Última actualización: November 1, 2026

🗺️ Ruta de cuatro años · Año 3, Primavera

Sobre este curso

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

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

> Este es el esquema de un curso gratuito de autoestudio escrito por Saving Planets. No es un curso universitario, no otorga créditos académicos y ninguna institución participa.
>
> Su alcance sigue un curso semestral de tercer año sobre estructuras aeroespaciales. Se basa en los temas y la profundidad de MIT 16.20 Structural Mechanics y de las partes de estructuras de MIT 16.01–16.04 Unified Engineering (gratis en MIT OpenCourseWare), y en cursos como Purdue AAE 352 y Georgia Tech AE 3140, con el capítulo del FAA Pilot's Handbook sobre construcción de aeronaves y simulaciones PhET, que enlazamos donde ayudan. Ninguno de esos autores, centros u organismos respalda esta página.
>
> Lo que aportamos: cada unidad se vincula a trabajo real con una fuente pública citada (alas arriostradas de compuesto, fabricación de compuestos a alta cadencia y materiales ligeros), cada número de la página se recalcula con un script de comprobación antes de publicarse, y cada práctica tiene una simulación gratuita, una hoja de cálculo o una versión casera segura.
>
> Síguelo en orden. Cada unidad tiene objetivos, ideas clave, ecuaciones, ejemplos paso a paso, práctica con respuestas completas, errores comunes, tarjetas de estudio y un cuestionario. Tu progreso se guarda solo en este navegador.

Cómo ayuda este curso a salvar el planeta

Un avión lleva su propia estructura en cada vuelo, así que cada kilogramo de estructura cuesta combustible durante toda la vida del avión. Alas y fuselajes más ligeros, posibles gracias a mejores análisis y mejores materiales, son una de las principales palancas para un vuelo más limpio.

La NASA incluye la tecnología de aviones eficientes entre las tres vías principales hacia una aviación sostenible. Cada unidad termina con una sección breve con fuentes. Los valores que no provienen de una fuente se indican como valores de ejemplo o de libro de texto.

Para docentes

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

- Esta página es el curso completo: 10 unidades y 6 laboratorios (AERO 330).
- Calcula 15 semanas, unas 6 a 9 horas por semana, incluidas las semanas de laboratorio.
- Sigue el calendario de 15 semanas. Lee la unidad, haz la práctica en papel y luego abre la respuesta. En una semana de laboratorio, haz el laboratorio o la versión en casa.
- Una comprobación es un número o un resultado de código en la página que un script vuelve a calcular antes de publicar. El número que ves y el recalculado tienen que coincidir.
- Usa Imprimir esta página, o descarga la guía de estudio en PDF. La hoja de fórmulas está cerca del final.
- Pregunta: ¿cómo ayuda esta unidad a las personas y al planeta? Cada unidad tiene un recuadro verde con un dato y su fuente.
- Copia la plantilla de guía docente y escribe el nombre de tu clase, el tiempo que tienes y las preguntas que harás. Abrir la plantilla de guía docente

Antes de empezar

Requisitos previos

- Mecánica de materiales: nociones de esfuerzo, deformación, flexión, torsión y pandeo.
- Estática: diagramas de cuerpo libre, diagramas de cortante y momento.
- Cálculo II y álgebra lineal: integrales y matrices.
- Actuaciones de aviones ayuda con los factores de carga, pero no es obligatoria.

Cómo estudiar

- Empieza cada problema con un diagrama de cuerpo libre y la trayectoria de cargas: ¿dónde entra la carga y cómo llega a los apoyos?
- Mantén separadas las cargas límite y últimas, y escribe explícitamente el factor de seguridad.
- En paredes delgadas, piensa primero en flujo de cortante q (N/m) y luego divide por el espesor.
- Comprueba la rigidez y el pandeo, no solo la resistencia: las estructuras ligeras suelen fallar por pandeo.
- Compara materiales por kilogramo (rigidez y resistencia específicas), no por metro cúbico.
- Haz cada ejercicio en papel antes de abrir la respuesta, y repite los cuestionarios unos días después.

Qué necesitas

- Una computadora o tableta para la simulación gratuita PhET Hooke’s Law.

- Una regla de madera o plástico, el borde de una mesa, monedas o pesas pequeñas, cinta adhesiva y una segunda regla para medir.
- Espaguetis secos, una báscula de cocina, clips y gafas de seguridad.
- Software de hoja de cálculo para las prácticas de materiales, fuselaje y compuestos.

Calendario sugerido de 15 semanas

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

Semana	Unidad	Temas	Lectura
1	Cargas en vuelo, factores de seguridad y materiales	Trayectorias de carga, factores de carga, factores de seguridad, materiales; Práctica A	FAA PHAK Ch. 3
2	Cargas de cortante y flexión en el ala	Diagramas de cortante y flexión del ala	MIT 16.01
3	Flexión de vigas de pared delgada	Esfuerzo de flexión y secciones idealizadas; Práctica B	MIT 16.20
4	Flexión de vigas de pared delgada	Dimensionamiento de alas de larguero, flexión asimétrica	MIT 16.20
5	Torsión y flujo de cortante en secciones cerradas	Torsión y flujo de cortante en secciones cerradas	MIT 16.20
6	Cortante en secciones abiertas y el centro de cortante	Secciones abiertas y el centro de cortante	MIT 16.20
7	Pandeo de columnas, larguerillos y placas	Pandeo de columnas; preparación del examen parcial	MIT 16.20
8	Pandeo de columnas, larguerillos y placas	Pandeo de placas y paneles rigidizados; Práctica C	MIT 16.20
9	Fuselajes presurizados y cáscaras delgadas	Fuselajes presurizados; Práctica D	FAA PHAK Ch. 3
10	Materiales compuestos y laminados	Fibras, matrices, regla de las mezclas	MIT 3.032
11	Materiales compuestos y laminados	Laminados y fabricación; Práctica E	NASA HiCAM

Semana	Unidad	Temas	Lectura
12	Fatiga, fractura y tolerancia al daño	Fatiga y regla de Miner	MIT 3.032
13	Fatiga, fractura y tolerancia al daño	Fractura y tolerancia al daño; Práctica F	MIT 3.032
14	Diseño ligero y estructuras sostenibles	Peso, combustible e índices de materiales	Materiales ligeros del DOE
15	Diseño ligero y estructuras sostenibles	Ciclo de vida y estructuras sostenibles; preparación del examen final	NASA; DOE

Tu progreso

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

Unidades

Cargas en vuelo, factores de seguridad y materiales

Las partes estructurales de un avión y sus trayectorias de carga, factores de carga, cargas límite y últimas, el factor de seguridad de 1.5, el margen de seguridad, y la elección de materiales por rigidez específica y resistencia específica.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Seguir la trayectoria de cargas por el ala, el fuselaje y la cola.
- Calcular cargas límite y últimas a partir de un factor de carga.
- Calcular un margen de seguridad.
- Comparar materiales por rigidez y resistencia específicas.

Conceptos clave

- La sustentación sobre los revestimientos del ala pasa a los larguerillos y costillas, luego a los largueros y después, a través del cajón de ala, al fuselaje. Cada pieza de un avión se dimensiona siguiendo esa trayectoria de cargas.
- Las cargas escalan con el factor de carga n = L/W. La carga límite es la mayor carga esperada en servicio (por ejemplo, n = 2.5 en muchos aviones de transporte); la estructura debe soportarla sin deformación permanente.
- La carga última es la carga límite por un factor de seguridad, tradicionalmente 1.5 en aviación; la estructura debe soportarla sin romperse, aunque sea solo unos segundos.
- Margen de seguridad MS = admisible/real − 1. Un margen positivo aprueba; los diseñadores buscan márgenes positivos pequeños, porque más margen significa más peso.
- Como el peso importa, los materiales se comparan por kilogramo: rigidez específica E/ρ y resistencia específica σ/ρ. El aluminio, el titanio y el acero tienen casi el mismo E/ρ; los compuestos de carbono superan a los tres.

Ecuaciones clave

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

`n=L/W`

Factor de carga

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

`P_ult=1.5 P_limit`

Carga última

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

MS=σ_allowσ-1

Margen de seguridad

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

Rigidez y resistencia específicas

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 1.1 El avión comercial de ejemplo pesa 588.6 kN y tiene un factor de carga límite de 2.5. Halla las cargas límite y última en el ala.

1. Límite = 2.5 × 588.6 = 1471.5 kN.
2. Última = 1.5 × 1471.5.

Respuesta: Límite 1471.5 kN; última 2207 kN.

Ejemplo 1.2 Una pieza de 7075 (σ_y = 503 MPa) soporta 400 MPa con carga límite. Halla el margen de seguridad a fluencia.

1. MS = 503/400 − 1.

Respuesta: MS = 0.258 (positivo, así que aprueba).

Ejemplo 1.3 Compara la rigidez específica del aluminio 7075 y del laminado de carbono de ejemplo.

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

Respuesta: El laminado es 1.71 veces más rígido por kilogramo.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla la resistencia específica del aluminio 7075.

$503 \times 10^6/2810 = 179$ kN·m/kg.

2. Halla la resistencia específica del Ti-6Al-4V.

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

3. Halla E/ρ del acero 4130.

   $205 \times 10^9/7850 = 26.1$ MJ/kg, casi lo mismo que el aluminio.

4. ¿Qué significa MS = −0.1?

   La pieza no cumple el requisito; hay que rediseñarla.

Ideas erróneas comunes

Mito: Un factor de seguridad mayor siempre es mejor.
En realidad: Añade peso y consumo de combustible de por vida.

Mito: El acero es más rígido, así que hace aviones más rígidos.
En realidad: Por kilogramo no es más rígido que el aluminio.

Mito: La carga última es la carga esperada.
En realidad: La carga límite es el máximo esperado; la última es 1.5 veces esa.

Tarjetas de estudio

Factor de carga

n = L/W.

Carga límite

La mayor esperada en servicio.

Carga última

1.5 × límite.

Margen de seguridad

σ_allow/σ − 1.

Rigidez específica

E/ρ.

Resistencia específica

σ/ρ.

Cuestionario de autoevaluación

1. La carga última es igual a...

1.5 × límite

límite

2 × límite

límite/1.5

1.5 × límite. Factor de seguridad aeronáutico.

2. La rigidez específica es…

E/ρ

Eρ

σ/E

ρ/E

E/ρ. Por unidad de masa.

3. Un margen de seguridad positivo significa que…

la pieza aprueba

falla

es demasiado ligera

nada

la pieza aprueba. Lo admisible supera lo real.

4. La sustentación llega al fuselaje principalmente a través de…

los largueros y el cajón de ala

las ventanillas

los motores

el tren de aterrizaje

los largueros y el cajón de ala. Trayectoria de cargas.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El programa de materiales ligeros del DOE informa que en autos y camiones una reducción del 10 % del peso del vehículo puede mejorar el rendimiento de combustible entre un 6 % y un 8 %, porque se necesita menos energía para acelerar un objeto más ligero. El DOE indica reducciones de masa típicas del 50–70 % para compuestos de fibra de carbono, del 30–60 % para el aluminio y del 40–55 % para el titanio cuando sustituyen piezas de acero convencional.

Los aviones ganan aún más que los autos con el ahorro de peso, porque además deben sostener su peso durante todo el vuelo. Elegir materiales por rigidez y resistencia específicas es donde empieza ese ahorro.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Soluciones

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

Recursos de aprendizaje gratuitos

- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre las partes de la célula.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre estructuras.
- PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): Rigidez de forma interactiva.

☐ **Terminé esta unidad**

Cargas de cortante y flexión en el ala

El ala como viga en voladizo, distribuciones de sustentación a lo largo de la envergadura, diagramas de cortante y momento flector, cargas en la raíz, alivio por el peso del ala y del combustible, y cómo el factor de carga escala todo.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Modelar un ala como una viga en voladizo.
- Dibujar diagramas de cortante y momento flector para una sustentación distribuida.
- Calcular el cortante y el momento flector en la raíz.
- Explicar el alivio de flexión por el combustible y los motores en el ala.

Conceptos clave

- Cada semiala soporta la mitad de la sustentación y actúa como un voladizo empotrado en el fuselaje. El cortante y el momento son máximos en la raíz.
- Para una sustentación uniforme w (N/m) sobre una semienvergadura s, el cortante en la raíz es V = ws y el momento en la raíz es M = ws²/2.
- Una distribución elíptica de sustentación sitúa el centroide de la media sustentación a 4s/(3π) de la raíz, algo más hacia dentro que el s/2 del caso uniforme, así que el momento en la raíz es menor.
- La estructura del ala y el combustible pesan sobre el ala, en sentido opuesto a la sustentación. Este alivio de flexión explica por qué los aviones comerciales llevan combustible en las alas y por qué ayudan los motores montados en el ala.
- Todas las cargas escalan con el factor de carga: con n = 2.5 el momento en la raíz es 2.5 veces su valor a 1-g.

Ecuaciones clave

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

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

Cortante por carga distribuida

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

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

Momento a partir del cortante

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

`M_root=12ws^2`

Sustentación uniforme

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

`M_root=2·4s3π`

Sustentación elíptica

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 2.1 El avión comercial de ejemplo (588.6 kN) tiene una semienvergadura de 17 m. Suponiendo sustentación uniforme a 1 g, halla w, el cortante y el momento en la raíz de un ala.

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

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

Ejemplo 2.2 Repite el momento para la distribución elíptica.

1. M = 294,300 × 4 × 17/(3π).

Respuesta: M = 2.12 MN·m, un 15.1 % menor.

Ejemplo 2.3 Halla el momento en la raíz con sustentación uniforme a carga límite (n = 2.5) y última (×1.5).

1. Límite: 2.5 × 2.50 = 6.25 MN·m.
2. Última: 1.5 × 6.25.

Respuesta: Límite 6.25 MN·m; última 9.38 MN·m.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Se reduce la semienvergadura a la mitad con la misma sustentación. ¿Momento en la raíz?

   Se reduce a la mitad ($M = Ls/4$ con sustentación uniforme).

2. Halla la razón de momentos, elíptica entre uniforme.

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

3. ¿Por qué los aviones comerciales usan primero o al final el combustible de las alas?

   El combustible en el ala alivia la flexión; conservarlo más tiempo ayuda.

4. ¿Cortante en la raíz con $n = 2.5$?

   $2.5 \times 294.3 = 735.8$ kN.

Ideas erróneas comunes

Mito: La punta del ala soporta las mayores cargas.
En realidad: Las soporta la raíz.

Mito: El peso del ala se suma al momento flector.
En realidad: Lo alivia.

Mito: El momento escala con la semienvergadura.
En realidad: Con w fijo escala con s^2.

Tarjetas de estudio

Ala en voladizo

Empotrada en la raíz.

Cortante en la raíz

Media sustentación.

Momento en la raíz uniforme

$ws^2/2$.

Centroide elíptico

$4s/(3\pi)$.

Alivio de flexión

Peso del ala y combustible.

Factor de carga

Escala todas las cargas.

Cuestionario de autoevaluación

1. El momento en la raíz con sustentación uniforme w sobre una envergadura s es...

$ws^2/2$

ws

ws^3

w/s

$ws^2/2$. Voladizo.

2. El centroide de la sustentación elíptica está a...

$4s/(3\pi)$

s/2

s

s/3

$4s/(3\pi)$. Desde la raíz.

3. El combustible en el ala...

alivia la flexión

aumenta la flexión

no hace nada

solo añade torsión

alivia la flexión. Actúa contra la sustentación.

4. Duplicar n duplica...

todas las cargas

solo el cortante

solo el peso

nada

todas las cargas. Lineal.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El artículo de ensayo SWEET-15 de la NASA es un ala de compuesto de 15 pies sostenida por un montante aerodinámico, basada en el concepto Transonic Truss-Braced Wing de la NASA. El montante toma parte de la carga de flexión cerca de la mitad de la envergadura, así que el ala puede ser larga y delgada sin un enorme momento en la raíz.

Los ingenieros de la NASA flexionaron el ala de ensayo durante varios meses en el Flight Loads Laboratory de Armstrong, con numerosos sensores de deformación y de carga, incluidos sensores de deformación de fibra óptica. Los datos confirmaron las predicciones de los modelos computacionales y mostraron que el ala resistió las fuerzas previstas en vuelo.

En Saving Planets: Estática · Actuaciones de aeronaves

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Sección de libro de texto gratuita.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT sobre vigas.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Estructuras del MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre las alas.

Terminé esta unidad

Flexión de vigas de pared delgada

Esfuerzo de flexión σ = My/I, idealización de un cajón de ala en alas y revestimientos, segundo momento de área, fuerzas en las alas, flexión asimétrica, y dimensionamiento de alas de larguero para carga última.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular el esfuerzo de flexión a partir de M, y e I.
- Idealizar una viga cajón como áreas concentradas de alas.
- Dimensionar las alas de larguero para un momento último.
- Reconocer la flexión asimétrica.

Conceptos clave

- En flexión, σ = My/I: el esfuerzo crece linealmente desde el eje neutro. El material lejos del eje neutro hace la mayor parte del trabajo.
- Los cajones de ala se idealizan como áreas concentradas de alas (booms) que soportan esfuerzo normal, unidas por revestimientos delgados que soportan cortante.
- Para dos alas de área A separadas una altura h, I = 2A(h/2)² = Ah²/2 y la fuerza en el ala es F = M/h.
- Los cajones de ala más altos necesitan alas más pequeñas para el mismo momento. Por eso las raíces de ala gruesas ahorran peso, y por eso las alas delgadas de gran alargamiento necesitan ayuda, como montantes.
- Si la sección no es simétrica, o el momento no actúa sobre un eje principal, la flexión alrededor de un eje provoca deflexión alrededor del otro (flexión asimétrica).

Ecuaciones clave

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

```
σ=My/I
```

Esfuerzo de flexión

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

```
I= A_iy_i^2
```

Sección idealizada con booms

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

F=M/h

Fuerza en el ala

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

A=σ_allowh

Área de ala requerida

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 3.1 El momento último en la raíz es 9.38 MN·m y el cajón de ala tiene 0.6 m de altura. Halla la fuerza en el ala.

1. F = 9.38 × 10⁶/0.6.

Respuesta: F = 15.6 MN.

Ejemplo 3.2 Dimensiona cada ala para un esfuerzo admisible de 400 MPa.

1. A = 9.38 × 10⁶/(400 × 10⁶ × 0.6).

Respuesta: A = 0.0391 m² (391 cm²) por ala.

Ejemplo 3.3 Halla I para dos alas de 0.0391 m² separadas 0.6 m, y comprueba σ.

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

Respuesta: σ = 400 MPa, según el diseño.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Se duplica la altura del cajón. ¿Área de ala requerida?

   Se reduce a la mitad.

2. ¿Dónde es cero el esfuerzo de flexión?

En el eje neutro.

3. Halla I para alas de 0.01 m^2 a ±0.25 m.

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

4. ¿Por qué las alas de larguero se colocan arriba y abajo?

   El mayor y da más I por kilogramo.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los revestimientos delgados soportan la mayor parte de la flexión.

En realidad: En la idealización, las alas y los larguerillos soportan esfuerzo normal; los revestimientos soportan cortante.

Mito: El esfuerzo es uniforme en una viga.

En realidad: Varía linealmente con y.

Mito: Una viga más alta es más pesada.

En realidad: Normalmente necesita menos material en las alas.

Tarjetas de estudio

Flexión

$\sigma = My/I$.

Idealización con booms

Las alas soportan σ, los revestimientos soportan q.

I con dos alas

$Ah^2/2$.

Fuerza en el ala

M/h.

Altura

Más alto es más ligero.

Flexión asimétrica

Deflexiones acopladas.

Cuestionario de autoevaluación

1. El esfuerzo de flexión es...

My/I

M/A

VQ/It

Tr/J

My/I. Fórmula de flexión.

2. La fuerza en el ala para una altura h es...

M/h

Mh

M/h^2

Vh

M/h. Par.

3. Los cajones más altos necesitan...

alas más pequeñas

alas más grandes

igual

ninguna ala

alas más pequeñas. $A \propto 1/h$.

4. En los cajones idealizados, los revestimientos soportan...

cortante

solo esfuerzo normal

nada

solo torsión

cortante. Paneles de cortante.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA describe el ala arriostrada como un ala larga y delgada con soportes estructurales de forma aerodinámica que podría reducir el combustible y los costos operativos de los futuros aviones comerciales. La NASA y Boeing ensayaron un modelo de semiala del concepto en un gran túnel de viento presurizado en diciembre de 2025.

Un ala delgada tiene un cajón poco alto, así que por F = M/h sus alas tendrían que ser pesadas. El montante reduce M, lo que permite que el ala siga siendo delgada sin volverse pesada.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Aerodinámica I

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

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre flexión de vigas.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre largueros.

Terminé esta unidad

Torsión y flujo de cortante en secciones cerradas

Flujo de cortante q, torsión de Bredt–Batho en secciones cerradas de pared delgada, esfuerzo cortante en el revestimiento, ángulo de giro por unidad de longitud, cajones multicelda, y por qué las alas se construyen como cajones cerrados.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar el flujo de cortante q = τt.
- Aplicar Bredt–Batho: T = 2Aq.
- Calcular el ángulo de giro por unidad de longitud de una sección cerrada.
- Explicar por qué las secciones cerradas resisten tan bien la torsión.

Conceptos clave

- En una pared delgada, el esfuerzo cortante por el espesor es el flujo de cortante q = τt (N/m). Alrededor de una sección cerrada con torsión pura, q es constante.
- Bredt–Batho: T = 2A_e q, donde A_e es el área encerrada por la línea media de la pared.
- El ángulo de giro por unidad de longitud es dθ/dz = (T/(4A_e²G)) ∮ds/t.
- Los cajones cerrados son mucho más rígidos a torsión que las secciones abiertas del mismo material; por eso las alas se construyen como cajones de torsión con largueros y revestimientos.
- La torsión del ala proviene de la sustentación aplicada delante o detrás del centro de cortante, y de los alerones y los motores. Una rigidez torsional demasiado baja puede causar inversión de alerones o flameo.

Ecuaciones clave

$$q = \tau t$$

q=τ t

Flujo de cortante

$$T = 2A_e q$$

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

Ángulo de giro por unidad de longitud

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

`τ=(T)/(2A_et)`

Esfuerzo cortante en el revestimiento

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 4.1 Un cajón de ala de 2.0 m × 0.6 m soporta un par de 500 kN·m. Halla el flujo de cortante.

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

Respuesta: q = 208.3 kN/m.

Ejemplo 4.2 Halla el esfuerzo cortante para revestimientos de 4 mm.

1. τ = 208,333/0.004.

Respuesta: τ = 52.1 MPa.

Ejemplo 4.3 Halla el ángulo de giro por unidad de longitud (G = 27 GPa, pared uniforme de 4 mm).

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

Respuesta: dθ/dz = 4.18 × 10⁻³ rad/m.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Un tubo delgado de radio 0.1 m y pared de 2 mm soporta 10 kN·m. Halla τ.

   T/(2πr²t) = 79.6 MPa.

2. Halla J para ese tubo.

   2πr³t = 1.257 × 10⁻⁵ m⁴.

3. Se duplica el área encerrada con el mismo par. ¿Flujo de cortante?

   Se reduce a la mitad.

4. ¿Por qué una ranura en un tubo arruina su rigidez a torsión?

   Se convierte en una sección abierta.

Ideas erróneas comunes

Mito: El flujo de cortante varía alrededor de una sección cerrada en torsión pura.
En realidad: Es constante.

Mito: Revestimientos más gruesos siempre son lo que más ayuda a torsión.
En realidad: El área encerrada importa más.

Mito: Las secciones abiertas y cerradas se parecen a torsión.
En realidad: Las cerradas son muchas veces más rígidas.

Tarjetas de estudio

Flujo de cortante

$q = \tau t$.

Bredt–Batho

$T = 2A_e\, q$.

Ángulo de giro por unidad de longitud

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

Cajón de torsión

Largueros y revestimientos cerrados.

Tubo delgado

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

Flameo

Requiere rigidez torsional.

Cuestionario de autoevaluación

1. Bredt–Batho da T =...

2Aq

Aq

qt

q/A

2Aq. Sección cerrada.

2. El flujo de cortante es...

τt

τ/t

σt

T/A

τt. Definición.

3. Las alas se construyen como cajones cerrados por...

la rigidez a torsión

la estética

solo el combustible

la sustentación

la rigidez a torsión. Cajón de torsión.

4. En torsión pura, q es...

constante

cero

máximo en las esquinas

al azar

constante. Equilibrio.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA informa que SWEET-15 combinó cinco tecnologías avanzadas de fabricación y ensamblaje de compuestos, y que el método de fabricación, desarrollado en Langley con el robot Integrated Structural Assembly of Advanced Composites, busca producir estructuras de compuesto más ligeras y resistentes para vehículos aeroespaciales.

Un cajón de ala de compuesto aún debe cumplir Bredt–Batho: las uniones entre revestimientos y largueros transmiten el flujo de cortante que evita que el cajón se tuerza.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Dinámica

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre torsión.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre la estructura del ala.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.

☐ **Terminé esta unidad**

Cortante en secciones abiertas y el centro de cortante

Esfuerzo cortante en vigas τ = VQ/(It), flujo de cortante en secciones abiertas de pared delgada, el centro de cortante, por qué los perfiles en C se tuercen bajo carga, y el arrastre por cortante (shear lag).

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar τ = VQ/(It).
- Hallar el flujo de cortante en una sección abierta de pared delgada.
- Ubicar cualitativamente el centro de cortante.
- Explicar por qué las cargas fuera del centro de cortante provocan torsión.

Conceptos clave

- El cortante transversal produce un esfuerzo cortante τ = VQ/(It), donde Q es el primer momento de área más allá del corte.
- En secciones abiertas de pared delgada, el flujo de cortante parte de cero en un borde libre y crece a lo largo de la pared: q = VQ/I.
- El centro de cortante es el punto donde una carga transversal produce flexión sin torsión. En vigas I simétricas y cajones cerrados está sobre el eje de simetría; en un perfil en C está fuera del alma.
- Las cargas aplicadas lejos del centro de cortante tuercen la sección. Los diseñadores colocan largueros y larguerillos para que el centro de cortante del ala esté donde actúan las cargas aerodinámicas, o aportan suficiente rigidez torsional.
- Shear lag: en alas anchas, el esfuerzo normal es mayor cerca de las almas y menor entre ellas, así que no toda el ala es plenamente efectiva.

Ecuaciones clave

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

`τ=VQ/It`

Esfuerzo cortante en vigas

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

`q=VQ/I`

Flujo de cortante

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

Q= y dA

Primer momento de área

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

τ_max=3V/2A

Rectángulo, máximo

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 5.1 Una viga rectangular maciza de 20 mm de ancho y 60 mm de alto soporta 6 kN de cortante. Halla el esfuerzo cortante máximo.

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

Respuesta: τ_max = 7.5 MPa en el eje neutro.

Ejemplo 5.2 El alma de una viga I tiene 4 mm de espesor; en el eje neutro Q = 50 × 10³ mm³ e I = 20 × 10⁶ mm⁴. Halla τ para V = 40 kN.

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

Respuesta: τ = 25 MPa.

Ejemplo 5.3 Halla el flujo de cortante allí.

1. q = τt = 25 × 4.

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

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. ¿Dónde es cero el flujo de cortante en una sección abierta?

En los bordes libres.

2. ¿Centro de cortante de un cajón cerrado simétrico bajo carga simétrica?

   Sobre el eje de simetría.

3. ¿Por qué se tuerce un perfil en C cargado en el plano de su alma?

   El centro de cortante está fuera del alma.

4. Duplica V en el rectángulo. ¿τ_max?

   15 MPa.

Ideas erróneas comunes

Mito: El esfuerzo cortante es máximo en las fibras extremas.
En realidad: Es máximo en el eje neutro.

Mito: El centro de cortante es el centroide.
En realidad: Solo en secciones doblemente simétricas.

Mito: Las alas anchas son plenamente efectivas.
En realidad: El shear lag reduce su efectividad.

Tarjetas de estudio

Fórmula del cortante

τ = VQ/(It).

Sección abierta

q parte de cero en los bordes libres.

Centro de cortante

Punto de carga sin torsión.

Perfil en C

Centro de cortante fuera del alma.

Rectángulo

τ_max = 1.5V/A.

Shear lag

Esfuerzo desigual en el ala.

Cuestionario de autoevaluación

1. El esfuerzo cortante en una viga es...

VQ/(It)

My/I

Tr/J

P/A

VQ/(It). Fórmula del cortante.

2. En un borde libre, el flujo de cortante de una sección abierta es...

cero

máximo

constante

negativo

cero. Condición de contorno.

3. Cargar a través del centro de cortante provoca...

ninguna torsión

se retuercen

pandeo

fluencia

ninguna torsión. Definición.

4. τ_max en un rectángulo es...

1.5V/A

V/A

2V/A

3V/A

1.5V/A. Parabólico.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El ensayo SWEET-15 de la NASA terminó con un ensayo deliberado hasta la rotura. El ala falló a aproximadamente el 127% de su carga límite de diseño, con daños visibles cerca del borde posterior del ala y en el revestimiento superior, lo que aportó información sobre el comportamiento de las uniones con el montante principal y el montante auxiliar más allá de la envolvente de vuelo.

La NASA señala que fue la primera vez que una configuración representativa de ala de compuesto arriostrada con celosía se sometía a este tipo de evaluación estructural. Ensayos así comprueban justo las predicciones de cortante y torsión de las unidades 4 y 5.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Estática

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre el flujo de cortante.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Sección de libro de texto gratuita.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.

Terminé esta unidad

Pandeo de columnas, larguerillos y placas

Pandeo de Euler en columnas y condiciones de extremo, esbeltez, larguerillos como columnas, pandeo de paneles de revestimiento, resistencia post-pandeo de paneles rigidizados, y por qué las estructuras ligeras suelen dimensionarse por estabilidad.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular cargas de pandeo de Euler con factores de empotramiento.
- Calcular el esfuerzo de pandeo de un panel de revestimiento.
- Explicar por qué los paneles rigidizados soportan carga tras el pandeo del revestimiento.
- Reconocer cuándo gobierna el pandeo y no la fluencia.

Conceptos clave

- Una columna esbelta pandea a P_cr = π²EI/(KL)², donde K = 1 para extremos articulados, 0.5 para extremos empotrados y 2 para un voladizo.
- El pandeo depende de la rigidez E y de la geometría, no de la resistencia, así que los materiales de alta resistencia no ayudan a una columna esbelta.
- Una placa plana delgada a compresión pandea a σ_cr = kπ²E/(12(1 − ν²)) (t/b)², con k = 4 para un panel largo simplemente apoyado.
- Se permite que los revestimientos de aeronaves pandeen a cortante o compresión con cargas muy inferiores a la última; entonces los larguerillos y largueros soportan la carga (campo de tensión y comportamiento post-pandeo).
- Como las estructuras ligeras son delgadas, el pandeo suele fijar el tamaño de los revestimientos a compresión, los larguerillos y las almas de los largueros.

Ecuaciones clave

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

P_cr=(π^2EI)/((KL)^2)

Pandeo de Euler

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

σ_cr=(kπ^2E)/(12(1-ν^2))(tb)^2

Pandeo de placas

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

=KL/r

Esbeltez

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

Radio de giro

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 6.1 Un larguerillo de aluminio (E = 71.7 GPa, I = 2 × 10^{-8} m^4) salva 0.5 m entre costillas, articulado. Halla P_cr.

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

Respuesta: P_cr = 56.6 kN.

Ejemplo 6.2 Repite con extremos empotrados (K = 0.5).

1. Cuatro veces el valor articulado.

Respuesta: P_cr = 226 kN.

Ejemplo 6.3 Halla el esfuerzo de pandeo de un panel de revestimiento de 2 mm y 150 mm de ancho (k = 4, ν = 0.33).

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

Respuesta: σ_cr = 47.1 MPa, muy por debajo de la fluencia de 503 MPa.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Reduce a la mitad la separación entre costillas. ¿Carga de pandeo del larguerillo?

   Cuatro veces mayor.

2. Duplica el espesor del revestimiento. ¿σ_cr?

Cuatro veces mayor: 188 MPa.

3. ¿Una aleación más resistente con el mismo E aumenta P_cr?

   No.

4. ¿K para un asta de bandera (voladizo)?

   2.

Ideas erróneas comunes

Mito: El pandeo es una falla por resistencia.
En realidad: Es una falla por rigidez (estabilidad).

Mito: Un revestimiento pandeado significa un ala fallida.
En realidad: Los paneles rigidizados soportan carga tras el pandeo del revestimiento.

Mito: Las columnas más largas pandean con una carga proporcionalmente menor.
En realidad: Con $1/L^2$, mucho menor.

Tarjetas de estudio

Euler

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

K

Articulado 1, empotrado 0.5, voladizo 2.

Placa

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

k

4 para una placa larga apoyada.

Post-pandeo

Los rigidizadores soportan la carga.

Esbeltez

KL/r.

Cuestionario de autoevaluación

1. La carga de Euler escala con...

$1/L^2$

$1/L$

L

L^2

$1/L^2$. π^2EI/L^2.

2. Los extremos empotrados multiplican P_cr por...

4

2

0.5

1

4. K = 0.5.

3. El esfuerzo de pandeo de placas escala con...

$(t/b)^2$

t/b

b/t

t

$(t/b)^2$. Fórmula de placas.

4. El pandeo depende de...

E y la geometría

límite de fluencia

la densidad

el color

E y la geometría. Estabilidad.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El proyecto HiCAM de la NASA incluye la infusión de resina entre las tecnologías que evalúa: moldeo líquido capaz de fabricar grandes estructuras integradas con menos fijaciones, y termoplásticos que pueden fundirse y soldarse para uniones rápidas.

Los paneles rigidizados integrados, en los que larguerillos y revestimiento se fabrican en una sola pieza, resisten el pandeo sin el peso de fijaciones y empalmes. Es una vía hacia las estructuras de compuesto más ligeras que busca HiCAM.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Álgebra lineal

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

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre pandeo.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre larguerillos y revestimientos.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.

☐ **Terminé esta unidad**

Fuselajes presurizados y cáscaras delgadas

Presurización de cabina, esfuerzos circunferenciales y axiales en cilindros delgados, mamparos esféricos, presión y flexión combinadas, recortes y concentraciones de esfuerzo alrededor de ventanillas y puertas, y fatiga por ciclos de presión.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Calcular los esfuerzos circunferencial y axial en un cilindro presurizado.
- Hallar el espesor de revestimiento necesario para un esfuerzo dado.
- Explicar por qué las ventanillas son redondeadas.
- Relacionar los ciclos de presión con la fatiga.

Conceptos clave

- Un cilindro delgado de radio r y pared t con una diferencia de presión Δp tiene un esfuerzo circunferencial σ_h = Δp r/t y un esfuerzo axial σ_a = Δp r/(2t): el circunferencial es el doble del axial.
- Una cáscara esférica tiene σ = Δp r/(2t), por lo que los mamparos de presión abombados pueden ser más delgados que el cilindro.
- El fuselaje también se flexiona por su propio peso y las cargas de cola, lo que se suma al esfuerzo axial arriba o abajo.
- Los recortes para ventanillas y puertas concentran esfuerzos; las esquinas redondeadas y los refuerzos (doublers) mantienen baja la concentración. Las esquinas vivas pueden concentrar el esfuerzo por un factor de tres o más.
- Cada vuelo es un ciclo de presión. A lo largo de decenas de miles de vuelos, estos ciclos causan agrietamiento por fatiga, tema de la unidad 9.

Ecuaciones clave

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

`σ_h=(Δ p r)/(t)`

Esfuerzo circunferencial

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

`σ_a=(Δ p r)/(2t)`

Esfuerzo axial

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

σ_sphere=(Δ p r)/(2t)

Cáscara esférica

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

t=Δ p rσ_allow

Espesor requerido

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 7.1 Un fuselaje de radio 2 m con revestimiento de 1.6 mm tiene una diferencia de presión de cabina de 55 kPa (valor de ejemplo). Halla los esfuerzos circunferencial y axial.

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

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

Ejemplo 7.2 ¿Qué espesor mantiene el esfuerzo circunferencial en 100 MPa?

1. t = 55,000 × 2/100 × 10⁶.

Respuesta: t = 1.1 mm (antes de márgenes por fatiga y tolerancia al daño).

Ejemplo 7.3 Halla el esfuerzo en un mamparo hemisférico del mismo radio y 1.6 mm de espesor.

1. σ = 55,000 × 2/(2 × 0.0016).

Respuesta: σ = 34.4 MPa.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Duplica el radio del fuselaje con el mismo revestimiento. ¿Esfuerzo circunferencial?

Se duplica.

2. ¿Por qué las grietas del fuselaje suelen ser longitudinales?

   El esfuerzo circunferencial, que las abre, es el doble del axial.

3. ¿Por qué las ventanillas de los aviones comerciales son redondeadas?

   Para reducir la concentración de esfuerzos.

4. Reduce un 20% la diferencia de presión de cabina. ¿Esfuerzo?

   Un 20% menor.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los esfuerzos axial y circunferencial son iguales.
En realidad: El circunferencial es el doble del axial.

Mito: Un fuselaje más grande puede usar el mismo revestimiento.
En realidad: El esfuerzo crece con el radio.

Mito: La presión solo importa en crucero.
En realidad: Cada ciclo suma daño por fatiga.

Tarjetas de estudio

Esfuerzo circunferencial

$\Delta p\, r/t$.

Esfuerzo axial

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

Esfera

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

Recortes

Esquinas redondeadas, refuerzos.

Ciclo de presión

Uno por vuelo.

Espesor

$\Delta p\, r/\sigma$.

Cuestionario de autoevaluación

1. El esfuerzo circunferencial es...

Δp r/t

Δp r/(2t)

Δp t/r

Δp/t

Δp r/t. Cilindro delgado.

2. La relación circunferencial/axial es...

2

1

0.5

4

2. Cilindro.

3. Las ventanillas redondeadas reducen...

la concentración de esfuerzos

solo el peso

la presión

la resistencia

la concentración de esfuerzos. Geometría.

4. Cada vuelo es un...

ciclo de presión

evento de pandeo

fluencia

nada

ciclo de presión. Fatiga.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El proyecto HiCAM de la NASA avanza hacia demostraciones de fabricación a gran escala de un tramo de fuselaje y un cajón de ala de compuesto en 2028 y 2029. La NASA señala que los materiales compuestos ya se usan en gran parte de las aeronaves modernas, incluidas secciones de fuselaje y ala de aviones como el Boeing 787.

Un tramo de fuselaje de compuesto soporta los mismos esfuerzos circunferenciales y axiales que uno metálico; la ventaja es que los compuestos los soportan con menos masa y no se corroen de la misma manera.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Termodinámica

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre cáscaras.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre fuselajes.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes del MIT.

Terminé esta unidad

UNIDAD 8 · SEMANAS 10–11

Materiales compuestos y laminados

Fibras y matrices, fracción volumétrica de fibra, regla de las mezclas para rigidez y densidad, rigidez transversal, orientación de capas y laminados, apilados cuasi isótropos, y fabricación de compuestos.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar la regla de las mezclas para la rigidez longitudinal y la densidad.
- Estimar la rigidez transversal.
- Explicar por qué los laminados usan varios ángulos de capa.
- Comparar paneles de compuesto y de metal a igual rigidez.

Conceptos clave

- Una capa de compuesto son fibras rígidas (carbono, vidrio) en una matriz más blanda (epoxi o un termoplástico). Las fibras soportan la carga; la matriz las mantiene unidas y transfiere la carga.
- A lo largo de las fibras rige la regla de las mezclas: E_1 = E_fV_f + E_mV_m, y la densidad ρ = ρ_fV_f + ρ_mV_m.
- Transversalmente a las fibras rige la regla inversa: 1/E_2 = V_f/E_f + V_m/E_m, así que una capa es muchas veces menos rígida en sentido transversal.
- Los laminados apilan capas a 0°, ±45° y 90° para que la pieza sea rígida en cada dirección en que se carga. Un apilado cuasi isótropo se comporta casi como una chapa metálica en su plano, pero más ligero.
- Para un panel a flexión con igual rigidez, la masa escala como ρ/E^(1/3), por eso los materiales de baja densidad ganan en revestimientos.

Ecuaciones clave

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$$

`E_1=E_fV_f+E_mV_m`

Regla de las mezclas

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

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

Regla inversa

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

ρ=ρ_fV_f+ρ_mV_m

Densidad

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

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

Masa de panel a igual rigidez

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 8.1 Fibras de carbono (E = 230 GPa, ρ = 1800 kg/m³) en epoxi (E = 3.5 GPa, ρ = 1200 kg/m³) con V_f = 0.6 (valores de libro). Halla E_1 y ρ.

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

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

Ejemplo 8.2 Halla E_2.

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

Respuesta: E_2 = 8.55 GPa, 16.3 veces menor que E_1.

Ejemplo 8.3 Un panel de revestimiento de 7075 se sustituye por el laminado de ejemplo (E = 70 GPa, ρ = 1600) con igual rigidez a flexión. ¿Relación de masas?

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

Respuesta: m_2/m_1 = 0.574: un 42.6% más ligero.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Halla E_1 con V_f = 0.5.

230 × 0.5 + 3.5 × 0.5 = 116.8 GPa.

2. ¿Por qué no poner todas las capas a 0°?

   Sería débil y flexible en otras direcciones.

3. Halla la rigidez específica de la capa unidireccional anterior.

   139.4 × 10^9/1560 = 89.4 MJ/kg.

4. ¿Qué hace la matriz?

   Mantiene las fibras y transfiere la carga.

Ideas erróneas comunes

Mito: Los compuestos son rígidos en todas las direcciones.
En realidad: Solo a lo largo de las fibras; los apilados lo resuelven.

Mito: Más fibra siempre es mejor.
En realidad: Muy poca matriz deja zonas secas.

Mito: Un compuesto es solo un metal ligero.
En realidad: Es anisótropo y falla de otra manera.

Tarjetas de estudio

Fibra

Soporta la carga.

Matriz

Mantiene y transfiere.

Regla de las mezclas

E_fV_f + E_mV_m.

Regla inversa

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

Cuasi isótropo

Apilado 0/±45/90.

Índice de panel

ρ/E^(1/3).

Cuestionario de autoevaluación

1. El módulo longitudinal sigue...

la regla de las mezclas

la regla inversa

Euler

solo Hooke

la regla de las mezclas. Resortes en paralelo.

2. El módulo transversal sigue...

la regla inversa

la regla de las mezclas

Bredt

Paris

la regla inversa. Resortes en serie.

3. Las capas a ±45° soportan sobre todo...

cortante

solo carga axial

la presión

calor

cortante. Direcciones de cortante.

4. La masa del panel a igual rigidez escala como...

ρ/E^(1/3)

ρE

E/ρ

ρ

ρ/E^(1/3). Flexión.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La NASA afirma que HiCAM busca atender la demanda de reemplazar aviones de transporte más antiguos y pesados por aeronaves ligeras de compuesto que reduzcan el consumo de combustible y las emisiones de carbono. Con sus socios del Advanced Composites Consortium, la NASA trabaja para aumentar el ritmo de producción de aviones de compuesto.

La revisión de primavera HiCAM 2026 de la NASA, celebrada del 5 al 7 de mayo en Langley, reunió a unas 150 personas del consorcio, una alianza público-privada de 22 miembros, y seleccionó las tecnologías con mayor impacto en el ritmo de fabricación para el próximo programa de avión.

En Saving Planets: Química General I · Soluciones

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Curso del MIT sobre materiales.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT sobre compuestos.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre construcción con compuestos.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.

Terminé esta unidad

Fatiga, fractura y tolerancia al daño

Curvas S-N y resistencia a la fatiga, regla de Miner para el daño acumulado, concentraciones de esfuerzo, el factor de intensidad de esfuerzos, tenacidad a la fractura y longitud crítica de grieta, crecimiento de grietas y ley de Paris, y diseño tolerante al daño e inspección.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Usar la regla de Miner.
- Calcular el factor de intensidad de esfuerzos de una grieta.
- Hallar una longitud crítica de grieta.
- Explicar el diseño de vida segura, a prueba de fallos y tolerante al daño.

Conceptos clave

- Cargas repetidas muy por debajo de la fluencia pueden hacer crecer grietas hasta que una pieza falla: la fatiga. Las curvas S-N dan los ciclos hasta la falla para cada amplitud de esfuerzo.
- La regla de Miner suma el daño de distintos niveles de esfuerzo: D = Σ n_i/N_i, con falla prevista en D = 1.
- Una grieta de longitud a bajo un esfuerzo σ tiene una intensidad de esfuerzos K = σ√(πa) (por un factor geométrico). La fractura ocurre cuando K alcanza la tenacidad a la fractura del material K_IC.
- Así, la longitud crítica de grieta es a_c = (K_IC/σ)²/π. Las grietas crecen por ciclo según da/dN = C(ΔK)^m (ley de Paris), de modo que los intervalos de inspección se fijan para encontrar grietas mucho antes de a_c.
- Las aeronaves modernas son tolerantes al daño: se diseñan para soportar la carga límite con una grieta o daño presente hasta que la siguiente inspección lo detecte.

Ecuaciones clave

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

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

Regla de Miner

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

Intensidad de esfuerzos

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

a_c=(1)/(π)(_ICσ)^2

Longitud crítica de grieta

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

da/dN=C(Δ K)^m

Ley de Paris

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 9.1 Una pieza sufre 10^4 ciclos a un nivel con N = 10^5, y 2 × 10^5 ciclos a un nivel con N = 10^6. Halla el daño de Miner.

1. D = $10^4/10^5$ + 2 × $10^5/10^6$.

Respuesta: D = 0.30: se ha consumido el 30% de la vida.

Ejemplo 9.2 Halla K para una grieta de 10 mm bajo 100 MPa.

1. K = 100 × √(π × 0.01).

Respuesta: K = 17.7 MPa√m.

Ejemplo 9.3 Halla la longitud crítica de grieta a 100 MPa para una aleación con K_IC = 37 MPa√m (valor de ejemplo).

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

Respuesta: a_c = 43.6 mm.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Duplica el esfuerzo. ¿Longitud crítica de grieta?

   Una cuarta parte: 10.9 mm.

2. ¿Qué D predice Miner en la falla?

1.

3. ¿Por qué las aeronaves tienen inspecciones programadas?

   Para encontrar grietas antes de que alcancen a_c.

4. Halla K para una grieta de 40 mm a 50 MPa.

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

Ideas erróneas comunes

Mito: La fatiga requiere esfuerzos por encima de la fluencia.

En realidad: Ocurre muy por debajo de la fluencia.

Mito: Una grieta significa que la pieza debe fallar.

En realidad: Las piezas tolerantes al daño soportan carga hasta la inspección.

Mito: La regla de Miner es exacta.

En realidad: Es una estimación; el orden de las cargas importa.

Tarjetas de estudio

Fatiga

Falla bajo cargas repetidas.

Curva S-N

Ciclos hasta la falla frente al esfuerzo.

Miner

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

Intensidad de esfuerzos

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

Grieta crítica

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

Tolerancia al daño

Segura hasta detectarse.

Cuestionario de autoevaluación

1. Falla según Miner en...

D = 1

D = 0

D = 0.5

D = 2

D = 1. Daño acumulado.

2. K escala con...

σ√a

σa

σ/a

a^2

σ√a. σ√(πa).

3. a_c escala con...

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

K_{IC}/σ

σ

K_{IC}

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

4. La ley de Paris describe...

el crecimiento de grietas

pandeo

fluencia

la fluencia lenta

el crecimiento de grietas. da/dN.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

La cartera de HiCAM de la NASA incluye inspección automatizada: sistemas robóticos que detectan defectos durante la fabricación, reduciendo los largos controles de calidad y reparaciones tras la producción, y modelos de ingeniería digital que predicen el comportamiento estructural y los defectos de fabricación antes del ensamblaje.

Detectar defectos pronto y predecir cómo crecen es la esencia de la tolerancia al daño. Permite a los diseñadores usar con confianza estructuras más delgadas y ligeras.

En Saving Planets: Mecánica de materiales · Estática

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

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Curso del MIT sobre fatiga y fractura.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Apuntes del MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo de la FAA sobre construcción.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.

☐ **Terminé esta unidad**

Diseño ligero y estructuras sostenibles

Desgloses de peso, el efecto bola de nieve del aumento de peso, peso estructural y combustible mediante la ecuación de Breguet, índices de material para diseño ligero, estructuras multimaterial e integradas, reciclaje y enfoque de ciclo de vida.

Objetivos de aprendizaje

Al terminar esta unidad podrás:

- Estimar el combustible ahorrado al quitar peso estructural.
- Explicar la bola de nieve del peso.
- Usar índices de material para elegir materiales.
- Analizar los compromisos de reciclaje y ciclo de vida.

Conceptos clave

- La estructura suele ser entre un cuarto y un tercio del peso al despegue de un avión comercial (un rango de libro), así que el peso estructural es una palanca clave sobre el combustible.
- El peso hace bola de nieve: más estructura exige más sustentación, más combustible y motores más grandes, que añaden aún más estructura. Los ahorros crecen igual en sentido inverso.
- Según la ecuación de Breguet con alcance fijo, combustible quemado = W_landing (e^(Rc/(V·L/D)) − 1), así que el combustible escala con el peso al aterrizaje; cada kilogramo ahorrado reduce el combustible en proporción.
- Los índices de material eligen el material más ligero para cada función: E/ρ para tirantes, E^(1/2)/ρ para vigas y E^(1/3)/ρ para paneles a flexión.
- El ciclo de vida también importa: la energía de fabricación, la reparabilidad y el reciclaje de compuestos y aleaciones cuentan junto al combustible en servicio.

Ecuaciones clave

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

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

Combustible con alcance fijo

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

`Δ m_fuel=Δ m(e^Rc/(V L/D)-1)`

Combustible ahorrado por kilogramo

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

Índice de viga

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

Índice de panel

Ejemplos resueltos paso a paso

Ejemplo 10.1 Un reactor aterriza con 45000 kg tras un vuelo cuyo exponente de Breguet es 0.2877 (e^0.2877 = 1.333; valores de ejemplo). ¿Cuánto combustible quemó?

1. m_fuel = 45000 × (1.3333 − 1).

Respuesta: m_fuel = 15000 kg.

Ejemplo 10.2 Las piezas de compuesto ahorran 600 kg de estructura. ¿Cuánto combustible se ahorra por vuelo?

1. Δm_fuel = 600 × 0.3333.

Respuesta: Unos 200 kg por vuelo.

Ejemplo 10.3 Ordena aluminio, titanio, acero y el laminado de ejemplo según el índice de panel E^(1/3)/ρ (en GPa).

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

Respuesta: Primero el laminado, luego aluminio, titanio y acero.

Problemas de práctica

Resuelve cada uno primero en papel y luego comprueba.

1. Con 1000 vuelos al año, ¿cuánto combustible ahorran 200 kg por vuelo?

200 toneladas al año.

2. Usando 3.16 kg de CO_2 por kg de combustible (valor de libro), ¿CO_2 ahorrado al año?

   632 toneladas.

3. ¿Qué índice se aplica a un larguero de ala a flexión?

   E^(1/2)/ρ (viga).

4. ¿Por qué ahorrar peso en un diseño nuevo puede ahorrar más que su propia masa?

   El efecto bola de nieve.

Ideas erróneas comunes

Mito: Solo los motores determinan el consumo de combustible.
En realidad: El peso y la resistencia importan igual.

Mito: Los compuestos siempre son más ecológicos.
En realidad: La fabricación y el reciclaje también cuentan.

Mito: Un kilogramo ahorrado ahorra un kilogramo de combustible.
En realidad: Ahorra una fracción por vuelo, a lo largo de miles de vuelos.

Tarjetas de estudio

Bola de nieve

Los cambios de peso se acumulan.

Combustible y peso

Combustible ∝ peso al aterrizaje.

Índice de tirante

E/ρ.

Índice de viga

E^(1/2)/ρ.

Índice de panel

E^(1/3)/ρ.

Ciclo de vida

Fabricar, usar, reciclar.

Cuestionario de autoevaluación

1. El combustible con alcance fijo escala con...

el peso al aterrizaje

el color del ala

solo la altitud

nada

el peso al aterrizaje. Breguet.

2. El índice de panel es...

E^(1/3)/ρ

E/ρ

Eρ

σ/E

E^(1/3)/ρ. Panel a flexión.

3. La bola de nieve del peso significa que...

los ahorros se acumulan

nada

el peso es fijo

solo cambia el combustible

los ahorros se acumulan. Redimensionado.

4. El índice de viga es...

E^(1/2)/ρ

E/ρ

E^(1/3)/ρ

ρ/E

E^(1/2)/ρ. Viga a flexión.

Repetir este cuestionario

Cómo ayuda esto a salvar el planeta

El DOE estima que usar componentes ligeros y motores de alta eficiencia en una cuarta parte del parque de vehículos de EE. UU. podría ahorrar más de 5 mil millones de galones de combustible al año para 2030, y señala que los materiales ligeros son especialmente importantes en los vehículos eléctricos, donde compensan el peso de la batería y amplían la autonomía.

La NASA señala que necesitar menos energía para volar significa menos combustible o, en aeronaves eléctricas, menos electricidad generada en otro lugar, lo que reduce las emisiones del ciclo de vida durante todo el tiempo de uso de la aeronave. La estructura ligera es la forma en que los diseñadores lo consiguen.

En Saving Planets: Actuaciones de aeronaves · Soluciones

Fuentes: 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/)

Recursos de aprendizaje gratuitos

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Curso del MIT sobre materiales.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Estructuras del 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/): Apuntes del MIT.
- U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks): Materiales ligeros del DOE.

☐ **Terminé esta unidad**

Problemas

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

1. Cargas en vuelo, factores de seguridad y materiales
   4 problemas
2. Cargas de cortante y flexión en el ala
   4 problemas
3. Flexión de vigas de pared delgada

4 problemas

4. Torsión y flujo de cortante en secciones cerradas
   4 problemas
5. Cortante en secciones abiertas y el centro de cortante
   4 problemas
6. Pandeo de columnas, larguerillos y placas
   4 problemas
7. Fuselajes presurizados y cáscaras delgadas
   4 problemas
8. Materiales compuestos y laminados
   4 problemas
9. Fatiga, fractura y tolerancia al daño
   4 problemas
10. Diseño ligero y estructuras sostenibles
    4 problemas

El laboratorio (Structures lab)

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

Cada práctica puede hacerse con una simulación gratuita, una hoja de cálculo o con objetos caseros. Usa gafas de seguridad al doblar o romper cualquier cosa que pueda partirse, mantén las cargas pequeñas y cerca del suelo, y deja la zona de trabajo libre de obstáculos con los que tropezar.

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

Práctica A: Selección de materiales por propiedades específicas

SEMANA 1

Objetivo: Crea una hoja de cálculo de rigidez y resistencia específicas de materiales aeroespaciales y ordénalos para tirantes, vigas y paneles.

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

Índices de material

Procedimiento

1. Introduce E, σ y ρ para el aluminio 7075, el Ti-6Al-4V, el acero 4130 y el laminado de carbono de ejemplo.
2. Calcula E/ρ y σ/ρ.
3. Añade los índices de viga y de panel.
4. Ordena los materiales para cada función.

Tabla de datos

Material	E/ρ (MJ/kg)	σ/ρ (kN·m/kg)
7075 Al	25.5	179
Ti-6Al-4V	25.7	199
Acero 4130	26.1	55.4
Laminado de carbono	43.75	375

Calculado con valores de libro y de ejemplo.

Cálculo de ejemplo

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

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

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/)

Vínculo con el planeta: El DOE indica reducciones de masa del 50–70% cuando los compuestos de fibra de carbono sustituyen piezas de acero. U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks)

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

Práctica B: Flecha de una regla en voladizo

SEMANA 3

Objetivo: Mide cuánto se flexiona una regla sujeta al borde de una mesa bajo un peso pequeño y compárala con la teoría de vigas.

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

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

Flecha en el extremo del voladizo

Procedimiento

1. Explora la rigidez en PhET Hooke's Law.
2. Pega con cinta una regla plana sobre una mesa de modo que sobresalgan 0.25 m.
3. Cuelga una bolsa de monedas de 100 g (aprox. 1 N) en el extremo; mide el descenso del extremo con una segunda regla.
4. Repite con un voladizo de 0.20 m y compara con $\delta \propto L^3$.

Tabla de datos

Voladizo	Carga	Flecha prevista
0.25 m	1 N	7.72 mm
0.20 m	1 N	3.95 mm

Previsto para una regla de madera de 30 mm × 3 mm con E = 10 GPa (valores de ejemplo); tu regla será distinta.

Cálculo de ejemplo

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.

> **Seguridad**
>
> - Mantén cargas pequeñas; una regla que se parte puede lanzar las monedas. Usa gafas de seguridad.

Alternativa en casa o virtual

- Es una práctica casera.

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

Vínculo con el planeta: La NASA flexionó el ala SWEET-15 durante meses mientras sensores de fibra óptica registraban la deformación. 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/)

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

Práctica C: Pandeo de una columna de espagueti

SEMANA 8

Objetivo: Carga por el extremo hebras de espagueti seco sobre una báscula de cocina y comprueba la ley de Euler en 1/L².

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

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

Pandeo de Euler, extremos articulados

Procedimiento

1. Corta hebras de 0.20 m y 0.10 m.
2. Pon una hebra de pie sobre una báscula de cocina tarada y presiona suavemente con un objeto plano hasta que se curve; anota la lectura máxima.
3. Repite cinco veces para cada longitud y promedia.
4. Compara la relación con el factor 4 previsto.

Tabla de datos

Longitud	P_cr prevista	Lectura de la báscula
0.20 m	0.381 N	38.9 g
0.10 m	1.53 N	155.5 g

Previsto para hebras de 1.8 mm con E = 3 GPa (valores de ejemplo); la pasta real varía.

Cálculo de ejemplo

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.

> **Seguridad**
>
> - Usa gafas de seguridad; la pasta rota sale disparada.
> - Presiona suavemente con un libro, no con la palma.

Alternativa en casa o virtual

- Es una práctica casera.

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

Vínculo con el planeta: HiCAM de la NASA evalúa la infusión de resina para grandes estructuras integradas con menos fijaciones. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

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

Práctica D: Hoja de cálculo de esfuerzos de presión del fuselaje

SEMANA 9

Objetivo: Calcula el esfuerzo circunferencial de fuselajes de distintos tamaños y halla el revestimiento necesario para un esfuerzo objetivo.

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

```
σ_h=(Δ p r)/(t)
```

Esfuerzo circunferencial

Procedimiento

1. Fija Δp = 55 kPa y t = 1.6 mm.
2. Calcula σ_h para radios de 1.5, 2.0 y 3.0 m.
3. Halla el espesor de revestimiento para 100 MPa en cada radio.
4. Explica por qué los revestimientos de los aviones de fuselaje ancho son más gruesos.

Tabla de datos

Radio	Esfuerzo circunferencial
1.5 m	51.6 MPa
2.0 m	68.75 MPa
3.0 m	103.1 MPa

Valores calculados con una diferencia de presión de ejemplo.

Cálculo de ejemplo

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

> **Seguridad**
>
> - Solo en el ordenador. Nunca presurices botellas ni latas para comprobarlo.

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

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

Vínculo con el planeta: HiCAM de la NASA prevé una demostración de tramo de fuselaje de compuesto en 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/)

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

Práctica E: Calculadora de capas de compuesto

SEMANA 11

Objetivo: Calcula la rigidez longitudinal y transversal de una capa de carbono/epoxi frente a la fracción volumétrica de 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)`

Micromecánica

Procedimiento

1. Introduce E_f = 230 GPa y E_m = 3.5 GPa.
2. Calcula E_1 y E_2 para V_f = 0.4, 0.5 y 0.6.
3. Representa ambos frente a V_f.
4. Explica por qué E_2 apenas cambia.

Tabla de datos

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

Calculado con valores de libro para fibra y matriz.

Cálculo de ejemplo

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.

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

Alternativa en casa o virtual

- Sirve cualquier hoja de cálculo.

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

Vínculo con el planeta: La NASA afirma que HiCAM busca reemplazar aviones de transporte más antiguos y pesados por aeronaves ligeras de compuesto. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

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

Práctica F: Fatiga de clips y regla de Miner

SEMANA 13

Objetivo: Dobla clips de un lado a otro hasta romperlos con dos ángulos de doblado y pon a prueba la regla de Miner.

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

`D=(n_i)/(N_i)`

Regla de Miner

Procedimiento

1. Endereza varios clips idénticos.
2. Dobla uno ±90° hasta que se rompa; cuenta los ciclos. Repite con ±45°.
3. En un clip nuevo, consume la mitad de la vida a ±90° y luego dobla a ±45° hasta la rotura.
4. Compara los ciclos de la segunda etapa con la predicción de Miner.

Tabla de datos

Doblado	Ciclos hasta la rotura
±90°	12
±45°	30
6 a ±90°, luego ±45°	15 previstos

Valores de ejemplo; tus clips serán distintos y el orden de las cargas cambia el resultado.

Cálculo de ejemplo

1. 6/12 = 0.5 de la vida consumida a ±90°.
2. Quedan 0.5 × 30 = 15 ciclos a ±45°.

> **Seguridad**
>
> - Usa gafas de seguridad; los extremos rotos cortan y el alambre se calienta.
> - Desecha los trozos de forma segura.

Alternativa en casa o virtual

- Es una práctica casera.

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

Vínculo con el planeta: HiCAM de la NASA desarrolla inspección automatizada para detectar defectos durante la fabricación. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

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

Series de práctica para exámenes

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

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

1. Una aeronave de 10 kN tiene un factor de carga límite de 3.8. Halla la carga última.

    1. 1.5 × 3.8 × 10.

    Respuesta: 57 kN.

2. Halla el momento en la raíz para una sustentación uniforme de 2 kN/m en una semienvergadura de 5 m.

    1. $2 \times 5^2/2$.

    Respuesta: 25 kN·m.

3. Halla la fuerza en las alas para 25 kN·m en un cajón de 0.1 m de canto.

    1. 25/0.1.

    Respuesta: 250 kN.

4. Una sección cerrada encierra 0.05 m^2 y soporta 20 kN·m. Halla q.

    1. 20,000/(2 × 0.05).

    Respuesta: 200 kN/m.

5. Halla τ_max en una sección rectangular de 600 mm^2 bajo 3 kN.

    1. 1.5 × 3000/600.

    Respuesta: 7.5 MPa.

Serie de práctica final (todas las unidades)

1. Halla la carga de Euler de una columna articulada de 1 m con E = 70 GPa e I = 10^{-8} m^4.

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

    Respuesta: 6909 N.

2. Halla el esfuerzo circunferencial para r = 1.8 m, Δp = 60 kPa, t = 1.5 mm.

    1. 60,000 × 1.8/0.0015.

    Respuesta: 72 MPa.

3. Halla E_1 para V_f = 0.55 (E_f = 230, E_m = 3.5 GPa).

    1. 230 × 0.55 + 3.5 × 0.45.

    Respuesta: 128.1 GPa.

4. Halla a_c para K_IC = 30 MPa√m a 150 MPa.

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

    Respuesta: 12.7 mm.

5. Halla el daño de Miner para 2 × 10^4 de 10^5 y 5 × 10^5 de 10^6 ciclos.

    1. 0.2 + 0.5.

    Respuesta: 0.7.

6. Con un factor de combustible de 0.25 por kilogramo, ¿cuánto combustible ahorran por vuelo 300 kg de estructura eliminada?

    1. 300 × 0.25.

    Respuesta: 75 kg.

Hoja de fórmulas

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

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

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

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

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

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

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

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

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

$$E/\rho,\ E^{1/2}/\rho,\ E^{1/3}/\rho$$

Constantes

Constante	Valor
Aluminio 7075-T6 (valores de libro)	E = 71.7 GPa, σ_y = 503 MPa, ρ = 2810 kg/m³, G = 27 GPa, ν = 0.33
Titanio Ti-6Al-4V (valores de libro)	E = 114 GPa, σ_y = 880 MPa, ρ = 4430 kg/m³
Acero 4130 (valores de libro)	E = 205 GPa, σ_y = 435 MPa, ρ = 7850 kg/m³
Laminado cuasi isótropo de carbono/epoxi (valores de ejemplo)	E = 70 GPa, resistencia 600 MPa, ρ = 1600 kg/m³
Avión comercial de ejemplo (valores de ejemplo)	W = 588.6 kN, semienvergadura 17 m, factor de carga límite 2.5, factor de seguridad 1.5
La gravedad	g = 9.81 m/s²

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

Textos y simulaciones gratuitos

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

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Clases y problemas gratuitos del MIT sobre estructuras.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Apuntes gratuitos del MIT sobre vigas y materiales.
- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Curso gratuito del MIT sobre fatiga y fractura.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Capítulo gratuito de la FAA sobre estructuras de aeronaves.
- 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): Sección de libro de texto gratuita.
- PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): Rigidez de forma interactiva.

Glosario

Pandeo

Inestabilidad lateral repentina de un elemento comprimido.

Tolerancia al daño
Capacidad de soportar carga con seguridad con grietas hasta que una inspección las detecte.

Fatiga
Falla bajo carga repetida por debajo de la fluencia.

Tenacidad a la fractura
Intensidad de esfuerzos a la que una grieta se propaga.

Esfuerzo circunferencial
Esfuerzo circunferencial en un cilindro presurizado.

Laminado
Apilado de capas de compuesto en ángulos elegidos.

Carga límite
Mayor carga esperada en servicio.

Factor de carga
Sustentación dividida entre el peso.

Margen de seguridad
Admisible entre real, menos uno.

Regla de Miner
Suma del daño acumulado por fatiga.

Rib
Elemento en dirección de la cuerda que da forma al ala y sostiene los larguerillos.

Centro de cortante
Punto donde una carga transversal no provoca torsión.

Flujo de cortante
Fuerza cortante por unidad de longitud a lo largo de una pared delgada.

Larguero
Viga principal del ala en dirección de la envergadura.

Rigidez específica
Módulo elástico dividido por la densidad.

Factor de intensidad de esfuerzos
Medida del esfuerzo cerca de la punta de una grieta.

Larguerillo
Rigidizador en dirección de la envergadura unido al revestimiento.

Cajón de torsión
Cajón de ala cerrado que resiste la torsión.

Carga última
Carga límite por el factor de seguridad.

Cajón de ala
Largueros y revestimientos que forman la estructura principal del ala.

Rúbrica de autoevaluación

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

Nivel	Cómo se ve
4 · Dominio	Sigue la trayectoria de cargas, distingue cargas límite y últimas, comprueba resistencia, rigidez, pandeo y fatiga, y elige materiales por propiedades específicas.
3 · Competente	Resuelve los ejercicios con algún error ocasional de unidades.
2 · En desarrollo	Sigue los ejemplos resueltos pero solo comprueba la resistencia, no el pandeo.
1 · Inicial	Aplica fórmulas sin trayectoria de cargas; debe repasar la unidad.

Ponderación sugerida si quieres una nota

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

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

Cursos relacionados

- Actuaciones de aeronaves AERO 320
- Mecánica orbital AERO 340
- Aerodinámica I AERO 310
- Todos los cursos