Ultimo aggiornamento: November 1, 2026

🗺️ Percorso di quattro anni · Anno 3, Primavera

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 strutture aerospaziali. Si ispira agli argomenti e al livello di MIT 16.20 Structural Mechanics e delle parti sulle strutture di MIT 16.01–16.04 Unified Engineering (gratuiti su MIT OpenCourseWare), e a corsi come Purdue AAE 352 e Georgia Tech AE 3140, usando il capitolo del FAA Pilot's Handbook sulla costruzione dei velivoli e simulazioni PhET, 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 controventate in composito, produzione di compositi ad alta cadenza e materiali leggeri), 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

Un velivolo trasporta la propria struttura in ogni volo, quindi ogni chilogrammo di struttura costa carburante per tutta la vita del velivolo. Ali e fusoliere più leggere, rese possibili da analisi e materiali migliori, sono una delle leve principali per un volo più pulito.

La NASA indica la tecnologia dei velivoli efficiente come una delle tre vie principali per un'aviazione sostenibile. Ogni unità si chiude 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 330).
- 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

- Scienza delle costruzioni: basi di tensione, deformazione, flessione, torsione e instabilità.
- Statica: diagrammi di corpo libero, diagrammi di taglio e momento.
- Analisi II e algebra lineare: integrali e matrici.
- Prestazioni dei velivoli aiuta per i fattori di carico ma non è richiesto.

Come studiare

- Inizia ogni problema con un diagramma di corpo libero e il percorso dei carichi: dove entra il carico e come raggiunge i vincoli?
- Tieni separati carichi limite e carichi di rottura, e scrivi esplicitamente il coefficiente di sicurezza.
- Per le pareti sottili ragiona prima in flusso di taglio q (N/m), poi dividi per lo spessore.
- Verifica rigidezza e instabilità, non solo resistenza: le strutture leggere di solito cedono per instabilità.
- Confronta i materiali per chilogrammo (rigidezza e resistenza specifiche), non per metro cubo.
- 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 la simulazione gratuita PhET Hooke's Law.
- Un righello di legno o plastica, il bordo di un tavolo, monete o piccoli pesi, nastro adesivo e un secondo righello per misurare.
- Spaghetti secchi, una bilancia da cucina, graffette e occhiali di protezione.

- Un foglio di calcolo per i laboratori su materiali, fusoliera e compositi.

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	Carichi di volo, coefficienti di sicurezza e materiali	Percorsi dei carichi, fattori di carico, coefficienti di sicurezza, materiali; Laboratorio A	FAA PHAK Ch. 3
2	Carichi di taglio e flessione dell’ala	Diagrammi di taglio e flessione dell’ala	MIT 16.01
3	Flessione delle travi a parete sottile	Tensione di flessione e sezioni idealizzate; Laboratorio B	MIT 16.20
4	Flessione delle travi a parete sottile	Dimensionamento delle solette dei longheroni, flessione deviata	MIT 16.20
5	Torsione e flusso di taglio nelle sezioni chiuse	Torsione e flusso di taglio nelle sezioni chiuse	MIT 16.20
6	Taglio nelle sezioni aperte e centro di taglio	Sezioni aperte e centro di taglio	MIT 16.20
7	Instabilità di colonne, correnti e pannelli	Instabilità delle colonne; esercitazione per l’esame intermedio	MIT 16.20
8	Instabilità di colonne, correnti e pannelli	Instabilità dei pannelli e pannelli irrigiditi; Laboratorio C	MIT 16.20
9	Fusoliere pressurizzate e gusci sottili	Fusoliere pressurizzate; Laboratorio D	FAA PHAK Ch. 3
10	Materiali compositi e laminati	Fibre, matrici, regola delle miscele	MIT 3.032
11	Materiali compositi e laminati	Laminati e produzione; Laboratorio E	NASA HiCAM
12	Fatica, frattura e tolleranza al danno	Fatica e regola di Miner	MIT 3.032
13	Fatica, frattura e tolleranza al danno	Frattura e tolleranza al danno; Laboratorio F	MIT 3.032

Settimana	Unità	Argomenti	Lettura
14	Progettazione leggera e strutture sostenibili	Peso, carburante e indici dei materiali	Materiali leggeri del DOE
15	Progettazione leggera e strutture sostenibili	Ciclo di vita e strutture sostenibili; esercitazione per l'esame finale	NASA; DOE

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

Carichi di volo, coefficienti di sicurezza e materiali

Le parti strutturali di un velivolo e i percorsi dei carichi, fattori di carico, carichi limite e di rottura, il coefficiente di sicurezza di 1.5, il margine di sicurezza, e la scelta dei materiali per rigidezza e resistenza specifiche.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Seguire il percorso dei carichi attraverso ala, fusoliera e coda.
- Calcolare carichi limite e di rottura da un fattore di carico.
- Calcolare un margine di sicurezza.
- Confrontare i materiali per rigidezza e resistenza specifiche.

Concetti chiave

- La portanza sui rivestimenti dell'ala passa a correnti e centine, poi ai longheroni, poi attraverso il cassone alare alla fusoliera. Ogni parte di un velivolo viene dimensionata seguendo quel percorso dei carichi.
- I carichi scalano con il fattore di carico n = L/W. Il carico limite è il carico più grande previsto in servizio (per esempio n = 2.5 per molti velivoli da trasporto); la struttura deve sopportarlo senza deformazioni permanenti.
- Il carico di rottura è il carico limite per un coefficiente di sicurezza, tradizionalmente 1.5 in aviazione; la struttura deve sopportarlo senza cedere, anche solo per pochi secondi.
- Margine di sicurezza MS = ammissibile/effettivo − 1. Un margine positivo è accettabile; i progettisti puntano a piccoli margini positivi, perché più margine significa più peso.
- Poiché il peso conta, i materiali si confrontano per chilogrammo: rigidezza specifica E/ρ e resistenza specifica σ/ρ. Alluminio, titanio e acciaio hanno quasi lo stesso E/ρ; i compositi in carbonio li superano tutti e tre.

Equazioni chiave

$$n = \frac{L}{W}$$

`n=L/W`

Fattore di carico

$$P_{ult} = 1.5\, P_{limit}$$

`P_ult=1.5 P_limit`

Carico di rottura

$$MS = \frac{\sigma_{allow}}{\sigma} - 1$$

MS=σ_allowσ-1

Margine di sicurezza

$$\frac{E}{\rho}, \frac{\sigma}{\rho}$$

Rigidezza e resistenza specifiche

Esempi svolti passo passo

Esempio 1.1 L'aereo di linea d'esempio pesa 588.6 kN e ha un fattore di carico limite di 2.5. Trova i carichi alari limite e di rottura.

1. Limite = 2.5 × 588.6 = 1471.5 kN.
2. Rottura = 1.5 × 1471.5.

Risposta: Limite 1471.5 kN; rottura 2207 kN.

Esempio 1.2 Un componente in 7075 (σ_y = 503 MPa) è soggetto a 400 MPa sotto carico limite. Trova il margine di sicurezza a snervamento.

1. MS = 503/400 − 1.

Risposta: MS = 0.258 (positivo, quindi accettabile).

Esempio 1.3 Confronta la rigidezza specifica dell'alluminio 7075 e del laminato in carbonio d'esempio.

1. Al: 71.7 × 10^9/2810 = 25.5 MJ/kg.
2. CFRP: 70 × 10^9/1600 = 43.75 MJ/kg.

Risposta: Il laminato è 1.71 volte più rigido per chilogrammo.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova la resistenza specifica dell’alluminio 7075.

   $503 \times 10^6/2810 = 179$ kN·m/kg.

2. Trova la resistenza specifica del Ti-6Al-4V.

   $880 \times 10^6/4430 = 199$ kN·m/kg.

3. Trova E/ρ per l’acciaio 4130.

   $205 \times 10^9/7850 = 26.1$ MJ/kg, quasi uguale all’alluminio.

4. Che cosa significa MS = −0.1?

   Il componente non soddisfa il requisito; va riprogettato.

Errori concettuali comuni

Mito: Un coefficiente di sicurezza più grande è sempre meglio.
In realtà: Aggiunge peso e consumi per tutta la vita del velivolo.

Mito: L’acciaio è più rigido, quindi fa velivoli più rigidi.
In realtà: Per chilogrammo non è più rigido dell’alluminio.

Mito: Il carico di rottura è il carico previsto.
In realtà: Il carico limite è il massimo previsto; quello di rottura vale 1.5 volte tanto.

Flashcard

Fattore di carico

n = L/W.

Carico limite

Il più grande previsto in servizio.

Carico di rottura

1.5 × limite.

Margine di sicurezza

$\sigma_allow/\sigma - 1$.

Rigidezza specifica

E/ρ.

Resistenza specifica

σ/ρ.

Quiz di autoverifica

1. Il carico di rottura è uguale a...

1.5 × limite

limite

2 × limite

limite/1.5

1.5 × limite. Coefficiente di sicurezza aeronautico.

2. La rigidezza specifica è...

E/ρ

Eρ

σ/E

ρ/E

E/ρ. Per unità di massa.

3. Un margine di sicurezza positivo significa che...

il componente è accettabile

cede

è troppo leggero

niente

il componente è accettabile. L'ammissibile supera l'effettivo.

4. La portanza raggiunge la fusoliera soprattutto attraverso...

i longheroni e il cassone alare

i finestrini

i motori

il carrello

i longheroni e il cassone alare. Percorso dei carichi.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il programma sui materiali leggeri del DOE riferisce che per auto e camion una riduzione del 10% del peso del veicolo può migliorare i consumi dal 6% all'8%, perché serve meno energia per accelerare un oggetto più leggero. Il DOE indica riduzioni di massa tipiche del 50–70% per i compositi in fibra di carbonio, del 30–60% per l'alluminio e del 40–55% per il titanio quando sostituiscono componenti in acciaio convenzionale.

I velivoli guadagnano dalla riduzione di peso ancora più delle auto, perché devono anche sostenere il proprio peso per tutto il volo. Scegliere i materiali per rigidezza e resistenza specifiche è il punto da cui parte quel risparmio.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Soluzioni

Fonti: U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks)

Risorse di apprendimento gratuite

- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulle parti della cellula.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sulle strutture.
- PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): Rigidezza in modo interattivo.

Ho finito questa unità

Carichi di taglio e flessione dell’ala

L’ala come trave a sbalzo, distribuzioni di portanza lungo l’apertura, diagrammi di taglio e momento flettente, carichi alla radice, alleggerimento dovuto al peso dell’ala e del carburante, e come il fattore di carico scala tutto.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Modellare un’ala come una trave a sbalzo.
- Tracciare i diagrammi di taglio e momento flettente per una portanza distribuita.
- Calcolare taglio e momento flettente alla radice.
- Spiegare l’alleggerimento flessionale dovuto a carburante e motori sull’ala.

Concetti chiave

- Ogni semiala porta metà della portanza e si comporta come una mensola incastrata alla fusoliera. Taglio e momento sono massimi alla radice.
- Per una portanza uniforme w (N/m) su una semiapertura s, il taglio alla radice è V = ws e il momento alla radice è M = ws²/2.
- Una distribuzione di portanza ellittica pone il baricentro della semiportanza a 4s/(3π) dalla radice, un po’ più all’interno dell’s/2 del caso uniforme, quindi il momento alla radice è minore.
- La struttura dell’ala e il carburante gravano sull’ala, in verso opposto alla portanza. Questo alleggerimento flessionale spiega perché gli aerei di linea portano carburante nelle ali e perché i motori sotto l’ala aiutano.
- Tutti i carichi scalano con il fattore di carico: a n = 2.5 il momento alla radice è 2.5 volte il valore a 1-g.

Equazioni chiave

$$V(y) = \int_{y}^{s} w \, dy$$

`V(y)=_y^s w dy`

Taglio da carico distribuito

$$M(y) = \int_{y}^{s} V \, dy$$

`M(y)=_y^s V dy`

Momento dal taglio

$$M_{root} = \tfrac{1}{2} w s^2$$

M_root=12ws^2

Portanza uniforme

$$M_{root} = \tfrac{L}{2} \cdot \tfrac{4s}{3\pi}$$

M_root=2·4s3π

Portanza ellittica

Esempi svolti passo passo

Esempio 2.1 L'aereo di linea d'esempio (588.6 kN) ha una semiapertura di 17 m. Assumendo portanza uniforme a 1 g, trova w, taglio e momento alla radice per un'ala.

1. Semiportanza = 294.3 kN; w = 294300/17 = 17.31 kN/m.
2. V = 294.3 kN.
3. M = 17,312 × 17²/2.

Risposta: w = 17.31 kN/m; V = 294.3 kN; M = 2.50 MN·m.

Esempio 2.2 Ripeti il calcolo del momento per la distribuzione ellittica.

1. M = 294,300 × 4 × 17/(3π).

Risposta: M = 2.12 MN·m, inferiore del 15.1%.

Esempio 2.3 Trova il momento alla radice con portanza uniforme a carico limite (n = 2.5) e di rottura (×1.5).

1. Limite: 2.5 × 2.50 = 6.25 MN·m.
2. Rottura: 1.5 × 6.25.

Risposta: Limite 6.25 MN·m; rottura 9.38 MN·m.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Si dimezza la semiapertura a parità di portanza. Momento alla radice?

   Si dimezza ($M = Ls/4$ con portanza uniforme).

2. Trova il rapporto dei momenti, ellittico su uniforme.

   $8/(3\pi) = 0.849$.

3. Perché gli aerei di linea usano il carburante alare per primo o per ultimo?

   Il carburante nell'ala alleggerisce la flessione; tenerlo più a lungo aiuta.

4. Taglio alla radice a $n = 2.5$?

   $2.5 \times 294.3 = 735.8$ kN.

Errori concettuali comuni

Mito: L'estremità alare porta i carichi maggiori.
In realtà: Li porta la radice.

Mito: Il peso dell'ala si somma al momento flettente.
In realtà: Lo alleggerisce.

Mito: Il momento scala con la semiapertura.
In realtà: A w fissato scala con s^2.

Flashcard

Ala a sbalzo

Incastrata alla radice.

Taglio alla radice

Semiportanza.

Momento alla radice uniforme

$ws^2/2$.

Baricentro ellittico

$4s/(3\pi)$.

Alleggerimento flessionale

Peso dell'ala e carburante.

Fattore di carico

Scala tutti i carichi.

Quiz di autoverifica

1. Il momento alla radice per portanza uniforme w su apertura s è...

$ws^2/2$

ws

ws^3

w/s

$ws^2/2$. Mensola.

2. Il baricentro della portanza ellittica è a...

$4s/(3\pi)$

s/2

s

s/3

$4s/(3\pi)$. Dalla radice.

3. Il carburante nell'ala...

alleggerisce la flessione

aumenta la flessione

non fa nulla

aggiunge solo torsione

alleggerisce la flessione. Agisce contro la portanza.

4. Raddoppiare n raddoppia...

tutti i carichi

solo il taglio

solo il peso

niente

tutti i carichi. Lineare.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

L'articolo di prova SWEET-15 della NASA è un'ala in composito di 15 piedi sostenuta da un montante aerodinamico, basata sul concetto Transonic Truss-Braced Wing della NASA. Il montante assorbe parte del carico flessionale verso metà apertura, così l'ala può essere lunga e sottile senza un enorme momento alla radice.

Gli ingegneri NASA hanno flesso l'ala di prova per diversi mesi nel Flight Loads Laboratory di Armstrong, con numerosi sensori di deformazione e di carico, tra cui sensori di deformazione a fibra ottica. I dati hanno confermato le previsioni dei modelli numerici e mostrato che l'ala ha resistito alle forze previste in volo.

Su Saving Planets: Statica · Prestazioni dei velivoli

Fonti: NASA: NASA Pushes New Wing Design to Find Structural Limits (Jul. 17, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-pushes-new-wing-design-to-find-structural-limits/)

Risorse di apprendimento gratuite

- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Sezione di un manuale gratuito.
- 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 travi.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Strutture al MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulle ali.

☐ **Ho finito questa unità**

Flessione delle travi a parete sottile

Tensione di flessione σ = My/I, idealizzazione di un cassone alare in solette e rivestimenti, momento d'inerzia d'area, forze nelle solette, flessione deviata, e dimensionamento delle solette dei longheroni per il carico di rottura.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare la tensione di flessione da M, y e I.
- Idealizzare una trave a cassone come aree concentrate delle solette.
- Dimensionare le solette dei longheroni per un momento di rottura.
- Riconoscere la flessione deviata.

Concetti chiave

- In flessione, σ = My/I: la tensione cresce linearmente dall'asse neutro. Il materiale lontano dall'asse neutro fa la maggior parte del lavoro.
- I cassoni alari si idealizzano come aree concentrate di soletta (boom) che portano tensioni normali, unite da rivestimenti sottili che portano taglio.
- Per due solette di area A distanti h, I = 2A(h/2)² = Ah²/2 e la forza nella soletta è F = M/h.
- Cassoni alari più alti richiedono solette più piccole a parità di momento. Ecco perché radici alari spesse fanno risparmiare peso, e perché le ali sottili ad alto allungamento hanno bisogno di aiuto, come i montanti.
- Se la sezione non è simmetrica, o il momento non agisce attorno a un asse principale, la flessione attorno a un asse provoca un'inflessione attorno all'altro (flessione deviata).

Equazioni chiave

$$\sigma = \frac{My}{I}$$

`σ=My/I`

Tensione di flessione

$$I = \sum A_i y_i^2$$

`I= A_iy_i^2`

Sezione idealizzata a boom

$$F = \frac{M}{h}$$

`F=M/h`

Forza nella soletta

$$A = \frac{M}{\sigma_{allow} h}$$

`A=σ_allowh`

Area di soletta richiesta

Esempi svolti passo passo

Esempio 3.1 Il momento di rottura alla radice è 9.38 MN·m e il cassone alare è alto 0.6 m. Trova la forza nella soletta.

1. F = 9.38 × 10⁶/0.6.

Risposta: F = 15.6 MN.

Esempio 3.2 Dimensiona ogni soletta per una tensione ammissibile di 400 MPa.

1. A = 9.38 × 10⁶/(400 × 10⁶ × 0.6).

Risposta: A = 0.0391 m² (391 cm²) per soletta.

Esempio 3.3 Trova I per due solette da 0.0391 m² distanti 0.6 m, e verifica σ.

1. I = 0.0391 × 0.6²/2 = 0.00704 m⁴.
2. σ = 9.38 × 10⁶ × 0.3/0.00704.

Risposta: σ = 400 MPa, come da progetto.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Si raddoppia l’altezza del cassone. Area di soletta richiesta?

   Si dimezza.

2. Dove la tensione di flessione è nulla?

Sull’asse neutro.

3. Trova I per solette da 0.01 m^2 a ±0.25 m.

   $2 \times 0.01 \times 0.25^2 = 0.00125\ m^4$.

4. Perché le solette dei longheroni sono poste in alto e in basso?

   Il massimo y dà il massimo I per chilogrammo.

Errori concettuali comuni

Mito: I rivestimenti sottili portano gran parte della flessione.

In realtà: Nell’idealizzazione, solette e correnti portano tensioni normali; i rivestimenti portano taglio.

Mito: La tensione è uniforme in una trave.

In realtà: Varia linearmente con y.

Mito: Una trave più alta è più pesante.

In realtà: Di solito richiede meno materiale nelle solette.

Flashcard

Flessione

$\sigma = My/I$.

Idealizzazione a boom

Le solette portano σ, i rivestimenti portano q.

I a due solette

$Ah^2/2$.

Forza nella soletta

M/h.

Altezza

Più alto è più leggero.

Flessione deviata

Inflessioni accoppiate.

Quiz di autoverifica

1. La tensione di flessione è...

My/I

M/A

VQ/It

Tr/J

My/I. Formula di Navier.

2. La forza nella soletta per un’altezza h è...

M/h

Mh

M/h^2

Vh

M/h. Coppia.

3. Cassoni più alti richiedono...

solette più piccole

solette più grandi

uguale

nessuna soletta

solette più piccole. $A \propto 1/h$.

4. Nei cassoni idealizzati, i rivestimenti portano...

taglio

solo tensioni normali

niente

solo torsione

taglio. Pannelli a taglio.

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. NASA e Boeing hanno provato un modello di semiala del concetto in una grande galleria del vento pressurizzata nel dicembre 2025.

Un'ala sottile ha un cassone basso, quindi per F = M/h le sue solette dovrebbero essere pesanti. Il montante riduce M, permettendo all'ala di restare sottile senza appesantirsi.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Aerodinamica I

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

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sulla flessione delle travi.
- 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.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sui longheroni.

☐ **Ho finito questa unità**

Torsione e flusso di taglio nelle sezioni chiuse

Flusso di taglio q, torsione di Bredt–Batho delle sezioni chiuse a parete sottile, tensione tangenziale nel rivestimento, angolo di torsione unitario, cassoni multicella, e perché le ali sono costruite come cassoni chiusi.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare il flusso di taglio q = τt.
- Applicare Bredt–Batho: T = 2Aq.
- Calcolare l'angolo di torsione unitario di una sezione chiusa.
- Spiegare perché le sezioni chiuse resistono così bene alla torsione.

Concetti chiave

- In una parete sottile, la tensione tangenziale per lo spessore è il flusso di taglio q = τt (N/m). Attorno a una sezione chiusa soggetta a torsione pura, q è costante.
- Bredt–Batho: T = 2A_e q, dove A_e è l'area racchiusa dalla linea media della parete.
- L'angolo di torsione unitario è dθ/dz = (T/(4A_e²G)) ∮ds/t.
- I cassoni chiusi sono molto più rigidi a torsione delle sezioni aperte dello stesso materiale; per questo le ali sono costruite come cassoni di torsione fatti di longheroni e rivestimenti.
- La torsione dell'ala deriva dalla portanza applicata davanti o dietro il centro di taglio, e da alettoni e motori. Una rigidezza torsionale troppo bassa può causare inversione degli alettoni o flutter.

Equazioni chiave

$$q = \tau t$$

`q=τ t`

Flusso di taglio

$$T = 2A_e q$$

`T=2A_eq`

Bredt–Batho

$$\frac{d\theta}{dz} = \frac{T}{4A_e^2 G} \oint \frac{ds}{t}$$

`(dθ)/(dz)=(T)/(4A_e^2G)ds/t`

Angolo di torsione unitario

$$\tau = \frac{T}{2A_e t}$$

τ=(T)/(2A_et)

Tensione tangenziale nel rivestimento

Esempi svolti passo passo

Esempio 4.1 Un cassone alare di 2.0 m × 0.6 m sopporta una coppia di 500 kN·m. Trova il flusso di taglio.

1. A_e = 1.2 m².
2. q = 500,000/(2 × 1.2).

Risposta: q = 208.3 kN/m.

Esempio 4.2 Trova la tensione tangenziale per rivestimenti da 4 mm.

1. τ = 208,333/0.004.

Risposta: τ = 52.1 MPa.

Esempio 4.3 Trova l’angolo di torsione unitario (G = 27 GPa, parete uniforme da 4 mm).

1. ∮ds/t = 5.2/0.004 = 1300.
2. dθ/dz = 500,000 × 1300/(4 × 1.2² × 27 × 10⁹).

Risposta: dθ/dz = 4.18 × 10⁻³ rad/m.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Un tubo sottile di raggio 0.1 m e parete di 2 mm sopporta 10 kN·m. Trova τ.

   T/(2πr²t) = 79.6 MPa.

2. Trova J per quel tubo.

$2\pi r^3 t = 1.257 \times 10^{-5}\ m^4$.

3. Si raddoppia l’area racchiusa a parità di coppia. Flusso di taglio?

   Si dimezza.

4. Perché un taglio longitudinale in un tubo ne rovina la rigidezza torsionale?

   Diventa una sezione aperta.

Errori concettuali comuni

Mito: Il flusso di taglio varia lungo una sezione chiusa in torsione pura.
In realtà: È costante.

Mito: Rivestimenti più spessi sono sempre ciò che aiuta di più in torsione.
In realtà: Conta di più l’area racchiusa.

Mito: Sezioni aperte e chiuse si comportano in modo simile a torsione.
In realtà: Quelle chiuse sono molte volte più rigide.

Flashcard

Flusso di taglio

$q = \tau t$.

Bredt–Batho

$T = 2A_e\, q$.

Angolo di torsione unitario

$T\oint ds/t/(4A_e^2 G)$.

Cassone di torsione

Longheroni e rivestimenti chiusi.

Tubo sottile

$\tau = T/(2\pi r^2 t)$.

Flutter

Richiede rigidezza torsionale.

Quiz di autoverifica

1. Bredt–Batho dà T =...

2Aq

Aq

qt

q/A

2Aq. Sezione chiusa.

2. Il flusso di taglio è...

τt

τ/t

σt

T/A

τt. Definizione.

3. Le ali sono costruite come cassoni chiusi per...

la rigidezza torsionale

l'estetica

solo il carburante

la portanza

la rigidezza torsionale. Cassone di torsione.

4. In torsione pura q è...

costante

zero

massimo agli spigoli

a caso

costante. Equilibrio.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA riferisce che SWEET-15 combinava cinque tecnologie avanzate di produzione e assemblaggio di compositi, e che il metodo di produzione, sviluppato a Langley con il robot Integrated Structural Assembly of Advanced Composites, punta a strutture composite più leggere e resistenti per i veicoli aerospaziali.

Un cassone alare in composito deve comunque rispettare Bredt–Batho: le giunzioni tra rivestimenti e longheroni trasmettono il flusso di taglio che impedisce al cassone di torcersi.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Dinamica

Fonti: NASA: NASA Pushes New Wing Design to Find Structural Limits (Jul. 17, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-pushes-new-wing-design-to-find-structural-limits/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sulla torsione.
- 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.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulla struttura alare.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.

☐ **Ho finito questa unità**

Taglio nelle sezioni aperte e centro di taglio

Tensione tangenziale nelle travi τ = VQ/(It), flusso di taglio nelle sezioni aperte a parete sottile, il centro di taglio, perché i profili a C si torcono sotto carico, e lo shear lag.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare τ = VQ/(It).
- Trovare il flusso di taglio in una sezione aperta a parete sottile.
- Individuare qualitativamente il centro di taglio.
- Spiegare perché i carichi fuori dal centro di taglio provocano torsione.

Concetti chiave

- Il taglio trasversale produce una tensione tangenziale τ = VQ/(It), dove Q è il momento statico dell'area oltre il taglio.
- Nelle sezioni aperte a parete sottile il flusso di taglio parte da zero a un bordo libero e cresce lungo la parete: q = VQ/I.
- Il centro di taglio è il punto in cui un carico trasversale provoca flessione senza torsione. Per travi a I simmetriche e cassoni chiusi si trova sull'asse di simmetria; per un profilo a C si trova fuori dall'anima.
- I carichi applicati lontano dal centro di taglio torcono la sezione. I progettisti dispongono longheroni e correnti in modo che il centro di taglio dell'ala sia dove agiscono i carichi aerodinamici, oppure forniscono sufficiente rigidezza torsionale.
- Shear lag: nelle solette larghe la tensione normale è massima vicino alle anime e minore tra di esse, quindi la soletta non è tutta pienamente efficace.

Equazioni chiave

$$\tau = \frac{VQ}{It}$$

`τ=VQ/It`

Tensione tangenziale nella trave

$$q = \frac{VQ}{I}$$

`q=VQ/I`

Flusso di taglio

$$Q = \int y\, dA$$

`Q= y dA`

Momento statico

$$\tau_{max} = \frac{3V}{2A}$$

`τ_max=3V/2A`

Rettangolo, massimo

Esempi svolti passo passo

Esempio 5.1 Una trave rettangolare piena larga 20 mm e alta 60 mm sopporta 6 kN di taglio. Trova la tensione tangenziale massima.

1. A = 1200 mm².
2. τ_max = 1.5 × 6000/1200.

Risposta: τ_max = 7.5 MPa sull'asse neutro.

Esempio 5.2 L'anima di una trave a I è spessa 4 mm; sull'asse neutro Q = 50 × 10³ mm³ e I = 20 × 10⁶ mm⁴. Trova τ per V = 40 kN.

1. τ = 40,000 × 50,000/(20 × 10⁶ × 4).

Risposta: τ = 25 MPa.

Esempio 5.3 Trova lì il flusso di taglio.

1. q = τt = 25 × 4.

Risposta: q = 100 N/mm (100 kN/m).

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Dov'è nullo il flusso di taglio in una sezione aperta?

Ai bordi liberi.

2. Centro di taglio di un cassone chiuso simmetrico sotto carico simmetrico?

   Sull’asse di simmetria.

3. Perché un profilo a C caricato nel piano dell’anima si torce?

   Il centro di taglio si trova fuori dall’anima.

4. Raddoppia V sul rettangolo. τ_max?

   15 MPa.

Errori concettuali comuni

Mito: La tensione tangenziale è massima nelle fibre esterne.
In realtà: È massima sull’asse neutro.

Mito: Il centro di taglio è il baricentro.
In realtà: Solo per sezioni doppiamente simmetriche.

Mito: Le solette larghe sono pienamente efficaci.
In realtà: Lo shear lag ne riduce l’efficacia.

Flashcard

Formula del taglio

τ = VQ/(It).

Sezione aperta

q parte da zero ai bordi liberi.

Centro di taglio

Punto di carico senza torsione.

Profilo a C

Centro di taglio fuori dall’anima.

Rettangolo

τ_max = 1.5V/A.

Shear lag

Tensione non uniforme nella soletta.

Quiz di autoverifica

1. La tensione tangenziale nella trave è...

VQ/(It)

My/I

Tr/J

P/A

VQ/(It). Formula del taglio.

2. A un bordo libero, il flusso di taglio di una sezione aperta è...

zero

massimo

costante

negativo

zero. Condizione al contorno.

3. Un carico passante per il centro di taglio provoca...

nessuna torsione

si torcono

instabilità

snervamento

nessuna torsione. Definizione.

4. τ_max in un rettangolo è...

1.5V/A

V/A

2V/A

3V/A

1.5V/A. Parabolico.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La prova SWEET-15 della NASA si è conclusa con una prova deliberata fino a rottura. L'ala ha ceduto a circa il 127% del carico limite di progetto, con danni visibili vicino al bordo posteriore dell'ala e nel rivestimento superiore, offrendo indicazioni su come si comportano i collegamenti con il montante principale e il montante secondario oltre l'inviluppo di volo.

La NASA osserva che era la prima volta che una configurazione rappresentativa di ala composita controventata a traliccio veniva sottoposta a questo tipo di valutazione strutturale. Prove come questa verificano proprio le previsioni di taglio e torsione delle unità 4 e 5.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Statica

Fonti: NASA: NASA Pushes New Wing Design to Find Structural Limits (Jul. 17, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-pushes-new-wing-design-to-find-structural-limits/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sul flusso di taglio.
- 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.
- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Sezione di un manuale gratuito.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.

☐ **Ho finito questa unità**

Instabilità di colonne, correnti e pannelli

Instabilità euleriana delle aste e condizioni di vincolo, snellezza, correnti come aste, instabilità dei pannelli di rivestimento, resistenza post-critica dei pannelli irrigiditi, e perché le strutture leggere sono di solito dimensionate dalla stabilità.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare i carichi critici di Euler con i fattori di vincolo.
- Calcolare la tensione critica di un pannello di rivestimento.
- Spiegare perché i pannelli irrigiditi portano carico dopo l'instabilità del rivestimento.
- Riconoscere quando governa l'instabilità e non lo snervamento.

Concetti chiave

- Un'asta snella si instabilizza a P_cr = π²EI/(KL)², dove K = 1 per estremi incernierati, 0.5 per estremi incastrati e 2 per una mensola.
- L'instabilità dipende dalla rigidezza E e dalla geometria, non dalla resistenza, quindi i materiali ad alta resistenza non aiutano un'asta snella.
- Una piastra piana sottile in compressione si instabilizza a σ_cr = kπ²E/(12(1 − ν²)) (t/b)², con k = 4 per un pannello lungo semplicemente appoggiato.
- I rivestimenti degli aerei possono instabilizzarsi a taglio o compressione con carichi ben inferiori a quello di rottura; correnti e longheroni portano allora il carico (campo di trazione e comportamento post-critico).
- Poiché le strutture leggere sono sottili, l'instabilità di solito determina il dimensionamento di rivestimenti compressi, correnti e anime dei longheroni.

Equazioni chiave

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{(KL)^2}$$

`P_cr=(π^2EI)/((KL)^2)`

Instabilità euleriana

$$\sigma_{cr} = \frac{k\pi^2 E}{12(1-\nu^2)}\left(\frac{t}{b}\right)^2$$

`σ_cr=(kπ^2E)/(12(1-ν^2))( tb)^2`

Instabilità delle piastre

$$\lambda = \frac{KL}{r}$$

=KL/r

Snellezza

$$r = \sqrt{I/A}$$

Raggio d’inerzia

Esempi svolti passo passo

Esempio 6.1 Un corrente in alluminio (E = 71.7 GPa, I = 2 × 10^{-8} m^4) copre 0.5 m tra le centine, incernierato. Trova P_cr.

1. P_cr = π^2 × 71.7 × 10^9 × 2 × 10^{-8}/0.5^2.

Risposta: P_cr = 56.6 kN.

Esempio 6.2 Ripeti con estremi incastrati (K = 0.5).

1. Quattro volte il valore incernierato.

Risposta: P_cr = 226 kN.

Esempio 6.3 Trova la tensione critica di un pannello di rivestimento da 2 mm largo 150 mm (k = 4, ν = 0.33).

1. σ_cr = $4\pi^2$ × 71.7 × 10^9/(12 × 0.891) × $(0.002/0.15)^2$.

Risposta: σ_cr = 47.1 MPa, molto sotto lo snervamento di 503 MPa.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Dimezza il passo delle centine. Carico critico del corrente?

   Quattro volte.

2. Raddoppia lo spessore del rivestimento. σ_cr?

Quattro volte: 188 MPa.

3. Una lega più resistente con lo stesso E aumenta P_cr?

   No.

4. K per un’asta portabandiera (mensola)?

   2.

Errori concettuali comuni

Mito: L’instabilità è un cedimento di resistenza.
In realtà: È un cedimento di rigidezza (stabilità).

Mito: Un rivestimento instabilizzato significa un’ala rotta.
In realtà: I pannelli irrigiditi portano carico dopo l’instabilità del rivestimento.

Mito: Aste più lunghe si instabilizzano a carichi proporzionalmente minori.
In realtà: Con $1/L^2$, molto minori.

Flashcard

Euler

$\pi^2EI/(KL)^2$.

K

Incernierato 1, incastrato 0.5, mensola 2.

Piastra

$k\pi^2E(t/b)^2/(12(1-\nu^2))$.

k

4 per una piastra lunga appoggiata.

Post-critico

Gli irrigidimenti portano il carico.

Snellezza

KL/r.

Quiz di autoverifica

1. Il carico di Euler scala con...

$1/L^2$

$1/L$

L

L^2

$1/L^2$. $\pi^2 EI/L^2$.

2. Gli estremi incastrati moltiplicano P_cr per...

4

2

0.5

1

4. K = 0.5.

3. La tensione critica delle piastre scala con...

$(t/b)^2$

t/b

b/t

t

$(t/b)^2$. Formula delle piastre.

4. L'instabilità dipende da...

E e geometria

tensione di snervamento

la densità

il colore

E e geometria. Stabilità.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il progetto HiCAM della NASA include l'infusione di resina tra le tecnologie in valutazione: stampaggio liquido in grado di realizzare grandi strutture integrate con meno elementi di fissaggio, e termoplastici che si possono fondere e saldare per giunzioni rapide.

I pannelli irrigiditi integrati, in cui correnti e rivestimento sono realizzati in un unico pezzo, resistono all'instabilità senza il peso di fissaggi e giunzioni. È una delle strade verso le cellule composite più leggere a cui punta HiCAM.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Algebra lineare

Fonti: NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sull'instabilità.
- 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.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA su correnti e rivestimenti.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.

☐ **Ho finito questa unità**

Fusoliere pressurizzate e gusci sottili

Pressurizzazione della cabina, tensioni circonferenziali e assiali nei cilindri sottili, paratie sferiche, pressione e flessione combinate, aperture e concentrazioni di tensione attorno a finestrini e porte, e fatica dovuta ai cicli di pressione.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Calcolare le tensioni circonferenziale e assiale in un cilindro pressurizzato.
- Trovare lo spessore di rivestimento necessario per una data tensione.
- Spiegare perché i finestrini sono arrotondati.
- Collegare i cicli di pressione alla fatica.

Concetti chiave

- Un cilindro sottile di raggio r e parete t con differenza di pressione Δp ha tensione circonferenziale σ_h = Δp r/t e tensione assiale σ_a = Δp r/(2t): la circonferenziale è il doppio dell'assiale.
- Un guscio sferico ha σ = Δp r/(2t), quindi le paratie di pressione bombate possono essere più sottili del cilindro.
- La fusoliera si flette anche sotto il proprio peso e i carichi di coda, che si sommano alla tensione assiale in alto o in basso.
- Le aperture per finestrini e porte concentrano le tensioni; angoli arrotondati e rinforzi (doubler) mantengono bassa la concentrazione. Gli spigoli vivi possono concentrare la tensione di un fattore tre o più.
- Ogni volo è un ciclo di pressione. In decine di migliaia di voli questi cicli causano cricche da fatica, argomento dell'unità 9.

Equazioni chiave

$$\sigma_h = \frac{\Delta p\, r}{t}$$

`σ_h=(Δ p r)/(t)`

Tensione circonferenziale

$$\sigma_a = \frac{\Delta p\, r}{2t}$$

`σ_a=(Δ p r)/(2t)`

Tensione assiale

$$\sigma_{sphere} = \frac{\Delta p\, r}{2t}$$

`σ_sphere=(Δ p r)/(2t)`

Guscio sferico

$$t = \frac{\Delta p\, r}{\sigma_{allow}}$$

`t=Δ p rσ_allow`

Spessore richiesto

Esempi svolti passo passo

Esempio 7.1 Una fusoliera di raggio 2 m con rivestimento da 1.6 mm ha una differenza di pressione in cabina di 55 kPa (valore di esempio). Trova le tensioni circonferenziale e assiale.

1. σ_h = 55,000 × 2/0.0016.
2. σ_a = σ_h/2.

Risposta: σ_h = 68.75 MPa; σ_a = 34.4 MPa.

Esempio 7.2 Quale spessore mantiene la tensione circonferenziale a 100 MPa?

1. t = 55,000 × 2/100 × 10⁶.

Risposta: t = 1.1 mm (prima dei margini per fatica e tolleranza al danno).

Esempio 7.3 Trova la tensione in una paratia emisferica dello stesso raggio e spessa 1.6 mm.

1. σ = 55,000 × 2/(2 × 0.0016).

Risposta: σ = 34.4 MPa.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Raddoppia il raggio della fusoliera con lo stesso rivestimento. Tensione circonferenziale?

Raddoppia.

2. Perché le cricche della fusoliera sono spesso longitudinali?

   La tensione circonferenziale, che le apre, è il doppio dell'assiale.

3. Perché i finestrini degli aerei di linea sono arrotondati?

   Per ridurre la concentrazione di tensione.

4. Riduci del 20% la differenza di pressione in cabina. Tensione?

   Inferiore del 20%.

Errori concettuali comuni

Mito: Le tensioni assiale e circonferenziale sono uguali.
In realtà: La circonferenziale è il doppio dell'assiale.

Mito: Una fusoliera più grande può usare lo stesso rivestimento.
In realtà: La tensione cresce con il raggio.

Mito: La pressione conta solo in crociera.
In realtà: Ogni ciclo aggiunge danno da fatica.

Flashcard

Tensione circonferenziale

$\Delta p\ r/t$.

Tensione assiale

$\Delta p\ r/(2t)$.

Sfera

$\Delta p\ r/(2t)$.

Aperture

Angoli arrotondati, rinforzi.

Ciclo di pressione

Uno per volo.

Spessore

$\Delta p\ r/\sigma$.

Quiz di autoverifica

1. La tensione circonferenziale è...

Δp r/t

Δp r/(2t)

Δp t/r

Δp/t

Δp r/t. Cilindro sottile.

2. Il rapporto circonferenziale/assiale è...

2

1

0.5

4

2. Cilindro.

3. I finestrini arrotondati riducono...

la concentrazione di tensione

solo il peso

la pressione

alla resistenza

la concentrazione di tensione. Geometria.

4. Ogni volo è un...

ciclo di pressione

evento di instabilità

snervamento

niente

ciclo di pressione. Fatica.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il progetto HiCAM della NASA punta a dimostrazioni di produzione su larga scala di un tronco di fusoliera e di un cassone alare in composito nel 2028 e nel 2029. La NASA osserva che i materiali compositi sono già usati in gran parte degli aerei moderni, comprese sezioni di fusoliera e ala di velivoli come il Boeing 787.

Un tronco di fusoliera in composito sopporta le stesse tensioni circonferenziali e assiali di uno metallico; il vantaggio è che i compositi le sopportano con meno massa e non si corrodono allo stesso modo.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Termodinamica

Fonti: NASA: NASA Hosts 2026 Review on Advanced Composite Manufacturing (Jun. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/nasa-hosts-2026-review-on-advanced-composite-manufacturing/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sui gusci.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulle fusoliere.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.
- 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**

Materiali compositi e laminati

Fibre e matrici, frazione volumetrica di fibra, regola delle miscele per rigidezza e densità, rigidezza trasversale, orientamento delle lamine e laminati, sequenze quasi isotrope, e produzione dei compositi.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare la regola delle miscele per rigidezza longitudinale e densità.
- Stimare la rigidezza trasversale.
- Spiegare perché i laminati usano più orientamenti delle lamine.
- Confrontare pannelli compositi e metallici a parità di rigidezza.

Concetti chiave

- Una lamina composita è fatta di fibre rigide (carbonio, vetro) in una matrice più cedevole (epossidica o termoplastica). Le fibre portano il carico; la matrice le tiene insieme e trasferisce il carico.
- Lungo le fibre vale la regola delle miscele: E_1 = E_fV_f + E_mV_m, e la densità ρ = ρ_fV_f + ρ_mV_m.
- Trasversalmente alle fibre vale la regola inversa: 1/E_2 = V_f/E_f + V_m/E_m, quindi una lamina è molte volte meno rigida in senso trasversale.
- I laminati impilano lamine a 0°, ±45° e 90° affinché il pezzo sia rigido in ogni direzione di carico. Una sequenza quasi isotropa si comporta quasi come una lamiera metallica nel piano, ma più leggera.
- Per un pannello inflesso a parità di rigidezza, la massa scala come ρ/E^(1/3): per questo i materiali a bassa densità vincono per i rivestimenti.

Equazioni chiave

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$$

`E_1=E_fV_f+E_mV_m`

Regola delle miscele

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}$$

`(1)/(E_2)=(V_f)/(E_f)+(V_m)/(E_m)`

Regola inversa

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

`ρ=ρ_fV_f+ρ_mV_m`

Densità

$$\frac{m_2}{m_1} = \frac{\rho_2}{\rho_1}\left(\frac{E_1}{E_2}\right)^{1/3}$$

`(m_2)/(m_1)=(ρ_2)/(ρ_1)((E_1)/(E_2))^1/3`

Massa del pannello a pari rigidezza

Esempi svolti passo passo

Esempio 8.1 Fibre di carbonio (E = 230 GPa, ρ = 1800 kg/m³) in resina epossidica (E = 3.5 GPa, ρ = 1200 kg/m³) con V_f = 0.6 (valori da manuale). Trova E_1 e ρ.

1. E_1 = 230 × 0.6 + 3.5 × 0.4.
2. ρ = 1800 × 0.6 + 1200 × 0.4.

Risposta: E_1 = 139.4 GPa; ρ = 1560 kg/m³.

Esempio 8.2 Trova E_2.

1. $1/E_2 = 0.6/230 + 0.4/3.5$.

Risposta: E_2 = 8.55 GPa, 16.3 volte inferiore a E_1.

Esempio 8.3 Un pannello di rivestimento in 7075 viene sostituito dal laminato di esempio (E = 70 GPa, ρ = 1600) a parità di rigidezza flessionale. Rapporto delle masse?

1. m_2/m_1 = (1600/2810) × (71.7/70)^(1/3).

Risposta: m_2/m_1 = 0.574: più leggero del 42.6%.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Trova E_1 con V_f = 0.5.

230 × 0.5 + 3.5 × 0.5 = 116.8 GPa.

2. Perché non orientare tutte le lamine a 0°?

   Sarebbe debole e cedevole nelle altre direzioni.

3. Trova la rigidezza specifica della lamina unidirezionale sopra.

   139.4 × 10^9/1560 = 89.4 MJ/kg.

4. Che cosa fa la matrice?

   Tiene le fibre e trasferisce il carico.

Errori concettuali comuni

Mito: I compositi sono rigidi in ogni direzione.
In realtà: Solo lungo le fibre; le sequenze di laminazione rimediano.

Mito: Più fibra è sempre meglio.
In realtà: Troppa poca matrice lascia zone secche.

Mito: Un composito è solo un metallo leggero.
In realtà: È anisotropo e cede in modo diverso.

Flashcard

Fibra

Porta il carico.

Matrice

Tiene e trasferisce.

Regola delle miscele

E_fV_f + E_mV_m.

Regola inversa

$1/E_2$ = V_f/E_f + V_m/E_m.

Quasi isotropo

Sequenza 0/±45/90.

Indice del pannello

ρ/E^(1/3).

Quiz di autoverifica

1. Il modulo longitudinale segue...

la regola delle miscele

la regola inversa

Euler

solo Hooke

la regola delle miscele. Molle in parallelo.

2. Il modulo trasversale segue...

la regola inversa

la regola delle miscele

Bredt

Paris

la regola inversa. Molle in serie.

3. Le lamine a ±45° portano soprattutto...

taglio

solo carico assiale

la pressione

calore

taglio. Direzioni di taglio.

4. La massa del pannello a pari rigidezza scala come...

ρ/E^(1/3)

ρE

E/ρ

ρ

ρ/E^(1/3). Flessione.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

La NASA afferma che HiCAM mira a soddisfare la domanda di sostituire aerei da trasporto più vecchi e pesanti con velivoli compositi leggeri che riducono consumi di carburante ed emissioni di carbonio. Con i partner dell'Advanced Composites Consortium, la NASA lavora per aumentare la cadenza produttiva degli aerei compositi.

La revisione primaverile HiCAM 2026 della NASA, tenutasi dal 5 al 7 maggio a Langley, ha riunito circa 150 persone del consorzio, un partenariato pubblico-privato di 22 membri, e ha selezionato le tecnologie con il maggiore impatto sulla cadenza produttiva per il prossimo programma aeronautico.

Su Saving Planets: Chimica Generale I · Soluzioni

Fonti: NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/) · NASA: NASA Hosts 2026 Review on Advanced Composite Manufacturing (Jun. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/nasa-hosts-2026-review-on-advanced-composite-manufacturing/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Corso del MIT sui materiali.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT sui compositi.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulla costruzione in composito.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.

☐ **Ho finito questa unità**

Fatica, frattura e tolleranza al danno

Curve S-N e limite di fatica, regola di Miner per il danno cumulativo, concentrazioni di tensione, il fattore di intensità degli sforzi, tenacità a frattura e lunghezza critica della cricca, propagazione delle cricche e legge di Paris, e progettazione damage tolerant e ispezioni.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Usare la regola di Miner.
- Calcolare il fattore di intensità degli sforzi per una cricca.
- Trovare una lunghezza critica della cricca.
- Spiegare la progettazione safe-life, fail-safe e damage tolerant.

Concetti chiave

- Carichi ripetuti ben al di sotto dello snervamento possono far crescere cricche fino alla rottura di un pezzo: la fatica. Le curve S-N danno i cicli a rottura per ogni ampiezza di tensione.
- La regola di Miner somma il danno di diversi livelli di tensione: D = Σ n_i/N_i, con rottura prevista a D = 1.
- Una cricca di lunghezza a sotto una tensione σ ha intensità degli sforzi K = σ√(πa) (per un fattore geometrico). La frattura avviene quando K raggiunge la tenacità a frattura del materiale K_IC.
- Quindi la lunghezza critica della cricca è a_c = (K_IC/σ)²/π. Le cricche crescono a ogni ciclo secondo da/dN = C(ΔK)^m (legge di Paris), perciò gli intervalli di ispezione sono fissati per trovare le cricche molto prima di a_c.
- Gli aerei moderni sono damage tolerant: sono progettati per sopportare il carico limite con una cricca o un danno presente finché l’ispezione successiva non lo trova.

Equazioni chiave

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i}$$

```
D=(n_i)/(N_i)
```

Regola di Miner

$$K = \sigma \sqrt{\pi a}$$

Intensità degli sforzi

$$a_c = \frac{1}{\pi} \left(\frac{K_{IC}}{\sigma} \right)^2$$

a_c=(1)/(π)(_ICσ)^2

Lunghezza critica della cricca

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m$$

da/dN=C(Δ K)^m

Legge di Paris

Esempi svolti passo passo

Esempio 9.1 Un pezzo subisce 10^4 cicli a un livello con N = 10^5, e 2×10^5 cicli a un livello con N = 10^6. Trova il danno di Miner.

1. D = $10^4/10^5 + 2 \times 10^5/10^6$.

Risposta: D = 0.30: consumato il 30% della vita.

Esempio 9.2 Trova K per una cricca di 10 mm sotto 100 MPa.

1. K = 100 × √(π × 0.01).

Risposta: K = 17.7 MPa√m.

Esempio 9.3 Trova la lunghezza critica della cricca a 100 MPa per una lega con K_IC = 37 MPa√m (valore di esempio).

1. a_c = $(37/100)^2/\pi$.

Risposta: a_c = 43.6 mm.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Raddoppia la tensione. Lunghezza critica della cricca?

   Un quarto: 10.9 mm.

2. Quale D prevede Miner alla rottura?

1.

3. Perché gli aerei hanno ispezioni programmate?

   Per trovare le cricche prima che raggiungano a_c.

4. Trova K per una cricca di 40 mm a 50 MPa.

   $50\sqrt{(\pi \times 0.04)} = 17.7$ MPa√m.

Errori concettuali comuni

Mito: La fatica richiede tensioni sopra lo snervamento.
In realtà: Avviene ben al di sotto dello snervamento.

Mito: Una cricca significa che il pezzo deve rompersi.
In realtà: I pezzi damage tolerant portano carico fino all'ispezione.

Mito: La regola di Miner è esatta.
In realtà: È una stima; l'ordine dei carichi conta.

Flashcard

Fatica

Rottura sotto carichi ripetuti.

Curva S-N

Cicli a rottura in funzione della tensione.

Miner

$\Sigma\, n/N = 1$.

Intensità degli sforzi

$\sigma\sqrt{(\pi a)}$.

Cricca critica

$(K_{IC}/\sigma)^2/\pi$.

Tolleranza al danno

Sicuro finché non viene trovato.

Quiz di autoverifica

1. Rottura secondo Miner a...

D = 1

D = 0

D = 0.5

D = 2

D = 1. Danno cumulativo.

2. K scala con...

σ√a

σa

σ/a

a^2

σ√a. σ√(πa).

3. a_c scala con...

$(K_{IC}/\sigma)^2$

K_{IC}/σ

σ

K_{IC}

$(K_{IC}/\sigma)^2$. Frattura.

4. La legge di Paris descrive...

la propagazione delle cricche

instabilità

snervamento

lo scorrimento viscoso

la propagazione delle cricche. da/dN.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il portafoglio HiCAM della NASA include l'ispezione automatizzata: sistemi robotici che individuano i difetti durante la costruzione, riducendo lunghi controlli di qualità e riparazioni dopo la produzione, e modelli di ingegneria digitale che prevedono prestazioni strutturali e difetti di produzione prima dell'assemblaggio.

Trovare presto i difetti e prevederne la crescita è il cuore della tolleranza al danno. Consente ai progettisti di usare con fiducia strutture più sottili e leggere.

Su Saving Planets: Scienza delle costruzioni · Statica

Fonti: NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Corso del MIT su fatica e frattura.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Appunti del MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo FAA sulla costruzione.
- OpenStax UP1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.

☐ **Ho finito questa unità**

Progettazione leggera e strutture sostenibili

Ripartizioni dei pesi, l’effetto valanga della crescita di peso, peso strutturale e carburante tramite l’equazione di Breguet, indici dei materiali per la progettazione leggera, strutture multimateriale e integrate, riciclo e approccio al ciclo di vita.

Obiettivi di apprendimento

Alla fine di questa unità saprai:

- Stimare il carburante risparmiato eliminando peso strutturale.
- Spiegare l’effetto valanga del peso.
- Usare gli indici dei materiali per scegliere i materiali.
- Discutere i compromessi di riciclo e ciclo di vita.

Concetti chiave

- La struttura è tipicamente da un quarto a un terzo del peso al decollo di un aereo di linea (un intervallo da manuale), quindi il peso strutturale è una leva importante sul carburante.
- Il peso fa valanga: più struttura richiede più portanza, più carburante e motori più grandi, che aggiungono altra struttura. I risparmi crescono allo stesso modo in senso inverso.
- Dall’equazione di Breguet a autonomia fissata, carburante consumato = W_landing (e^(Rc/(V·L/D)) − 1), quindi il carburante scala con il peso all’atterraggio; ogni chilogrammo risparmiato riduce il carburante in proporzione.
- Gli indici dei materiali scelgono il materiale più leggero per ogni funzione: E/ρ per i tiranti, E^(1/2)/ρ per le travi ed E^(1/3)/ρ per i pannelli inflessi.
- Conta anche il ciclo di vita: energia di produzione, riparabilità e riciclo di compositi e leghe contano insieme al carburante in servizio.

Equazioni chiave

$$m_{fuel} = m_{land}\left(e^{Rc/(V\,L/D)} - 1\right)$$

```
m_fuel=m_land(e^Rc/(V L/D)-1)
```

Carburante ad autonomia fissata

$$\Delta m_{fuel} = \Delta m\left(e^{Rc/(V\,L/D)} - 1\right)$$

```
Δ m_fuel=Δ m(e^Rc/(V L/D)-1)
```

Carburante risparmiato per chilogrammo

$$\frac{E^{1/2}}{\rho}$$

Indice della trave

$$\frac{E^{1/3}}{\rho}$$

Indice del pannello

Esempi svolti passo passo

Esempio 10.1 Un jet atterra a 45000 kg dopo un volo con esponente di Breguet pari a 0.2877 (e^0.2877 = 1.333; valori di esempio). Quanto carburante ha bruciato?

1. m_fuel = 45000 × (1.3333 − 1).

Risposta: m_fuel = 15000 kg.

Esempio 10.2 Le parti in composito fanno risparmiare 600 kg di struttura. Quanto carburante si risparmia per volo?

1. Δm_fuel = 600 × 0.3333.

Risposta: Circa 200 kg per volo.

Esempio 10.3 Ordina alluminio, titanio, acciaio e il laminato di esempio secondo l'indice del pannello E^(1/3)/ρ (in GPa).

1. Al: 71.7^(1/3)/2810 × 1000 = 1.48.
2. Ti: 1.09; acciaio: 0.75; laminato: 2.58.

Risposta: Prima il laminato, poi alluminio, titanio, acciaio.

Esercizi

Svolgi ciascuno prima su carta, poi controlla.

1. Con 1000 voli all'anno, quanto carburante fanno risparmiare 200 kg per volo?

200 tonnellate all’anno.

2. Usando 3.16 kg di CO_2 per kg di carburante (valore da manuale), quanta CO_2 si risparmia all’anno?

   632 tonnellate.

3. Quale indice si applica a un longherone alare inflesso?

   E^(1/2)/ρ (trave).

4. Perché risparmiare peso in un nuovo progetto può far risparmiare più della massa stessa?

   L’effetto valanga.

Errori concettuali comuni

Mito: Solo i motori determinano il consumo di carburante.
In realtà: Peso e resistenza contano altrettanto.

Mito: I compositi sono sempre più ecologici.
In realtà: Contano anche produzione e riciclo.

Mito: Un chilogrammo risparmiato fa risparmiare un chilogrammo di carburante.
In realtà: Ne fa risparmiare una frazione per volo, su migliaia di voli.

Flashcard

Effetto valanga

Le variazioni di peso si sommano.

Carburante e peso

Carburante ∝ peso all’atterraggio.

Indice del tirante

E/ρ.

Indice della trave

E^(1/2)/ρ.

Indice del pannello

E^(1/3)/ρ.

Ciclo di vita

Produrre, usare, riciclare.

Quiz di autoverifica

1. Il carburante ad autonomia fissata scala con...

il peso all’atterraggio

il colore dell’ala

solo quota

niente

il peso all’atterraggio. Breguet.

2. L’indice del pannello è...

E^(1/3)/ρ

E/ρ

Eρ

σ/E

E^(1/3)/ρ. Pannello inflesso.

3. L’effetto valanga del peso significa che...

i risparmi si sommano

niente

il peso è fisso

cambia solo il carburante

i risparmi si sommano. Ridimensionamento.

4. L’indice della trave è...

E^(1/2)/ρ

E/ρ

E^(1/3)/ρ

ρ/E

E^(1/2)/ρ. Trave inflessa.

Rifai questo quiz

Come questo aiuta a salvare il pianeta

Il DOE stima che usare componenti leggeri e motori ad alta efficienza in un quarto del parco veicoli statunitense potrebbe far risparmiare più di 5 miliardi di galloni di carburante all'anno entro il 2030, e osserva che i materiali leggeri sono particolarmente importanti per i veicoli elettrici, dove compensano il peso delle batterie e aumentano l'autonomia.

La NASA osserva che aver bisogno di meno energia per volare significa meno carburante o, per gli aerei elettrici, meno energia prodotta altrove, riducendo le emissioni del ciclo di vita per tutto il tempo in cui un aereo è in servizio. La struttura leggera è il modo in cui i progettisti lo ottengono.

Su Saving Planets: Prestazioni dei velivoli · Soluzioni

Fonti: U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks) · NASA: Sustainable Aviation (https://www.nasa.gov/directorates/armd/sustainable-aviation/)

Risorse di apprendimento gratuite

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Corso del MIT sui materiali.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Strutture al MIT.
- 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.
- U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks): Materiali leggeri del DOE.

☐ **Ho finito questa unità**

Esercizi

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

1. Carichi di volo, coefficienti di sicurezza e materiali
   4 esercizi
2. Carichi di taglio e flessione dell'ala
   4 esercizi
3. Flessione delle travi a parete sottile
   4 esercizi

4. Torsione e flusso di taglio nelle sezioni chiuse
   4 esercizi
5. Taglio nelle sezioni aperte e centro di taglio
   4 esercizi
6. Instabilità di colonne, correnti e pannelli
   4 esercizi
7. Fusoliere pressurizzate e gusci sottili
   4 esercizi
8. Materiali compositi e laminati
   4 esercizi
9. Fatica, frattura e tolleranza al danno
   4 esercizi
10. Progettazione leggera e strutture sostenibili
    4 esercizi

Il laboratorio (Structures lab)

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

Ogni laboratorio si può svolgere con una simulazione gratuita, un foglio di calcolo o oggetti di uso domestico. Indossa occhiali di sicurezza quando pieghi o rompi qualcosa che può spezzarsi di colpo, mantieni i carichi piccoli e vicini al pavimento, e tieni l'area di lavoro libera da ostacoli in cui inciampare.

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

Laboratorio A: Scelta dei materiali per proprietà specifiche

SETTIMANA 1

Obiettivo: Crea un foglio di calcolo di rigidezza e resistenza specifiche per i materiali aerospaziali e ordinali per tiranti, travi e pannelli.

$$\frac{E}{\rho}, \frac{\sigma}{\rho}, \frac{E^{1/3}}{\rho}$$

Indici dei materiali

Procedimento

1. Inserisci E, σ e ρ per l'alluminio 7075, il Ti-6Al-4V, l'acciaio 4130 e il laminato in carbonio di esempio.
2. Calcola E/ρ e σ/ρ.
3. Aggiungi gli indici della trave e del pannello.
4. Ordina i materiali per ogni funzione.

Tabella dei dati

Materiale	E/ρ (MJ/kg)	σ/ρ (kN·m/kg)
7075 Al	25.5	179
Ti-6Al-4V	25.7	199
Acciaio 4130	26.1	55.4
Laminato in carbonio	43.75	375

Calcolato da valori da manuale e di esempio.

Calcolo di esempio

1. Al: 71.7 × 10^9/2810 = 25.5 MJ/kg.
2. Laminato: 600 × 10^6/1600 = 375 kN·m/kg.

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law) · MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/)

Legame con il pianeta: Il DOE indica riduzioni di massa del 50–70% quando i compositi in fibra di carbonio sostituiscono parti in acciaio. U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks)

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

Laboratorio B: Freccia di un righello a sbalzo

SETTIMANA 3

Obiettivo: Misura quanto si flette un righello bloccato sul bordo di un tavolo sotto un piccolo peso e confronta con la teoria delle travi.

$$\delta = \frac{PL^3}{3EI}, \quad I = \frac{bt^3}{12}$$

`=(PL^3)/(3EI),\ \ I=(bt^3)/(12)`

Freccia all'estremità della mensola

Procedimento

1. Esplora la rigidezza in PhET Hooke's Law.
2. Fissa con il nastro un righello piatto su un tavolo in modo che sporga di 0.25 m.
3. Appendi all'estremità un sacchetto di monete da 100 g (circa 1 N); misura l'abbassamento dell'estremità con un secondo righello.
4. Ripeti con uno sbalzo di 0.20 m e confronta con $\delta \propto L^3$.

Tabella dei dati

Sbalzo	Carico	Freccia prevista
0.25 m	1 N	7.72 mm
0.20 m	1 N	3.95 mm

Previsto per un righello di legno di 30 mm × 3 mm con E = 10 GPa (valori di esempio); il tuo righello sarà diverso.

Calcolo di esempio

1. $I = 0.03 \times 0.003^3/12 = 6.75 \times 10^{-11}$ m⁴.
2. $\delta = 1 \times 0.25^3/(3 \times 10 \times 10^9 \times 6.75 \times 10^{-11}) = 7.72$ mm.

> **Sicurezza**
>
> - Mantieni i carichi piccoli; un righello che si spezza può far volare le monete. Indossa occhiali di sicurezza.

Alternativa a casa o virtuale

- È un laboratorio a casa.

PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law)

Legame con il pianeta: La NASA ha flesso l'ala SWEET-15 per mesi mentre sensori in fibra ottica registravano le deformazioni. NASA: NASA Pushes New Wing Design to Find Structural Limits (Jul. 17, 2026) (https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/nasa-pushes-new-wing-design-to-find-structural-limits/)

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

Laboratorio C: Instabilità di un’asta di spaghetti

SETTIMANA 8

Obiettivo: Carica di punta singoli spaghetti secchi su una bilancia da cucina e verifica la legge di Euler in 1/L².

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 EI}{L^2}, \;\; I = \frac{\pi d^4}{64}$$

`P_cr=(π^2EI)/(L^2),\ \ I=(π d^4)/(64)`

Instabilità euleriana, estremi incernierati

Procedimento

1. Taglia spaghetti da 0.20 m e 0.10 m.
2. Metti uno spaghetto in verticale su una bilancia da cucina tarata e premi delicatamente con un oggetto piatto finché non si incurva; annota la lettura massima.
3. Ripeti cinque volte per ciascuna lunghezza e fai la media.
4. Confronta il rapporto con il fattore 4 previsto.

Tabella dei dati

Lunghezza	P_cr prevista	Lettura della bilancia
0.20 m	0.381 N	38.9 g
0.10 m	1.53 N	155.5 g

Previsto per spaghetti da 1.8 mm con E = 3 GPa (valori di esempio); la pasta reale varia.

Calcolo di esempio

1. $I = \pi \times 0.0018^4/64 = 5.15 \times 10^{-13}$ m⁴.
2. $P_{cr}(0.20) = \pi^2 \times 3 \times 10^9 \times 5.15 \times 10^{-13}/0.04 = 0.381$ N.

> **Sicurezza**
>
> - Indossa occhiali di sicurezza; la pasta spezzata vola.
> - Premi delicatamente con un libro, non con il palmo.

Alternativa a casa o virtuale

- È un laboratorio a casa.

MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/)

Legame con il pianeta: HiCAM della NASA valuta l'infusione di resina per grandi strutture integrate con meno elementi di fissaggio. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

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

Laboratorio D: Foglio di calcolo delle tensioni da pressione in fusoliera

SETTIMANA 9

Obiettivo: Calcola la tensione circonferenziale per fusoliere di diverse dimensioni e trova il rivestimento necessario per una tensione obiettivo.

$$\sigma_h = \frac{\Delta p\, r}{t}$$

```
σ_h=(Δ p r)/(t)
```

Tensione circonferenziale

Procedimento

1. Imposta Δp = 55 kPa e t = 1.6 mm.
2. Calcola σ_h per raggi di 1.5, 2.0 e 3.0 m.
3. Trova lo spessore del rivestimento per 100 MPa a ogni raggio.
4. Spiega perché i rivestimenti dei widebody sono più spessi.

Tabella dei dati

Raggio	Tensione circonferenziale
1.5 m	51.6 MPa
2.0 m	68.75 MPa
3.0 m	103.1 MPa

Valori calcolati con una differenza di pressione di esempio.

Calcolo di esempio

1. σ_h(3.0) = 55,000 × 3/0.0016 = 103.1 MPa.
2. t per 100 MPa a 3.0 m = 1.65 mm.

> **Sicurezza**
>
> - Solo al computer. Non pressurizzare mai bottiglie o lattine per verificarlo.

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf)

Legame con il pianeta: HiCAM della NASA prevede una dimostrazione di tronco di fusoliera in composito nel 2028–2029. NASA: NASA Hosts 2026 Review on Advanced Composite Manufacturing (Jun. 4, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/nasa-hosts-2026-review-on-advanced-composite-manufacturing/)

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

Laboratorio E: Calcolatore di lamine composite

SETTIMANA 11

Obiettivo: Calcola la rigidezza longitudinale e trasversale di una lamina carbonio/epossidica in funzione della frazione volumetrica di fibra.

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m, \quad \frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}$$

`E_1=E_fV_f+E_mV_m,\ \ (1)/(E_2)=(V_f)/(E_f)+(V_m)/(E_m)`

Micromeccanica

Procedimento

1. Inserisci E_f = 230 GPa ed E_m = 3.5 GPa.
2. Calcola E_1 ed E_2 per V_f = 0.4, 0.5 e 0.6.
3. Traccia entrambi in funzione di V_f.
4. Spiega perché E_2 cambia appena.

Tabella dei dati

V_f	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)
0.4	94.1	5.77
0.5	116.8	6.90
0.6	139.4	8.55

Calcolato da valori da manuale per fibra e matrice.

Calcolo di esempio

1. $E_1(0.5) = 230 \times 0.5 + 3.5 \times 0.5 = 116.8$ GPa.
2. $E_2(0.4) = 1/(0.4/230 + 0.6/3.5) = 5.77$ GPa.

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

Alternativa a casa o virtuale

- Va bene qualsiasi foglio di calcolo.

MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/)

Legame con il pianeta: La NASA afferma che HiCAM mira a sostituire aerei da trasporto più vecchi e pesanti con velivoli compositi leggeri. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

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

Laboratorio F: Fatica delle graffette e regola di Miner

SETTIMANA 13

Obiettivo: Piega avanti e indietro delle graffette fino alla rottura con due angoli di piegatura e verifica la regola di Miner.

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i}$$

```
D=(n_i)/(N_i)
```

Regola di Miner

Procedimento

1. Raddrizza diverse graffette identiche.
2. Piegane una di ±90° finché non si rompe; conta i cicli. Ripeti a ±45°.
3. Su una graffetta nuova, consuma metà della vita a ±90°, poi piega a ±45° fino alla rottura.
4. Confronta i cicli della seconda fase con la previsione di Miner.

Tabella dei dati

Piegatura	Cicli a rottura
±90°	12
±45°	30
6 a ±90°, poi ±45°	15 previsti

Valori di esempio; le tue graffette saranno diverse e l'ordine dei carichi cambia il risultato.

Calcolo di esempio

1. 6/12 = 0.5 della vita consumata a ±90°.
2. Restano 0.5 × 30 = 15 cicli a ±45°.

> **Sicurezza**
>
> - Indossa occhiali di sicurezza; le estremità spezzate sono taglienti e il filo si scalda.
> - Smaltisci i pezzi in sicurezza.

Alternativa a casa o virtuale

- È un laboratorio a casa.

MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/)

Legame con il pianeta: HiCAM della NASA sviluppa l'ispezione automatizzata per individuare i difetti durante la costruzione. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

☐ **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 velivolo da 10 kN ha un fattore di carico limite di 3.8. Trova il carico di rottura.
    1. 1.5 × 3.8 × 10.

    Risposta: 57 kN.
2. Trova il momento alla radice per una portanza uniforme di 2 kN/m su una semiapertura di 5 m.
    1. $2 \times 5^2/2$.

    Risposta: 25 kN·m.
3. Trova la forza nelle solette per 25 kN·m su un cassone alto 0.1 m.
    1. 25/0.1.

    Risposta: 250 kN.
4. Una sezione chiusa racchiude 0.05 m^2 e sopporta 20 kN·m. Trova q.
    1. 20,000/(2 × 0.05).

    Risposta: 200 kN/m.
5. Trova τ_{max} in una sezione rettangolare di 600 mm^2 sotto 3 kN.
    1. 1.5 × 3000/600.

    Risposta: 7.5 MPa.

Serie di esercizi finale (tutte le unità)

1. Trova il carico di Euler di un'asta incernierata di 1 m con E = 70 GPa e $I = 10^{-8}$ m^4.

1. $\pi^2 \times 70 \times 10^9 \times 10^{-8}/1$.

Risposta: 6909 N.

2. Trova la tensione circonferenziale per r = 1.8 m, Δp = 60 kPa, t = 1.5 mm.

    1. 60,000 × 1.8/0.0015.

Risposta: 72 MPa.

3. Trova E_1 per V_f = 0.55 (E_f = 230, E_m = 3.5 GPa).

    1. 230 × 0.55 + 3.5 × 0.45.

Risposta: 128.1 GPa.

4. Trova a_c per K_IC = 30 MPa√m a 150 MPa.

    1. $(30/150)^2/\pi$.

Risposta: 12.7 mm.

5. Trova il danno di Miner per 2×10^4 cicli su 10^5 e 5×10^5 su 10^6.

    1. 0.2 + 0.5.

Risposta: 0.7.

6. Con un fattore carburante di 0.25 per chilogrammo, quanto carburante fanno risparmiare per volo 300 kg di struttura eliminata?

    1. 300 × 0.25.

Risposta: 75 kg.

Formulario

$$n = L/W,\ P_{ult} = 1.5P_{lim},\ MS = \sigma_{allow}/\sigma - 1$$

$$M_{root} = ws^2/2,\ M_{ell} = (L/2)(4s/3\pi)$$

$$\sigma = My/I,\ F = M/h$$

$$q = \tau t,\ T = 2A_e q,\ d\theta/dz = T \oint ds/t/(4A_e^2 G)$$

$$\tau = VQ/(It),\ \tau_{max} = 3V/(2A)$$

$$P_{cr} = \pi^2 EI/(KL)^2,\ \sigma_{cr} = k\pi^2 E(t/b)^2/(12(1-\nu^2$$

$$\sigma_h = \Delta pr/t,\ \sigma_a = \Delta pr/(2t)$$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m,\ 1/E_2 = V_f/E_f + V_m/E_m$$

$$D = \sum n_i/N_i,\ K = \sigma\sqrt{\pi a},\ a_c = (K_{IC}/\sigma)^2/\pi \qquad E/\rho,\ E^{1/2}/\rho,\ E^{1/3}/\rho$$

Costanti

Costante	Valore
Alluminio 7075-T6 (valori da manuale)	E = 71.7 GPa, σ_y = 503 MPa, ρ = 2810 kg/m³, G = 27 GPa, ν = 0.33
Titanio Ti-6Al-4V (valori da manuale)	E = 114 GPa, σ_y = 880 MPa, ρ = 4430 kg/m³
Acciaio 4130 (valori da manuale)	E = 205 GPa, σ_y = 435 MPa, ρ = 7850 kg/m³
Laminato carbonio/epossidico quasi isotropo (valori di esempio)	E = 70 GPa, resistenza 600 MPa, ρ = 1600 kg/m³
Aereo di linea di esempio (valori di esempio)	W = 588.6 kN, semiapertura 17 m, fattore di carico limite 2.5, coefficiente di sicurezza 1.5
La gravità	g = 9.81 m/s²

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 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Lezioni ed esercizi gratuiti del MIT sulle strutture.
- 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 gratuiti del MIT su travi e materiali.
- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Corso gratuito del MIT su fatica e frattura.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capitolo gratuito FAA sulle strutture aeronautiche.
- OpenStax University Physics Volume 1, 12.3 Stress, strain and elastic modulus (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-3-stress-strain-and-elastic-modulus): Sezione di un manuale gratuito.
- PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): Rigidezza in modo interattivo.

Glossario

Instabilità
Improvvisa instabilità laterale di un elemento compresso.

Tolleranza al danno

Capacità di portare carico in sicurezza con cricche finché un'ispezione non le trova.

Fatica
Rottura sotto carichi ripetuti al di sotto dello snervamento.

Tenacità a frattura
Intensità degli sforzi alla quale una cricca si propaga.

Tensione circonferenziale
Tensione circonferenziale in un cilindro pressurizzato.

Laminato
Pila di lamine composite ad angoli scelti.

Carico limite
Massimo carico atteso in servizio.

Fattore di carico
Portanza divisa per il peso.

Margine di sicurezza
Ammissibile su effettivo, meno uno.

Regola di Miner
Somma del danno cumulativo da fatica.

Rib
Elemento in direzione della corda che dà forma all'ala e sostiene i correnti.

Centro di taglio
Punto in cui un carico trasversale non provoca torsione.

Flusso di taglio
Forza di taglio per unità di lunghezza lungo una parete sottile.

Longherone
Trave principale dell'ala in direzione dell'apertura.

Rigidezza specifica
Modulo elastico diviso per la densità.

Fattore di intensità degli sforzi
Misura della tensione vicino all'apice di una cricca.

Corrente
Irrigidimento in direzione dell'apertura fissato al rivestimento.

Cassone di torsione
Cassone alare chiuso che resiste alla torsione.

Carico di rottura
Carico limite per il coefficiente di sicurezza.

Cassone alare
Longheroni e rivestimenti che formano la struttura principale dell'ala.

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	Segue il percorso dei carichi, distingue carichi limite e di rottura, verifica resistenza, rigidezza, instabilità e fatica, e sceglie i materiali per proprietà specifiche.
3 · Competente	Risolve gli esercizi con qualche occasionale errore di unità.
2 · In sviluppo	Segue gli esempi svolti ma verifica solo la resistenza, non l'instabilità.
1 · Principiante	Inserisce numeri nelle formule senza un percorso dei carichi; deve ripassare 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

- Prestazioni dei velivoli AERO 320
- Meccanica orbitale AERO 340
- Aerodinamica I AERO 310
- Tutti i corsi