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT sulle prestazioni.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA sulle curve di spinta e di potenza.

☐ **Ho finito questa unità**

Prestazioni in salita

Forze in una salita stazionaria, angolo e rateo di salita, spinta in eccesso e potenza in eccesso, velocità di massimo angolo e di massimo rateo, potenza specifica in eccesso, tempo di salita, e quote di tangenza teorica e pratica.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Scrivere l’equilibrio delle forze in una salita stazionaria.
- Calcolare rateo e angolo di salita.
- Distinguere le velocità di massimo angolo e di massimo rateo.
- Stimare il tempo di salita e le quote di tangenza.

Concetti chiave

- In una salita stazionaria con angolo di traiettoria γ: T − D − W sin γ = 0 e L = W cos γ. Quindi sin γ = (T − D)/W: la spinta in eccesso determina l’angolo di salita.
- Rateo di salita RC = V sin γ = (T − D)V/W = (P_avail − P_req)/W: la potenza in eccesso determina il rateo di salita.
- La velocità di massimo angolo (V_x) massimizza la spinta in eccesso e serve a superare gli ostacoli; quella di massimo rateo (V_y) massimizza la potenza in eccesso e porta in quota prima.
- La potenza specifica in eccesso P_s = (T − D)V/W unisce salita e accelerazione: è il ritmo a cui può crescere la quota energetica h + V²/(2g).
- La potenza in eccesso cala con la quota. La tangenza teorica è dove il massimo RC è zero; la tangenza pratica è dove vale 0.5 m/s (100 ft/min).

Equazioni chiave

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

γ=(T-D)/(W)

Angolo di salita

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

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

Rateo di salita

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

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

Potenza specifica in eccesso

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

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

Quota energetica

Esempi svolti passo passo

Esempio 4.1 L’aereo di linea d’esempio sale a 130 m/s al livello del mare con 120 kN di spinta. Trova C_L e la resistenza.

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

Risposta: C_L = 0.474; D = 37.4 kN (assumendo L ≈ W).

Esempio 4.2 Trova rateo e angolo di salita.

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

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

Esempio 4.3 A una media di 10 m/s, quanto dura una salita a 10000 m?

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

Risposta: t = 16.7 min.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Converti 18.2 m/s in ft/min.

   18.2 × 196.85 = 3590 ft/min.

2. Quale velocità supera meglio un ostacolo?

   V_x, massimo angolo.

3. Quanto vale RC alla tangenza teorica?

   Zero.

4. Perché la salita peggiora con la quota?

   Spinta e potenza in eccesso calano con la densità.

Errori concettuali comuni

Mito: La salita deriva da portanza in più.
In realtà: Deriva da spinta o potenza in eccesso; in salita L < W.

Mito: V_x e V_y sono uguali.
In realtà: V_x è più lenta.

Mito: Il rateo di salita non dipende dal peso.
In realtà: RC ∝ 1/W.

Flashcard

Angolo di salita

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

Rateo di salita

$(T - D)V/W$.

V_x

Massimo angolo.

V_y

Massimo rateo.

P_s

Potenza specifica in eccesso.

Quote di tangenza

Teorica: RC = 0; pratica: 0.5 m/s.

Quiz di autoverifica

1. L’angolo di salita dipende da…

spinta in eccesso

portanza in eccesso

solo superficie alare

Mach

spinta in eccesso. $\sin \gamma = (T - D)/W$.

2. Il rateo di salita dipende da…

la potenza in eccesso

solo resistenza

C_{Lmax}

solo K

la potenza in eccesso. $RC = \Delta P/W$.

3. Alla tangenza pratica RC è…

0

0.5 m/s

5 m/s

10 m/s

0.5 m/s. 100 ft/min.

4. In una salita stazionaria la portanza è…

W cos γ

W

W sin γ

T

W cos γ. Equilibrio normale.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La pagina della NASA sull'aviazione sostenibile osserva che servire meno energia per volare significa usare meno carburante o, per i velivoli elettrici, meno energia da produrre altrove, il che riduce le emissioni nel ciclo di vita per tutto il tempo in cui il velivolo è in servizio.

La salita è la fase più energivora di un volo breve. La potenza specifica in eccesso mostra perché: ogni chilogrammo risparmiato e ogni newton di resistenza eliminato aumentano il rateo di salita e accorciano la fase ad alta spinta.

Su Saving Planets: Dinamica · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA sulle prestazioni in salita.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA sulle salite.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT sulla salita.
- NASA Glenn: Thrust-to-weight ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/thrust-to-weight-ratio/): Pagina gratuita della NASA.

☐ **Ho finito questa unità**

Il volo planato

Forze in una planata senza motore, angolo di planata ed efficienza, distanza da una data quota, velocità di discesa e minima discesa, effetto di peso e vento, e pianificazione in caso di piantata motore.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Mettere in relazione l'angolo di planata con L/D.
- Trovare la distanza di planata da una quota.
- Calcolare la velocità di discesa.
- Spiegare gli effetti di peso e vento.

Concetti chiave

- In una planata stazionaria la spinta è nulla: D = W sin γ e L = W cos γ, quindi tan γ = D/L = 1/(L/D).
- La distanza di planata da una quota h è d = h(L/D). La planata più piatta si ha a (L/D)max, cioè a V_md.
- Velocità di discesa V_s = V sin γ ≈ V/(L/D). La minima discesa si ha alla velocità di minima potenza V_mp, la migliore per restare in volo più a lungo.
- Il peso non cambia l'efficienza massima, solo la velocità a cui si ottiene (gli alianti più pesanti volano più veloci con lo stesso angolo). Il vento contrario accorcia la distanza al suolo; quello in coda la allunga.
- La NASA osserva che i fratelli Wright misuravano le prestazioni dei loro alianti volando parallelamente al pendio di una duna, così che l'angolo di planata era uguale alla pendenza della collina.

Equazioni chiave

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

γ=(1)/(L/D)

Angolo di planata

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

d=h (L/D)

Distanza di planata

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

Velocità di discesa

$$D = W \sin\gamma$$

Equilibrio delle forze in planata

Esempi svolti passo passo

Esempio 5.1 L’aereo di linea d’esempio perde tutti i motori a 10 km. Quanto lontano può planare a (L/D)max = 16.67 in aria calma?

1. d = 10,000 × 16.67.

Risposta: d = 166.7 km.

Esempio 5.2 Un aliante con L/D = 40 si trova a 1000 m. Trova la distanza e l’angolo di planata.

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

Risposta: 40 km a 1.43°.

Esempio 5.3 Trova la velocità di discesa dell’aliante a 30 m/s.

1. V_s = 30/40.

Risposta: 0.75 m/s.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova la velocità di discesa a 25 m/s con L/D = 35.

   25/35 = 0.714 m/s.

2. Aggiungere zavorra d’acqua cambia l’efficienza massima?

No, solo la velocità di massima efficienza.

3. Planare il più a lungo o il più lontano: quale velocità per cosa?

   V_mp per il tempo, V_md per la distanza.

4. Angolo di planata con L/D = 10?

   arctan(0.1) = 5.71°.

Errori concettuali comuni

Mito: Gli alianti più pesanti planano meno lontano.
In realtà: Stessa distanza in aria calma, solo più veloci.

Mito: Cabrare per allungare una planata.
In realtà: Sotto la velocità di massima efficienza la planata diventa più ripida.

Mito: Minima discesa e massima efficienza si hanno alla stessa velocità.
In realtà: La minima discesa è più lenta.

Flashcard

Angolo di planata

tan γ = 1/(L/D).

Distanza di planata

h(L/D).

Velocità di discesa

V/(L/D).

Massima efficienza

At V_md.

Minima discesa

At V_mp.

Peso

Cambia la velocità, non l'efficienza.

Quiz di autoverifica

1. tan γ in planata è uguale a...

L/D

D/L

W/L

T/W

D/L. Equilibrio delle forze.

2. La massima distanza di planata si ha a...

(L/D)max

C_Lmax

V_max

V_mp

(L/D)max. L’angolo più piatto.

3. Il più lungo tempo in volo si ha a...

V_mp

V_md

V_stall

V_max

V_mp. Minima discesa.

4. Un peso aggiuntivo cambia...

l’efficienza massima

la velocità di massima efficienza

entrambe allo stesso modo

niente

la velocità di massima efficienza. Velocità $\propto \sqrt{W}$.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La Beginner's Guide della NASA spiega che quanto più piccolo è l'angolo di planata, tanto più lontano un velivolo può volare per una data perdita di quota, per cui l'angolo di planata misura l'efficienza di volo. I fratelli Wright usarono alianti tra il 1900 e il 1902 per imparare aerodinamica e pilotaggio prima del volo a motore.

L'efficienza in planata è semplicemente L/D, lo stesso numero che determina i consumi in crociera. Un velivolo che plana bene consuma anche meno in crociera.

Su Saving Planets: Introduzione all'ingegneria aerospaziale · Aerodinamica I

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

Risorse di apprendimento gratuite

- NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/): Pagina gratuita della NASA.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Pagina gratuita della NASA.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA sulle planate di emergenza.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT.

☐ **Ho finito questa unità**

Autonomia di distanza e di durata: le equazioni di Breguet

Consumo specifico di getti ed eliche, frazioni di peso del carburante, equazioni di Breguet per autonomia di distanza e di durata, velocità di massima autonomia di distanza e di durata, crociera in salita, compromessi carico utile–distanza e riserve.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare il consumo specifico riferito alla spinta e alla potenza.
- Applicare l'equazione di Breguet a velivoli a getto e a elica.
- Calcolare l'autonomia di durata.
- Individuare quali modifiche di progetto aumentano l'autonomia di distanza.

Concetti chiave

- Il consumo specifico riferito alla spinta c di un motore a getto è il peso di carburante bruciato per unità di spinta e di tempo (1/s). Il consumo specifico riferito alla potenza di un motore a pistoni o turboelica è il carburante per unità di potenza e di tempo.
- Integrando dW/dt = −cT con T = W/(L/D) a V e L/D costanti si ottiene l'autonomia di Breguet per i getti: R = (V/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- Per i velivoli a elica, con rendimento dell'elica η e consumo specifico c_p (1/m): R = (η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f). L'autonomia di durata dei getti è E = (1/c)(L/D) ln(W_i/W_f).
- L'autonomia cresce con tre gruppi: efficienza del motore (V/c o η/c_p), aerodinamica (L/D) e strutture (il rapporto dei pesi). Per questo l'equazione guida quasi ogni miglioramento dei velivoli.
- I getti volano per la massima distanza un po' più veloci di V_md (massimizzando V·L/D) e per la massima durata a V_md. I velivoli a elica volano per la distanza a V_md e per la durata a V_mp.

Equazioni chiave

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

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

Autonomia di Breguet, getto

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

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

Autonomia di Breguet, elica

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

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

Autonomia di durata, getto

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

`c_p=· g3.6×10^6`

SFC da kg/kWh a 1/m

Esempi svolti passo passo

Esempio 6.1 Un getto è in crociera a 230 m/s con c = 0.6 all'ora e L/D = 16, e brucia carburante pari al 25% del peso iniziale (W_f/W_i = 0.75). Trova l'autonomia di distanza.

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

Risposta: R = 6352 km.

Esempio 6.2 Trova l'autonomia di durata dello stesso velivolo.

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

Risposta: E = 7.67 h.

Esempio 6.3 Un turboelica ha η = 0.8, SFC = 0.3 kg/kWh, L/D = 15 e brucia il 15% del suo peso (W_f/W_i = 0.85). Trova l'autonomia di distanza.

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

Risposta: R = 2386 km.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Porta L/D da 16 a 18 nell'esempio del getto. Nuova autonomia?

   7146 km (12.5% in più).

2. Brucia il 30% del peso invece del 25%. Autonomia?

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

3. Quale termine migliora un'ala a flusso laminare?

   L/D.

4. Quale termine migliora una struttura più leggera?

   Il rapporto dei pesi.

Errori concettuali comuni

Mito: L'autonomia è proporzionale al carburante imbarcato.
In realtà: Cresce con il logaritmo del rapporto dei pesi.

Mito: Massima distanza e massima durata si hanno alla stessa velocità.
In realtà: La durata si vola più lentamente.

Mito: Breguet richiede quota costante.
In realtà: Presuppone V e L/D costanti, il che significa una lenta crociera in salita.

Flashcard

TSFC

Peso di carburante per unità di spinta e di tempo.

Breguet getto

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

Breguet elica

(η/c_p)(L/D) ln(W_i/W_f).

Autonomia oraria

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

Tre leve

Motore, aerodinamica, strutture.

Crociera in salita

V e L/D costanti mentre il carburante si consuma.

Quiz di autoverifica

1. L’autonomia di un getto è proporzionale a...

V(L/D)/c

c/V

solo L/D

W_f

V(L/D)/c. Breguet.

2. Il termine dei pesi in Breguet è...

W_i − W_f

ln(W_i/W_f)

W_i/W_f

W_f/W_i

ln(W_i/W_f). Integrazione di dW/W.

3. L’autonomia di durata di un getto è massima a...

V_md

V_mp

V_max

V_stall

V_md. Minima resistenza = minimo flusso di carburante.

4. L’autonomia di distanza di un velivolo a elica è massima a...

V_md

V_mp

V_max

Mach 1

V_md. (L/D)max.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

NASA e GE Aerospace hanno provato nel dicembre 2025 un motore a getto ibrido-elettrico integrato, un GE Passport modificato, presso il sito Peebles Test Operation di GE Aerospace in Ohio. Il progetto Hybrid Thermally Efficient Core (HyTEC) della NASA punta a un motore ibrido che bruci fino al 10% di carburante in meno rispetto ai migliori motori attuali.

In termini di Breguet, un consumo inferiore del 10% significa una c più piccola: lo stesso volo con meno carburante, o un volo più lungo con lo stesso carburante. Il termine del motore, quello aerodinamico e quello strutturale offrono ciascuno una leva agli ingegneri.

Su Saving Planets: Termodinamica · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT sull'equazione di Breguet.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemi aeronautici al MIT.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA su autonomia di distanza e di durata.
- NASA Glenn: Lift-to-drag ratio (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-to-drag-ratio/): Pagina gratuita della NASA.

☐ **Ho finito questa unità**

Prestazioni al decollo

Velocità di stallo e C_Lmax, dispositivi di ipersostentazione, corsa di decollo, velocità di distacco, effetto di peso, quota di densità, vento e pendenza della pista, tratto in volo sopra un ostacolo, e lunghezza di pista bilanciata.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Trovare le velocità di stallo e di distacco.
- Stimare la corsa di decollo.
- Mostrare come peso e quota di densità allungano il decollo.
- Spiegare la lunghezza di pista bilanciata.

Concetti chiave

- La velocità di stallo è la minima velocità di volo stazionario: V_s = √(2W/(ρSC_Lmax)). Flap e slat aumentano C_Lmax per decollo e atterraggio.
- La velocità di distacco è tipicamente V_LOF ≈ 1.2V_s, con un margine sopra lo stallo.
- Con una spinta molto maggiore di resistenza e attrito, la corsa al suolo è circa s_g ≈ 1.44W²/(gρSC_LmaxT).
- La distanza di decollo cresce quindi circa con W², e con 1/ρ due volte per i getti (attraverso V_s e attraverso la minore spinta). Un vento contrario di 10 kt accorcia la corsa; un vento in coda la allunga molto.
- La lunghezza di pista bilanciata è quella per cui, se un motore si guasta alla velocità di decisione V_1, fermarsi e proseguire richiedono la stessa distanza.

Equazioni chiave

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

`V_s=2Wρ SC_L,max`

Velocità di stallo

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

Velocità di distacco

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

Corsa al suolo

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

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

Effetto del peso

Esempi svolti passo passo

Esempio 7.1 L'aereo di linea d'esempio ha C_Lmax = 2.4 con i flap da decollo al livello del mare. Trova V_s e V_LOF.

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

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

Esempio 7.2 Stima la corsa al suolo con 180 kN di spinta.

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

Risposta: s_g = 801 m.

Esempio 7.3 Ripeti in un aeroporto a 1500 m (ISA ρ = 1.058 kg/m³), con la stessa spinta.

1. s_g = 801 × 1.225/1.058.

Risposta: s_g = 927 m, 1.158 volte più lunga (di più con la reale perdita di spinta).

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Il velivolo viene caricato a 70000 kg. Rapporto delle corse al suolo?

   (70/60)² = 1.361.

2. Rapporto delle velocità di stallo a 70000 kg?

   √(70/60) = 1.080.

3. Perché i flap accorciano il decollo?

   C_Lmax più alto, V_s più bassa.

4. Che cos'è V_1?

   La velocità di decisione per interrompere o proseguire il decollo.

Errori concettuali comuni

Mito: La distanza di decollo è proporzionale al peso.
In realtà: Più vicina al quadrato del peso.

Mito: Una giornata calda influisce solo sui motori.
In realtà: Riduce anche la portanza a una data velocità.

Mito: Il distacco avviene alla velocità di stallo.
In realtà: Con un margine sopra lo stallo, circa 1.2V_s.

Flashcard

Velocità di stallo

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

V_LOF

$\approx 1.2V_s$.

Corsa al suolo

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

Effetto del peso

$\propto W^2$.

Quota di densità

Corsa più lunga.

V_1

Velocità di decisione.

Quiz di autoverifica

1. La velocità di stallo scala con...

$\sqrt{W}$

W

W^2

1/W

√W. $V_s \propto \sqrt{(W/\rho)}$.

2. La corsa al suolo scala circa con...

W

W^2

√W

1/W

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

3. I flap aumentano...

C_{Lmax}

solo C_{D0}

Mach

solo K

C_{Lmax}. Dispositivi di ipersostentazione.

4. La lunghezza di pista bilanciata rende uguali...

le distanze di arresto e di prosecuzione

V_1 e V_2

spinta e resistenza

L e W

le distanze di arresto e di prosecuzione. Definizione.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il modello di ala controventata di NASA e Boeing comprendeva slat, flap e altre superfici mobili, così che il team potesse impostarlo sulle configurazioni a bassa velocità e alta portanza di decollo e atterraggio. La NASA osserva che la galleria pressurizzata di QinetiQ serve a prevedere il comportamento degli aerei in decollo e atterraggio.

Un'ala molto efficiente in crociera deve comunque rispettare i numeri di stallo e di pista di questa unità; per questo le prestazioni di ipersostentazione si provano presto quanto la resistenza di crociera.

Su Saving Planets: Aerodinamica I · Statica

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

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA sui decolli.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA sui diagrammi delle prestazioni di decollo.
- FAA PHAK Chapter 10: Weight and Balance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/12_phak_ch10.pdf): Capitolo FAA su peso e centraggio.
- NASA Glenn: The lift equation (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/lift-equation/): Pagina gratuita della NASA.

☐ **Ho finito questa unità**

Prestazioni all’atterraggio

Avvicinamento, richiamata e corsa al suolo, velocità di avvicinamento, frenata, inversione di spinta e spoiler, condizioni della pista, stima della distanza di atterraggio ed energia da dissipare.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Trovare la velocità di avvicinamento dalla velocità di stallo.
- Stimare la corsa di atterraggio dalla decelerazione.
- Spiegare perché contano le condizioni della pista e gli spoiler.
- Calcolare l’energia cinetica al contatto.

Concetti chiave

- L’atterraggio ha tre tratti: l’avvicinamento sopra un ostacolo di 15 m (50 ft), la richiamata e la corsa al suolo.
- La velocità di avvicinamento è tipicamente V_app ≈ 1.3V_s in configurazione di atterraggio.
- Con una decelerazione media a, la corsa al suolo è s = V²/(2a). Freni, spoiler (che eliminano la portanza così che le ruote possano frenare) e inversione di spinta aumentano tutti a.
- Le piste bagnate o ghiacciate riducono l’attrito e possono allungare molto la corsa; i diagrammi delle prestazioni forniscono le correzioni.
- L’energia cinetica al contatto ½mV² deve essere assorbita, soprattutto come calore nei freni.

Equazioni chiave

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

Velocità di avvicinamento

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

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

Corsa al suolo

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

`E_k=12mV^2`

Energia cinetica

$$a = \mu g$$

a=μ g

Decelerazione di frenata ideale

Esempi svolti passo passo

Esempio 8.1 Con i flap da atterraggio, C_Lmax = 2.8. Trova V_s e V_app per l’aereo di linea d’esempio al livello del mare.

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

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

Esempio 8.2 Stima la corsa al suolo da 69.5 m/s con una decelerazione media di 0.4g.

1. s = 69.5²/(2 × 0.4 × 9.81).

Risposta: s = 616 m.

Esempio 8.3 Trova l’energia cinetica a 69.5 m/s.

1. E = ½ × 60,000 × 69.5².

Risposta: E = 145 MJ.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Si dimezza la decelerazione. Nuova corsa al suolo?

   Raddoppia: 1232 m.

2. Perché aprire gli spoiler al contatto?

   Eliminano la portanza così che i freni funzionino.

3. Avvicinamento più veloce del 10%: variazione della corsa?

$1.1^2 = 1.21$, più lunga del 21%.

4. Qual è l'altezza dell'ostacolo di avvicinamento?

   15 m (50 ft).

Errori concettuali comuni

Mito: La distanza di atterraggio è solo la corsa al suolo.
In realtà: Comprende l'avvicinamento e la richiamata.

Mito: Qualche nodo in più non conta.
In realtà: La corsa cresce con V^2.

Mito: I freni funzionano appieno al contatto.
In realtà: Non finché la portanza non viene eliminata.

Flashcard

V_app

≈ 1.3V_s.

Corsa al suolo

$V^2/(2a)$.

Spoiler

Eliminare la portanza.

Inversione di spinta

Decelerazione aggiuntiva.

Pista bagnata

Corsa più lunga.

Energia di frenata

$½mV^2$.

Quiz di autoverifica

1. V_app è circa...

1.3V_s

V_s

2V_s

0.8V_s

1.3V_s. Margine sopra lo stallo.

2. La corsa al suolo con decelerazione a è...

$V^2/(2a)$

Va

V/a

2aV

$V^2/(2a)$. Cinematica.

3. Gli spoiler aiutano la frenata...

eliminando la portanza

aggiungendo spinta

aumentando C_Lmax

raffreddando i freni

eliminando la portanza. Più peso sulle ruote.

4. Un avvicinamento più veloce del 10% allunga la corsa del...

10%

21%

5%

0%

21%. V^2.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA indica operazioni e infrastrutture come una delle tre vie principali verso un'aviazione sostenibile: usare meno energia a terra o con la scelta della traiettoria riduce il carburante bruciato e fa risparmiare denaro.

Avvicinamento e atterraggio ne fanno parte. Una discesa continua ben pianificata e un atterraggio alla velocità giusta consumano meno carburante e meno energia di frenata di un avvicinamento affrettato e veloce.

Su Saving Planets: Dinamica · Soluzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA su avvicinamenti e atterraggi.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA sui diagrammi delle prestazioni di atterraggio.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT.
- PhET: Projectile Motion (https://phet.colorado.edu/en/simulations/projectile-motion): Cinematica in modo interattivo.

☐ **Ho finito questa unità**

La virata e il diagramma V-n

Virate coordinate in volo livellato, angolo di inclinazione e fattore di carico, raggio e velocità angolare di virata, velocità di stallo in virata, velocità di manovra, diagramma V-n con fattori di carico limite e carichi da raffica, e richiamate.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Mettere in relazione angolo di inclinazione e fattore di carico.
- Calcolare raggio e velocità angolare di virata.
- Trovare la velocità di stallo in virata e la velocità di manovra.
- Leggere un diagramma V-n.

Concetti chiave

- In una virata coordinata in volo livellato la portanza si inclina con l'angolo φ: L cos φ = W e L sin φ = mV²/R. Il fattore di carico è n = L/W = 1/cos φ.
- Raggio di virata R = V²/(g√(n² − 1)) = V²/(g tan φ); velocità angolare di virata ω = V/R.
- La velocità di stallo aumenta con il fattore di carico: V_s,turn = V_s√n. A 60° di inclinazione, n = 2 e la velocità di stallo è più alta del 41%.
- La velocità di manovra V_A = V_s√n_limit è la velocità alla quale la massima escursione dei comandi fa stallare l'ala prima di raggiungere il carico limite.
- Il diagramma V-n riporta il fattore di carico ammesso in funzione della velocità: le curve di stallo lo limitano a sinistra, i fattori di carico limite in alto e in basso, e la velocità di affondata a destra. Le rette di raffica aggiungono i carichi dovuti alla turbolenza.

Equazioni chiave

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

Fattore di carico in virata livellata

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

R=(V^2)/(g)

Raggio di virata

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

Velocità angolare di virata

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

V_s,n=V_s n

Velocità di stallo sotto carico

Esempi svolti passo passo

Esempio 9.1 Trova n, raggio e velocità angolare di virata a 100 m/s con 30°, 45° e 60° di inclinazione.

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

Risposta: Velocità angolari di virata 3.25°/s, 5.62°/s e 9.74°/s.

Esempio 9.2 Di quanto aumenta la velocità di stallo a 30°, 45° e 60° di inclinazione?

1. √n = 1.075, 1.189, 1.414.

Risposta: 7.5%, 18.9% e 41.4%.

Esempio 9.3 Un velivolo leggero ha V_s = 50 m/s e n_limit = 2.5. Trova V_A.

1. V_A = 50 × √2.5.

Risposta: V_A = 79.1 m/s.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova il raggio di virata a 60 m/s e 30° di inclinazione.

   60²/(9.81 × tan 30°) = 636 m.

2. Inclinazione per n = 2?

   60°.

3. Perché gli aerei di linea usano circa 25–30° di inclinazione?

   Fattore di carico confortevole, piccolo aumento della velocità di stallo.

4. Che cosa limita il lato sinistro del diagramma V-n?

   La curva di stallo $n = (V/V_s)^2$.

Errori concettuali comuni

Mito: Un'inclinazione maggiore dà una virata più stretta senza costi.
In realtà: Aumenta il fattore di carico e la velocità di stallo.

Mito: La velocità di manovra è una velocità massima di crociera.
In realtà: Protegge dalle escursioni complete dei comandi.

Mito: Il fattore di carico dipende solo dalla velocità.
In realtà: In virata livellata dipende dall'angolo di inclinazione.

Flashcard

Fattore di carico

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

Raggio di virata

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

Velocità angolare di virata

V/R.

Stallo in virata

$V_s\sqrt{n}$.

V_A

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

Diagramma V-n

Inviluppo di volo.

Quiz di autoverifica

1. Il fattore di carico a 60° di inclinazione è...

1.15

1.41

2

3

2. 1/cos 60°.

2. Il raggio di virata è...

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

gV

V/g

V tan φ

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

3. La velocità di stallo in virata è...

$V_s\sqrt{n}$

V_s n

V_s/n

V_s

$V_s\sqrt{n}$. Serve più portanza.

4. Il diagramma V-n mostra...

carichi ammessi in funzione della velocità

resistenza in funzione della velocità

autonomia in funzione del carburante

quota in funzione del tempo

carichi ammessi in funzione della velocità. Inviluppo di volo.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Nelle prove in volo CATNLF del 2026 la NASA ha montato verticalmente un modello d'ala in scala di circa 3 piedi (40 pollici) sotto un velivolo di ricerca F-15B. Il primo volo, il 29 gennaio 2026, è durato 75 minuti e ha confermato che il velivolo poteva manovrare in sicurezza con l'articolo di prova montato.

La NASA afferma che il primo volo si è concentrato sull'espansione dell'inviluppo, con virate, tratti stabilizzati e leggere variazioni di assetto tra circa 20000 e quasi 34000 piedi, e che era il primo di un massimo di 15 voli previsti. Espandere un inviluppo passo dopo passo è il diagramma V-n di questa unità messo in pratica.

Su Saving Planets: Dinamica · Scienza delle costruzioni

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

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA su virate e manovre.
- FAA PHAK Chapter 11: Aircraft Performance (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/13_phak_ch11.pdf): Capitolo FAA sui fattori di carico.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Appunti del MIT.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemi aeronautici al MIT.

☐ **Ho finito questa unità**

Prestazioni dei velivoli elettrici, ibridi e a carburante sostenibile

Autonomia dei velivoli elettrici a batteria, perché il peso non cala mentre le batterie si scaricano, energia specifica delle batterie rispetto al carburante per aviogetti, motori ibrido-elettrici, carburante sostenibile per l'aviazione, CO_2 dalla combustione, e l'insieme di tutte le leve delle prestazioni.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Ricavare l'equazione dell'autonomia di un velivolo elettrico a batteria.
- Confrontare l'energia specifica di batterie e carburante per aviogetti.
- Calcolare la CO_2 prodotta dal carburante bruciato.
- Classificare le tecnologie in base al termine di Breguet che migliorano.

Concetti chiave

- Un velivolo elettrico a batteria non si alleggerisce in volo, quindi non c'è logaritmo: R = (e_b η/g)(L/D)(m_b/m), con energia specifica delle batterie e_b (J/kg), rendimento complessivo η e frazione di massa delle batterie m_b/m.
- Il carburante per aviogetti contiene circa 43 MJ/kg (circa 11900 Wh/kg, valore da manuale). Batterie da circa 250 Wh/kg (valore d'esempio) contengono circa 48 volte meno per chilogrammo, ed è per questo che i velivoli elettrici attuali sono piccoli e a corto raggio.
- I motori ibrido-elettrici usano motori elettrici per aiutare un motore a getto a funzionare in modo più efficiente, riducendo il consumo specifico c.
- Bruciare un chilogrammo di carburante per aviogetti produce circa 3.16 kg di CO_2 (valore da manuale). Il carburante risparmiato con una L/D migliore, strutture più leggere o motori migliori riduce la CO_2 in proporzione diretta.
- Il carburante sostenibile per l'aviazione (SAF) ha proprietà simili al carburante convenzionale, quindi non cambia le equazioni delle prestazioni; cambia la provenienza del carbonio.

Equazioni chiave

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

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

Autonomia a batteria

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

CO_2 dal carburante per aviogetti

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

`_fuele_b=43\ MJ/kge_b`

Rapporto di energie specifiche

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

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

Breguet, per confronto

Esempi svolti passo passo

Esempio 10.1 Un velivolo elettrico ha batterie da 250 Wh/kg (valore d'esempio), η = 0.8, L/D = 15 e una frazione di batterie del 30%. Trova la sua autonomia.

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

Risposta: R = 330 km.

Esempio 10.2 Quanta energia in più per chilogrammo contiene il carburante per aviogetti?

1. 43 × 10^6/3600 = 11,944 Wh/kg.
2. 11,944/250.

Risposta: Circa 47.8 volte.

Esempio 10.3 Quanta CO_2 produce la combustione di 1000 kg di carburante per aviogetti?

1. 3.16 × 1000.

Risposta: 3160 kg.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Ripeti il calcolo dell’autonomia elettrica con celle da 400 Wh/kg.

   528 km.

2. Un velivolo brucia 2500 kg di carburante all’ora. CO_2 all’ora?

   7900 kg.

3. Quale termine di Breguet migliora un motore ibrido?

   c, il consumo di carburante.

4. Perché nell’equazione dell’autonomia a batteria non c’è il logaritmo?

   La massa resta costante.

Errori concettuali comuni

Mito: I velivoli elettrici si alleggeriscono in volo.
In realtà: La massa delle batterie resta la stessa.

Mito: Il SAF richiede motori nuovi.
In realtà: È progettato per funzionare sui velivoli esistenti.

Mito: Per le emissioni contano solo i motori.
In realtà: Contano aerodinamica, peso e operazioni.

Flashcard

Autonomia elettrica

(e_bη/g)(L/D)(m_b/m).

Carburante per aviogetti

≈ 43 MJ/kg.

Batteria

≈ 250 Wh/kg (esempio).

CO_2

≈ 3.16 kg per kg di carburante.

Motore ibrido

Riduce c.

SAF

Carburante sostitutivo diretto da biomasse e rifiuti.

Quiz di autoverifica

1. L’autonomia a batteria è proporzionale a…

e_b(L/D)(m_b/m)

ln(W_i/W_f)

c

V/c

e_b(L/D)(m_b/m). Massa costante.

2. Rispetto a una batteria da 250 Wh/kg, il carburante per aviogetti contiene circa…

2×

10×

48×

500×

48×. 11,944/250.

3. La CO_2 per kg di carburante per aviogetti è circa…

1 kg

3.16 kg

10 kg

0.5 kg

3.16 kg. Carbonio più ossigeno.

4. Il SAF cambia…

la fonte del carbonio

L/D

la velocità di stallo

K

la fonte del carbonio. Proprietà del carburante simili.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il DOE afferma che il carburante sostenibile per l'aviazione prodotto da biomasse e rifiuti può offrire prestazioni simili al carburante per aviogetti di origine petrolifera. Il Billion-Ton Report 2023 del DOE ha concluso che gli Stati Uniti potrebbero triplicare la produzione di biomassa a oltre 1 miliardo di tonnellate l'anno, producendo circa 60 miliardi di galloni di biocarburanti liquidi, materia prima sufficiente a coprire la domanda prevista di carburante dell'aviazione statunitense.

La NASA osserva che il SAF non rilascia nuova CO_2 nell'ambiente e che ha dimostrato di ridurre le scie di condensazione che possono trattenere calore nell'atmosfera terrestre. La NASA stima inoltre che, con la flotta e l'efficienza attuali, il traffico aereo mondiale nel 2050 richiederebbe oltre 620 megatonnellate di carburante e produrrebbe quasi 2000 megatonnellate di CO_2; gli Stati Uniti si sono impegnati a portare a zero le emissioni nette di gas serra dell'aviazione statunitense entro il 2050.

Su Saving Planets: Soluzioni · Termodinamica

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

Risorse di apprendimento gratuite

- U.S. DOE: Sustainable Aviation Fuels (https://www.energy.gov/eere/bioenergy/sustainable-aviation-fuels): Panoramica del DOE sul SAF.
- NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/): Panoramica della NASA sull'aviazione sostenibile.
- NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/): Prova del motore ibrido della NASA.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Sistemi aeronautici al MIT.

Guarda la lezione

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

MIT 16.687 Private Pilot Ground School (IAP 2019), MIT OpenCourseWare. Licenza: CC BY-NC-SA 4.0 (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/4.0/) · Condizioni d'uso (https://ocw.mit.edu/pages/privacy-and-terms-of-use/). Link fornito solo per lo

studio gratuito; Saving Planets non è affiliato a questa università né approvato da essa.

☐ **Ho finito questa unità**

Esercizi

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

1. L’atmosfera standard, le velocità e la quota di densità
   4 esercizi
2. Le forze in volo e la polare di resistenza
   4 esercizi
3. Spinta e potenza necessarie
   4 esercizi
4. Prestazioni in salita
   4 esercizi
5. Il volo planato
   4 esercizi
6. Autonomia di distanza e di durata: le equazioni di Breguet
   4 esercizi
7. Prestazioni al decollo
   4 esercizi
8. Prestazioni all’atterraggio
   4 esercizi
9. La virata e il diagramma V-n
   4 esercizi
10. Prestazioni dei velivoli elettrici, ibridi e a carburante sostenibile
    4 esercizi

Il laboratorio (Flight performance lab)

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

Ogni laboratorio si può fare con una simulazione gratuita, un foglio di calcolo, oppure con carta e un metro a nastro. Fai volare gli alianti di carta solo in uno spazio libero, lontano dal viso delle persone, da scale e traffico, e tieni i passaggi liberi da ostacoli.

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

Laboratorio A: Costruire un calcolatore di atmosfera standard

SETTIMANA 1

Obiettivo: Costruire un foglio di calcolo di temperatura, densità e velocità del suono ISA dal livello del mare a 11 km.

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

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

Modello della troposfera

Procedimento

1. Crea una colonna di quote ogni 500 m da 0 a 11000 m.
2. Calcola T, poi ρ con l'esponente 9.81/(0.0065 × 287) − 1.
3. Calcola a = √(1.4 × 287 × T).
4. Traccia ρ e a in funzione della quota e confrontali con i valori dell'unità 1.

Tabella dei dati

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

Valori ISA calcolati.

Calcolo di esempio

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

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: L'EIA riferisce che il carburante per aviogetti è stato il 13% dell'energia usata nei trasporti negli Stati Uniti nel 2025. U.S. EIA: Use of energy for transportation (https://www.eia.gov/energyexplained/use-of-energy/transportation.php)

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

Laboratorio B: Efficienza di un aliante di carta

SETTIMANA 6

Obiettivo: Misurare l’efficienza di un aliante di carta dalla quota di lancio e dalla distanza di volo, e trovare angolo di planata e velocità di discesa.

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

LD= dh,\ \ γ= hd

Efficienza e angolo di planata

Procedimento

1. Piega un semplice aliante con carta da stampante; aggiungi una graffetta sul muso per bilanciarlo.
2. In uno spazio libero, rilascialo delicatamente (senza lanciarlo) da un’altezza misurata, circa 1.5 m.
3. Misura dove atterra e cronometra il volo; ripeti cinque volte e fai la media.
4. Sposta la graffetta e osserva come cambia l’efficienza.

Tabella dei dati

Grandezza	Valore
Altezza di rilascio	1.5 m
Distanza percorsa	6.0 m
Rapporto di planata	4.0
Angolo di planata	14.0°
Tempo di volo	2.0 s
Velocità media	3.09 m/s

Valori d’esempio; i veri alianti di carta hanno una L/D molto più bassa degli alianti veri e propri.

Calcolo di esempio

1. L/D = 6.0/1.5 = 4.0; γ = arctan(1.5/6.0) = 14.0°.
2. Velocità lungo la traiettoria = √(6² + 1.5²)/2.0 = 3.09 m/s; velocità di discesa = 1.5/2.0 = 0.75 m/s.

> **Sicurezza**
>
> - Fai volare solo in uno spazio libero, mai verso il viso delle persone; tieni liberi i passaggi.

- Non salire su sedie o scale per lanciare; usa la tua altezza in piedi.

Alternativa a casa o virtuale

- È un laboratorio a casa.

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

Legame con il pianeta: La NASA osserva che i fratelli Wright studiarono gli alianti dal 1900 al 1902 e usarono l'angolo di planata per misurarne le prestazioni. NASA Glenn Beginner's Guide: Glide angle (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/glide-angle/)

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

Laboratorio C: Misurare una polare di resistenza in FoilSim

SETTIMANA 2

Obiettivo: Raccogliere i coefficienti di portanza e di resistenza a diversi angoli d’attacco, interpolare una polare parabolica e trovare (L/D)max.

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

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

Polare di resistenza parabolica

Procedimento

1. Apri NASA FoilSim e scegli una forma d’ala e una velocità.
2. Annota C_L e C_D a cinque angoli d’attacco.
3. Traccia C_D in funzione di C_L² e interpola una retta: l’intercetta è C_D0 e la pendenza è K.
4. Calcola (L/D)max = 1/(2√(KC_D0)).

Tabella dei dati

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

Valori d’esempio generati dalla polare del corso (C_D0 = 0.020, K = 0.045); i tuoi numeri FoilSim saranno diversi.

Calcolo di esempio

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

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi browser.

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

Legame con il pianeta: L’ala CATNLF della NASA mira a mantenere il flusso laminare sulle ali a freccia, riducendo C_D0. NASA: NASA Tests Technology Offering Potential Fuel Savings for Commercial Aviation (Jan. 21, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-tests-technology-offering-potential-fuel-savings-for-commercial-aviation/)

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

Laboratorio D: Studio di compromesso sull’autonomia di Breguet

SETTIMANA 8

Obiettivo: Usare un foglio di calcolo per vedere come L/D, consumo e frazione di carburante cambiano l’autonomia di un getto.

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

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

Autonomia di Breguet

Procedimento

1. Inserisci V = 230 m/s, c = 0.6 all’ora e W_f/W_i = 0.75.
2. Calcola l’autonomia per L/D = 14, 16 e 18.
3. Poi riduci c del 10% e confronta.
4. Ordina le modifiche per chilometri guadagnati.

Tabella dei dati

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

Valori calcolati per un getto d’esempio.

Calcolo di esempio

1. R(14) = (230/1.667 × 10⁻⁴) × 14 × 0.2877 = 5558 km.
2. Ridurre c del 10% moltiplica l’autonomia per 1/0.9 = 1.111.

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: Il progetto HyTEC della NASA punta a un motore ibrido che bruci fino al 10% di carburante in meno dei migliori motori attuali. NASA: NASA, GE Aerospace Hybrid Engine System Marks Successful Test (Jan. 26, 2026) (https://www.nasa.gov/aeronautics/hybrid-engine-tested/)

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

Laboratorio E: Distanza di decollo e quota di densità

SETTIMANA 10

Obiettivo: Calcolare come la corsa di decollo cresce con l'altitudine dell'aeroporto e il peso del velivolo.

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

Corsa al suolo

Procedimento

1. Usa l'aereo di linea d'esempio: W = 588.6 kN, S = 120 m², C_Lmax = 2.4, T = 180 kN.
2. Calcola s_g con la densità ISA a 0, 1500 e 3000 m, mantenendo costante la spinta.
3. Ripeti a 70000 kg.
4. Discuti perché i getti reali perdono ancora di più, dato che cala anche la spinta.

Tabella dei dati

Quota (m)	ρ (kg/m³)	Corsa al suolo (m)
0	1.225	801
1500	1.058	927
3000	0.909	1079

Valori calcolati a spinta costante (una semplificazione).

Calcolo di esempio

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

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: La NASA osserva che i modelli di ala controventata vengono provati nelle configurazioni di ipersostentazione di decollo e atterraggio. NASA: NASA, Boeing Advance Truss-Braced Wing Research in Test (Apr. 29, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-boeing-advance-truss-braced-wing-research-in-test/)

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

Laboratorio F: Tabella delle prestazioni in virata

SETTIMANA 13

Obiettivo: Costruire una tabella di fattore di carico, raggio di virata e aumento della velocità di stallo in funzione dell’inclinazione.

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

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

Relazioni della virata livellata

Procedimento

1. Poni V = 100 m/s.
2. Calcola n e R per inclinazioni da 15° a 60°.
3. Aggiungi √n per l’aumento della velocità di stallo.
4. Segna l’inclinazione a cui la velocità di stallo aumenta del 10%.

Tabella dei dati

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

Valori calcolati.

Calcolo di esempio

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

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

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

Legame con il pianeta: Il primo volo CATNLF della NASA ha incluso virate e tratti stabilizzati da circa 20000 a quasi 34000 piedi. NASA: NASA Completes First Flight of Laminar Flow Scaled Wing Design (Feb. 11, 2026) (https://www.nasa.gov/image-article/nasa-completes-first-flight-of-laminar-flow-scaled-wing-design/)

- [ ] **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. Trova la temperatura ISA a 2000 m.
    1. 288.15 − 0.0065 × 2000.

    Risposta: 275.15 K.

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

    Risposta: 1.006 kg/m³.

3. Trova (L/D)max per C_D0 = 0.025 e K = 0.040.
    1. 1/(2√(0.04 × 0.025)).

    Risposta: 15.81.

4. Un velivolo che pesa 500 kN ha 50 kN di spinta in eccesso a 120 m/s. Trova il rateo di salita.
    1. 50,000 × 120/500,000.

    Risposta: 12.0 m/s.

5. Quanto lontano può planare da 2000 m un velivolo con L/D = 12?
    1. 2000 × 12.

    Risposta: 24 km.

Serie di esercizi finale (tutte le unità)

1. Trova l’autonomia di un getto con V = 240 m/s, c = 0.55 all’ora, L/D = 17 e W_f/W_i = 0.8.
    1. (240/(0.55/3600)) × 17 × ln 1.25.

    Risposta: 5959 km.

2. Trova la velocità di stallo al livello del mare per W = 100 kN, S = 30 m², C_Lmax = 1.8.
    1. √(2 × 100,000/(1.225 × 30 × 1.8)).

    Risposta: 55.0 m/s.

3. Il peso al decollo aumenta del 20%. Rapporto delle corse al suolo?
    1. 1.2².

    Risposta: 1.44.

4. Trova la corsa di atterraggio da 60 m/s a 3 m/s².
    1. 60²/(2 × 3).

    Risposta: 600 m.

5. Trova il raggio di virata a 80 m/s e 45° di inclinazione.
    1. 80²/(9.81 × tan 45°).

    Risposta: 652 m.

6. Trova l’autonomia di un velivolo elettrico con 300 Wh/kg, η = 0.85, L/D = 18 e una frazione di batterie del 35%.
    1. (300 × 3600 × 0.85/9.81) × 18 × 0.35.

    Risposta: 590 km.

Formulario

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

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

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

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

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

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

Costanti

Costante	Valore
Atmosfera standard internazionale, livello del mare (valori da manuale)	ρ_0 = 1.225 kg/m³, T_0 = 288.15 K, p_0 = 101325 Pa, gradiente termico 0.0065 K/m fino a 11 km
Air	R = 287 J/(kg·K), γ = 1.4
La gravità	g = 9.81 m/s²
Aereo di linea d’esempio usato in tutto il corso (valori d’esempio)	m = 60,000 kg, W = 588.6 kN, S = 120 m², C_D0 = 0.020, K = 0.045
Carburante per aviogetti (valori da manuale)	circa 43 MJ/kg; circa 3.16 kg di CO_2 per kg bruciato
1 m/s	196.85 ft/min

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, manuali e simulazioni gratuiti insieme al corso.

- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Dispense gratuite del MIT, comprese le prestazioni dei velivoli.
- MIT OpenCourseWare 16.885J Aircraft Systems Engineering (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2005/): Corso gratuito del MIT sui sistemi aeronautici.
- MIT OpenCourseWare 16.100 Aerodynamics (Fall 2005) (https://ocw.mit.edu/courses/16-100-aerodynamics-fall-2005/): Corso gratuito di aerodinamica del MIT.
- FAA Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge (FAA-H-8083-25C) (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/phak): Manuale FAA gratuito; il capitolo 11 tratta le prestazioni.
- FAA Airplane Flying Handbook (https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook): Manuale FAA gratuito su decollo, atterraggio e manovre.
- NASA Glenn: Beginner’s Guide to Aeronautics (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/): Spiegazioni gratuite della NASA su portanza, resistenza e volo planato.

- NASA Glenn: FoilSim (https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/foilsim/): Simulazione d’ala gratuita.

Glossario

Tangenza teorica
Quota a cui il massimo rateo di salita è zero.

Lunghezza di pista bilanciata
Lunghezza di pista per cui fermarsi e proseguire dopo un guasto al motore richiedono la stessa distanza.

Equazione di Breguet
Autonomia di distanza o di durata da efficienza del motore, L/D e rapporto dei pesi.

Quota di densità
Quota ISA con la stessa densità dell’aria reale.

Polare di resistenza
Relazione tra coefficienti di resistenza e di portanza.

Velocità equivalente
Velocità vera moltiplicata per $\sqrt{\sigma}$.

Rapporto di planata
Distanza orizzontale per unità di quota persa; uguale a L/D.

Resistenza indotta
Resistenza dovuta alla produzione di portanza.

Fattore di carico
Portanza divisa per il peso.

Velocità di manovra
Velocità alla quale la massima escursione dei comandi fa stallare l’ala prima del carico limite.

Resistenza parassita
Resistenza non dovuta alla portanza.

Rateo di salita
Velocità verticale in salita.

Tangenza pratica
Quota a cui il massimo rateo di salita è 0.5 m/s.

Potenza specifica in eccesso
Potenza in eccesso per unità di peso.

Consumo specifico di carburante
Carburante usato per unità di spinta o di potenza e per unità di tempo.

Velocità di stallo
Minima velocità di volo stazionario, a C_Lmax.

Atmosfera standard

Modello di riferimento di temperatura, pressione e densità in funzione della quota.

Carburante sostenibile per l'aviazione
Carburante per aviogetti prodotto da biomasse e rifiuti.

Diagramma V-n
Fattore di carico ammesso in funzione della velocità.

Carico alare
Peso diviso per la superficie alare.

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	Parte dall'atmosfera e dall'equilibrio delle forze, sceglie la velocità giusta (V_md, V_mp, V_x, V_y, V_s), non confonde peso e massa, e spiega quale leva progettuale cambia la risposta.
3 · Competente	Risolve gli esercizi con qualche occasionale errore di unità.
2 · In sviluppo	Segue gli esempi svolti ma confonde le velocità di autonomia di distanza e di durata o dimentica la densità.
1 · Principiante	Inserisce numeri nelle formule senza diagramma; 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

- Meccanica dei fluidi ENGR 330
- Strutture aerospaziali AERO 330

- Aerodinamica I AERO 310
- Tutti i corsi