Dernière mise à jour: November 1, 2026

🗺️ Parcours sur quatre ans · Année 3, Printemps

À propos de ce cours

Ce cours gratuit compte 10 unités et 6 travaux pratiques. Ce sont les vrais totaux, pas un programme plus long raccourci.

Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur une page de cours qu'un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.

> Ceci est le plan d'un cours gratuit en autonomie rédigé par Saving Planets. Ce n'est pas un cours universitaire : il ne donne aucun crédit académique et aucun établissement n'y participe.
>
> Son périmètre suit un cours semestriel de troisième année sur les structures aérospatiales. Il s'inspire des thèmes et du niveau de MIT 16.20 Structural Mechanics et des parties consacrées aux structures de MIT 16.01–16.04 Unified Engineering (gratuits sur MIT OpenCourseWare), ainsi que de cours comme Purdue AAE 352 et Georgia Tech AE 3140, en s'appuyant sur le chapitre du FAA Pilot's Handbook consacré à la construction des avions et sur des simulations PhET, vers lesquels nous renvoyons quand ils sont utiles. Aucun de ces auteurs, établissements ou organismes ne cautionne cette page.
>
> Notre apport : chaque module est relié à un travail réel avec une source publique citée (ailes à haubans en composite, fabrication de composites à haute cadence et matériaux légers), chaque nombre de la page est recalculé par un script de vérification avant sa mise en ligne, et chaque TP propose une simulation gratuite, un tableur ou une version sûre à faire chez soi.
>
> Suivez-le dans l'ordre. Chaque unité comporte des objectifs, des notions clés, des équations, des exemples pas à pas, des exercices corrigés en détail, des erreurs fréquentes, des cartes mémoire et un quiz. Votre progression est enregistrée uniquement dans ce navigateur.

Comment ce cours aide à sauver la planète

Un avion emporte sa propre structure à chaque vol : chaque kilogramme de structure coûte donc du carburant pendant toute la vie de l'avion. Des ailes et des fuselages plus légers, rendus possibles par de meilleures analyses et de meilleurs matériaux, sont l'un des principaux leviers d'un vol plus propre.

La NASA cite les technologies d'avions efficaces parmi les trois grandes voies pour rendre l'aviation durable. Chaque module se termine par une courte section sourcée. Les valeurs qui ne proviennent pas d'une source sont indiquées comme valeurs d'exemple ou de manuel.

Pour les enseignants

Vous pouvez enseigner ce cours, ou laisser un élève le faire seul. Il est gratuit. Saving Planets ne donne ni note ni crédit scolaire.

- Cette page est le cours entier : 10 unités et 6 travaux pratiques (AERO 330).
- Prévoyez 15 semaines, environ 6 à 9 heures par semaine, y compris les semaines de travaux pratiques.
- Suivez le calendrier de 15 semaines. Lisez l'unité, faites les exercices sur papier, puis ouvrez la réponse. La semaine d'un TP, faites le TP ou la version à la maison.
- Un contrôle est un nombre ou un résultat de code sur la page qu'un script recalcule avant publication. Le nombre affiché et le nombre recalculé doivent correspondre.
- Utilisez Imprimer cette page, ou téléchargez le guide d'étude PDF. La feuille de formules est vers la fin.
- Demandez : en quoi cette unité aide-t-elle les gens et la planète ? Chaque unité a un encadré vert avec un fait sourcé.
- Copiez le modèle de guide enseignant et écrivez le nom de votre classe, le temps dont vous disposez et les questions que vous poserez. Ouvrir le modèle de guide enseignant

Avant de commencer

Prérequis

- Résistance des matériaux : bases de contrainte, déformation, flexion, torsion et flambement.
- Statique : bilans des forces, diagrammes d'effort tranchant et de moment.
- Analyse II et algèbre linéaire : intégrales et matrices.
- Performances des avions aide pour les facteurs de charge mais n'est pas requis.

Comment étudier

- Commencez chaque problème par un bilan des forces et le cheminement des efforts : où la charge entre-t-elle, et comment atteint-elle les appuis ?
- Séparez charges limites et charges extrêmes, et écrivez explicitement le coefficient de sécurité.
- Pour les parois minces, raisonnez d'abord en flux de cisaillement q (N/m), puis divisez par l'épaisseur.
- Vérifiez la rigidité et le flambement, pas seulement la résistance : les structures légères cèdent généralement par flambement.

- Comparez les matériaux par kilogramme (rigidité et résistance spécifiques), pas par mètre cube.
- Faites chaque exercice sur papier avant d'ouvrir la réponse, et refaites les quiz quelques jours plus tard.

Ce qu'il vous faut

- Un ordinateur ou une tablette pour la simulation gratuite PhET Hooke's Law.
- Une règle en bois ou en plastique, un bord de table, des pièces ou de petits poids, du ruban adhésif et une seconde règle pour mesurer.
- Des spaghettis secs, une balance de cuisine, des trombones et des lunettes de protection.
- Un tableur pour les TP sur les matériaux, le fuselage et les composites.

Programme suggéré sur 15 semaines

Environ 6 à 9 heures par semaine : lecture, exercices et, les semaines de TP, le TP.

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
1	Charges en vol, coefficients de sécurité et matériaux	Cheminement des efforts, facteurs de charge, coefficients de sécurité, matériaux ; TP A	FAA PHAK Ch. 3
2	Efforts tranchants et moments de flexion de l'aile	Diagrammes d'effort tranchant et de flexion de l'aile	MIT 16.01
3	Flexion des poutres à parois minces	Contrainte de flexion et sections idéalisées ; TP B	MIT 16.20
4	Flexion des poutres à parois minces	Dimensionnement des semelles de longeron, flexion déviée	MIT 16.20
5	Torsion et flux de cisaillement dans les sections fermées	Torsion et flux de cisaillement dans les sections fermées	MIT 16.20
6	Cisaillement des sections ouvertes et centre de cisaillement	Sections ouvertes et centre de cisaillement	MIT 16.20
7	Flambement des colonnes, des lisses et des plaques	Flambement des colonnes ; préparation au partiel	MIT 16.20
8	Flambement des colonnes, des lisses et des plaques	Flambement des plaques et panneaux raidis ; TP C	MIT 16.20
9	Fuselages pressurisés et coques minces	Fuselages pressurisés ; TP D	FAA PHAK Ch. 3

Semaine	Unité	Thèmes	Lecture
10	Matériaux composites et stratifiés	Fibres, matrices, loi des mélanges	MIT 3.032
11	Matériaux composites et stratifiés	Stratifiés et fabrication ; TP E	NASA HiCAM
12	Fatigue, rupture et tolérance aux dommages	Fatigue et règle de Miner	MIT 3.032
13	Fatigue, rupture et tolérance aux dommages	Rupture et tolérance aux dommages ; TP F	MIT 3.032
14	Conception allégée et structures durables	Masse, carburant et indices de matériaux	Matériaux légers du DOE
15	Conception allégée et structures durables	Cycle de vie et structures durables ; préparation à l'examen final	NASA; DOE

Votre progression

Cochez les unités et les TP à mesure que vous les terminez, et faites les quiz. La progression et les scores sont enregistrés uniquement dans ce navigateur et ne nous sont jamais envoyés.

Unités

Charges en vol, coefficients de sécurité et matériaux

Les parties structurales d’un avion et le cheminement des efforts, les facteurs de charge, les charges limites et extrêmes, le coefficient de sécurité de 1.5, la marge de sécurité, et le choix des matériaux selon la rigidité et la résistance spécifiques.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Suivre le cheminement des efforts dans l’aile, le fuselage et l’empennage.
- Calculer les charges limites et extrêmes à partir d’un facteur de charge.
- Calculer une marge de sécurité.
- Comparer les matériaux selon leur rigidité et leur résistance spécifiques.

Notions clés

- La portance sur les revêtements de l’aile passe dans les lisses et les nervures, puis dans les longerons, puis par le caisson de voilure jusqu’au fuselage. Chaque pièce d’un avion est dimensionnée en suivant ce cheminement des efforts.
- Les charges varient avec le facteur de charge n = L/W. La charge limite est la plus grande charge attendue en service (par exemple n = 2.5 pour de nombreux avions de transport) ; la structure doit la supporter sans déformation permanente.
- La charge extrême est la charge limite multipliée par un coefficient de sécurité, traditionnellement 1.5 en aviation ; la structure doit la supporter sans rompre, ne serait-ce que quelques secondes.
- Marge de sécurité MS = admissible/réelle − 1. Une marge positive est acceptable ; les concepteurs visent de petites marges positives, car une marge supplémentaire signifie de la masse supplémentaire.
- Comme la masse compte, on compare les matériaux par kilogramme : rigidité spécifique E/ρ et résistance spécifique σ/ρ. L’aluminium, le titane et l’acier ont presque le même E/ρ ; les composites carbone les surpassent tous les trois.

Équations clés

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

`n=L/W`

Facteur de charge

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

`P_ult=1.5 P_limit`

Charge extrême

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

MS=σ_allowσ-1

Marge de sécurité

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

Rigidité et résistance spécifiques

Exemples résolus pas à pas

Exemple 1.1 L'avion de ligne d'exemple pèse 588.6 kN et a un facteur de charge limite de 2.5. Trouvez les charges limite et extrême sur l'aile.

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

Réponse : Limite 1471.5 kN ; extrême 2207 kN.

Exemple 1.2 Une pièce en 7075 (σ_y = 503 MPa) subit 400 MPa sous charge limite. Trouvez la marge de sécurité vis-à-vis de la limite élastique.

1. MS = 503/400 − 1.

Réponse : MS = 0.258 (positive, donc acceptable).

Exemple 1.3 Comparez la rigidité spécifique de l'aluminium 7075 et du stratifié carbone d'exemple.

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

Réponse : Le stratifié est 1.71 fois plus rigide par kilogramme.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez la résistance spécifique de l’aluminium 7075.

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

2. Trouvez la résistance spécifique du Ti-6Al-4V.

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

3. Trouvez E/ρ pour l’acier 4130.

   $205 \times 10^9/7850 = 26.1$ MJ/kg, presque la même valeur que l’aluminium.

4. Que signifie MS = −0.1 ?

   La pièce ne satisfait pas l’exigence ; il faut la reconcevoir.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Un coefficient de sécurité plus grand est toujours meilleur.
En réalité : Il ajoute de la masse et de la consommation pour toute la vie de l’avion.

Idée reçue : L’acier est plus rigide, donc il donne des avions plus rigides.
En réalité : Par kilogramme, il n’est pas plus rigide que l’aluminium.

Idée reçue : La charge extrême est la charge attendue.
En réalité : La charge limite est le maximum attendu ; la charge extrême en vaut 1.5 fois.

Cartes mémoire

Facteur de charge

n = L/W.

Charge limite

La plus grande charge attendue en service.

Charge extrême

1.5 × limite.

Marge de sécurité

$\sigma_allow/\sigma - 1$.

Rigidité spécifique

E/ρ.

Résistance spécifique

σ/ρ.

Quiz d’autocontrôle

1. La charge extrême vaut…

1.5 × limite

limite

2 × limite

limite/1.5

1.5 × limite. Coefficient de sécurité aéronautique.

2. La rigidité spécifique est…

E/ρ

Eρ

σ/E

ρ/E

E/ρ. Par unité de masse.

3. Une marge de sécurité positive signifie…

que la pièce est acceptable

qu'elle cède

qu'elle est trop légère

rien

que la pièce est acceptable. L'admissible dépasse la valeur réelle.

4. La portance atteint le fuselage principalement par…

les longerons et le caisson de voilure

les hublots

les moteurs

le train d’atterrissage

les longerons et le caisson de voilure. Cheminement des efforts.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le programme matériaux légers du DOE indique que pour les voitures et les camions, une réduction de 10 % de la masse du véhicule peut améliorer la consommation de 6 % à 8 %, car il faut moins d’énergie pour accélérer un objet plus léger. Le DOE cite des réductions de masse typiques de 50–70 % pour les composites en fibre de carbone, de 30–60 % pour l’aluminium et de 40–55 % pour le titane lorsqu’ils remplacent des pièces en acier classique.

Les avions gagnent encore plus que les voitures à l’allègement, car ils doivent aussi soutenir leur poids pendant tout le vol. Choisir les matériaux selon leur rigidité et leur résistance spécifiques, c’est là que commence cette économie.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Solutions

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

Ressources d’apprentissage gratuites

- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur les éléments de la cellule.
- 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): Section de manuel gratuite.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur les structures.
- PhET: Hooke’s Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): La rigidité de façon interactive.

☐ **J’ai terminé cette unité**

Efforts tranchants et moments de flexion de l’aile

L’aile comme poutre encastrée, les distributions de portance en envergure, les diagrammes d’effort tranchant et de moment fléchissant, les charges à l’emplanture, l’allègement dû au poids de l’aile et du carburant, et la façon dont le facteur de charge multiplie tout.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Modéliser une aile comme une poutre encastrée.
- Tracer les diagrammes d’effort tranchant et de moment fléchissant pour une portance répartie.
- Calculer l’effort tranchant et le moment fléchissant à l’emplanture.
- Expliquer l’allègement en flexion dû au carburant et aux moteurs sur l’aile.

Notions clés

- Chaque demi-aile porte la moitié de la portance et se comporte comme une poutre encastrée au fuselage. L’effort tranchant et le moment sont maximaux à l’emplanture.
- Pour une portance uniforme w (N/m) sur une demi-envergure s, l’effort tranchant à l’emplanture vaut V = ws et le moment M = ws²/2.
- Une distribution de portance elliptique place le centre de la demi-portance à 4s/(3π) de l’emplanture, un peu plus à l’intérieur que le s/2 du cas uniforme ; le moment à l’emplanture est donc plus faible.
- La structure de l’aile et le carburant pèsent sur l’aile, à l’opposé de la portance. Cet allègement en flexion explique pourquoi les avions de ligne emportent le carburant dans les ailes et pourquoi les moteurs sous voilure aident.
- Toutes les charges varient avec le facteur de charge : à n = 2.5, le moment à l’emplanture vaut 2.5 fois sa valeur à 1-g.

Équations clés

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

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

Effort tranchant d’une charge répartie

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

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

Moment à partir de l’effort tranchant

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

`M_root=12ws^2`

Portance uniforme

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

`M_root=2·4s3π`

Portance elliptique

Exemples résolus pas à pas

Exemple 2.1 L'avion de ligne d'exemple (588.6 kN) a une demi-envergure de 17 m. En supposant une portance uniforme à 1 g, trouvez w, l'effort tranchant et le moment à l'emplanture pour une aile.

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

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

Exemple 2.2 Refaites le calcul du moment pour la distribution elliptique.

1. M = 294,300 × 4 × 17/(3π).

Réponse : M = 2.12 MN·m, 15.1 % plus faible.

Exemple 2.3 Trouvez le moment à l'emplanture en portance uniforme sous charge limite (n = 2.5) et extrême (×1.5).

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

Réponse : Limite 6.25 MN·m ; extrême 9.38 MN·m.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On divise la demi-envergure par deux à portance égale. Moment à l'emplanture ?

   Il est divisé par deux ($M = Ls/4$ en portance uniforme).

2. Trouvez le rapport des moments, elliptique sur uniforme.

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

3. Pourquoi les avions de ligne utilisent-ils le carburant des ailes en premier ou en dernier ?

   Le carburant dans l'aile soulage la flexion ; le garder plus longtemps aide.

4. Effort tranchant à l'emplanture à $n = 2.5$?

   $2.5 \times 294.3 = 735.8$ kN.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le saumon d'aile supporte les plus grandes charges.
En réalité : C'est l'emplanture.

Idée reçue : Le poids de l'aile s'ajoute au moment fléchissant.
En réalité : Il le soulage.

Idée reçue : Le moment varie comme la demi-envergure.
En réalité : À w fixé, il varie comme s^2.

Cartes mémoire

Aile en porte-à-faux

Encastrée à l'emplanture.

Effort tranchant à l'emplanture

Demi-portance.

Moment à l'emplanture, portance uniforme

$ws^2/2$.

Centre de la portance elliptique

$4s/(3\pi)$.

Allègement en flexion

Poids de l'aile et du carburant.

Facteur de charge

Multiplie toutes les charges.

Quiz d'autocontrôle

1. Le moment à l'emplanture pour une portance uniforme w sur une envergure s vaut…

$ws^2/2$

ws

ws^3

w/s

$ws^2/2$. Poutre encastrée.

2. Le centre de la portance elliptique est situé à…

$4s/(3\pi)$

$s/2$

s

$s/3$

$4s/(3\pi)$. Depuis l'emplanture.

3. Le carburant dans l'aile…

soulage la flexion

augmente la flexion

n'a aucun effet

n'ajoute que de la torsion

soulage la flexion. Agit à l'opposé de la portance.

4. Doubler n double…

toutes les charges

seulement l'effort tranchant

seulement le poids

rien

toutes les charges. Linéaire.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

L'objet d'essai SWEET-15 de la NASA est une aile en composite de 15 pieds soutenue par un hauban profilé, inspirée du concept Transonic Truss-Braced Wing de la NASA. Le hauban reprend une partie de la charge de flexion vers la mi-envergure, ce qui permet une aile longue et fine sans énorme moment à l'emplanture.

Les ingénieurs de la NASA ont fléchi l'aile d'essai pendant plusieurs mois au Flight Loads Laboratory d'Armstrong, avec de nombreux capteurs de déformation et d'effort, dont des capteurs de déformation à fibre optique. Les données ont confirmé les prédictions des modèles numériques et montré que l'aile résistait aux efforts attendus en vol.

Sur Saving Planets : Statique · Performances des avions

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Section de manuel gratuite.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT sur les poutres.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Structures au MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur les ailes.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Flexion des poutres à parois minces

Contrainte de flexion σ = My/I, idéalisation d'un caisson de voilure en semelles et revêtements, moment quadratique, efforts dans les semelles, flexion déviée, et dimensionnement des semelles de longeron pour la charge extrême.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer la contrainte de flexion à partir de M, y et I.
- Idéaliser une poutre-caisson en aires de semelles concentrées.
- Dimensionner les semelles de longeron pour un moment extrême.
- Reconnaître une flexion déviée.

Notions clés

- En flexion, σ = My/I : la contrainte croît linéairement depuis l'axe neutre. La matière éloignée de l'axe neutre fait l'essentiel du travail.
- Les caissons de voilure sont idéalisés en aires de semelles concentrées (lisses idéalisées) portant les contraintes normales, reliées par des revêtements minces portant le cisaillement.
- Pour deux semelles d'aire A distantes d'une hauteur h, I = 2A(h/2)² = Ah²/2 et l'effort dans une semelle vaut F = M/h.
- Des caissons de voilure plus hauts demandent des semelles plus petites pour le même moment. C'est pourquoi des emplantures épaisses font gagner de la masse, et pourquoi les ailes minces à grand allongement ont besoin d'aide, comme des haubans.
- Si la section n'est pas symétrique, ou si le moment n'agit pas selon un axe principal, la flexion autour d'un axe provoque une flèche autour de l'autre (flexion déviée).

Équations clés

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

σ=My/I

Contrainte de flexion

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

I= A_iy_i^2

Section idéalisée en lisses

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

`F=M/h`

Effort dans la semelle

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

`A=σ_allowh`

Aire de semelle requise

Exemples résolus pas à pas

Exemple 3.1 Le moment extrême à l'emplanture vaut 9.38 MN·m et le caisson de voilure a une hauteur de 0.6 m. Trouvez l'effort dans la semelle.

1. F = 9.38 × 10⁶/0.6.

Réponse : F = 15.6 MN.

Exemple 3.2 Dimensionnez chaque semelle pour une contrainte admissible de 400 MPa.

1. A = 9.38 × 10⁶/(400 × 10⁶ × 0.6).

Réponse : A = 0.0391 m² (391 cm²) par semelle.

Exemple 3.3 Trouvez I pour deux semelles de 0.0391 m² distantes de 0.6 m, et vérifiez σ.

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

Réponse : σ = 400 MPa, comme prévu.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On double la hauteur du caisson. Aire de semelle requise ?

Divisée par deux.

2. Où la contrainte de flexion est-elle nulle ?

   Sur l’axe neutre.

3. Trouvez I pour des semelles de 0.01 m^2 à ±0.25 m.

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

4. Pourquoi les semelles de longeron sont-elles placées en haut et en bas ?

   Le plus grand y donne le plus de I par kilogramme.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les revêtements minces portent l’essentiel de la flexion.

En réalité : Dans l’idéalisation, les semelles et les lisses portent les contraintes normales ; les revêtements portent le cisaillement.

Idée reçue : La contrainte est uniforme dans une poutre.

En réalité : Elle varie linéairement avec y.

Idée reçue : Une poutre plus haute est plus lourde.

En réalité : Elle demande généralement moins de matière dans les semelles.

Cartes mémoire

Flexion

$\sigma = My/I$.

Idéalisation en lisses

Les semelles portent σ, les revêtements portent q.

I à deux semelles

$Ah^2/2$.

Effort dans la semelle

M/h.

Hauteur

Plus haut, c’est plus léger.

Flexion déviée

Flèches couplées.

Quiz d’autocontrôle

1. La contrainte de flexion vaut...

My/I

M/A

VQ/It

Tr/J

My/I. Formule de flexion.

2. L'effort dans la semelle pour une hauteur h vaut...

M/h

Mh

M/h^2

Vh

M/h. Couple.

3. Des caissons plus hauts demandent...

des semelles plus petites

des semelles plus grandes

pareil

aucune semelle

des semelles plus petites. $A \propto 1/h$.

4. Dans les caissons idéalisés, les revêtements portent...

cisaillement

seulement des contraintes normales

rien

seulement de la torsion

cisaillement. Panneaux de cisaillement.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA décrit l'aile à haubans comme une aile longue et fine dotée de supports structurels profilés, qui pourrait réduire la consommation et les coûts d'exploitation des futurs avions de ligne. La NASA et Boeing ont testé une demi-maquette du concept dans une grande soufflerie pressurisée en décembre 2025.

Une aile mince a un caisson peu haut ; d'après F = M/h, ses semelles devraient donc être lourdes. Le hauban réduit M, ce qui permet à l'aile de rester mince sans s'alourdir.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Aérodynamique I

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur la flexion des poutres.
- 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/): Notes du 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): Section de manuel gratuite.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur les longerons.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Torsion et flux de cisaillement dans les sections fermées

Flux de cisaillement q, torsion de Bredt–Batho des sections fermées à parois minces, contrainte de cisaillement dans le revêtement, angle de torsion par unité de longueur, caissons multicellulaires, et pourquoi les ailes sont construites en caissons fermés.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser le flux de cisaillement q = τt.
- Appliquer Bredt–Batho : T = 2Aq.
- Calculer l'angle de torsion par unité de longueur d'une section fermée.
- Expliquer pourquoi les sections fermées résistent si bien à la torsion.

Notions clés

- Dans une paroi mince, la contrainte de cisaillement multipliée par l'épaisseur donne le flux de cisaillement q = τt (N/m). Autour d'une section fermée soumise à une torsion pure, q est constant.
- Bredt–Batho : T = 2A_e q, où A_e est l'aire enclose par la ligne moyenne de la paroi.
- L'angle de torsion par unité de longueur vaut dθ/dz = (T/(4A_e²G)) ∮ds/t.
- Les caissons fermés sont bien plus rigides en torsion que les sections ouvertes du même matériau ; c'est pourquoi les ailes sont construites en caissons de torsion faits de longerons et de revêtements.
- La torsion de l'aile vient de la portance appliquée en avant ou en arrière du centre de cisaillement, ainsi que des ailerons et des moteurs. Une rigidité en torsion trop faible peut provoquer une inversion d'efficacité des ailerons ou du flottement.

Équations clés

$$q = \tau t$$

`q=τ t`

Flux de cisaillement

$$T = 2A_e q$$

`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`

Angle de torsion par unité de longueur

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

`τ=(T)/(2A_et)`

Contrainte de cisaillement dans le revêtement

Exemples résolus pas à pas

Exemple 4.1 Un caisson de voilure de 2.0 m × 0.6 m supporte un couple de 500 kN·m. Trouvez le flux de cisaillement.

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

Réponse : q = 208.3 kN/m.

Exemple 4.2 Trouvez la contrainte de cisaillement pour des revêtements de 4 mm.

1. τ = 208,333/0.004.

Réponse : τ = 52.1 MPa.

Exemple 4.3 Trouvez l'angle de torsion par unité de longueur (G = 27 GPa, paroi uniforme de 4 mm).

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

Réponse : dθ/dz = 4.18 × 10⁻³ rad/m.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Un tube mince de rayon 0.1 m et de paroi 2 mm supporte 10 kN·m. Trouvez τ.

   T/(2πr²t) = 79.6 MPa.

2. Trouvez J pour ce tube.

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

3. On double l’aire enclose à couple égal. Flux de cisaillement ?

   Divisée par deux.

4. Pourquoi une fente dans un tube ruine-t-elle sa rigidité en torsion ?

   Il devient une section ouverte.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le flux de cisaillement varie le long d’une section fermée en torsion pure.
En réalité : Il est constant.

Idée reçue : Des revêtements plus épais sont toujours ce qui aide le plus en torsion.
En réalité : L’aire enclose compte davantage.

Idée reçue : Sections ouvertes et fermées se comportent de façon semblable en torsion.
En réalité : Les fermées sont bien plus rigides.

Cartes mémoire

Flux de cisaillement

$q = \tau t$.

Bredt–Batho

$T = 2A_e\, q$.

Angle de torsion par unité de longueur

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

Caisson de torsion

Longerons et revêtements fermés.

Tube mince

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

Flottement

Exige de la rigidité en torsion.

Quiz d’autocontrôle

1. Bredt–Batho donne T =…

2Aq

Aq

qt

q/A

2Aq. Section fermée.

2. Le flux de cisaillement vaut…

τt

τ/t

σt

T/A

τt. Définition.

3. Les ailes sont construites en caissons fermés pour…

la rigidité en torsion

l’apparence

le carburant seulement

de la portance

la rigidité en torsion. Caisson de torsion.

4. En torsion pure, q est…

constant

zéro

maximal dans les coins

du hasard

constant. Équilibre.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que SWEET-15 combinait cinq technologies avancées de fabrication et d'assemblage de composites, et que la méthode de fabrication, développée à Langley avec le robot Integrated Structural Assembly of Advanced Composites, vise à produire des structures composites plus légères et plus résistantes pour les véhicules aérospatiaux.

Un caisson de voilure en composite doit toujours satisfaire Bredt–Batho : les liaisons entre revêtements et longerons transmettent le flux de cisaillement qui empêche le caisson de se vriller.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Dynamique

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur la torsion.
- 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/): Notes du MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur la structure de l'aile.
- 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): Section de manuel gratuite.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Cisaillement des sections ouvertes et centre de cisaillement

Contrainte de cisaillement dans les poutres τ = VQ/(It), flux de cisaillement dans les sections ouvertes à parois minces, centre de cisaillement, pourquoi les profilés en U se vrillent sous charge, et traînage de cisaillement.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser τ = VQ/(It).
- Trouver le flux de cisaillement dans une section ouverte à parois minces.
- Situer qualitativement le centre de cisaillement.
- Expliquer pourquoi des charges hors du centre de cisaillement provoquent une torsion.

Notions clés

- L'effort tranchant produit une contrainte de cisaillement τ = VQ/(It), où Q est le moment statique de l'aire au-delà de la coupure.
- Dans les sections ouvertes à parois minces, le flux de cisaillement part de zéro à un bord libre et croît le long de la paroi : q = VQ/I.
- Le centre de cisaillement est le point où une charge transversale provoque une flexion sans torsion. Pour les poutres en I symétriques et les caissons fermés, il est sur l'axe de symétrie ; pour un profilé en U, il se trouve hors de l'âme.
- Les charges appliquées loin du centre de cisaillement font vriller la section. Les concepteurs placent longerons et lisses pour que le centre de cisaillement de l'aile se trouve là où agissent les charges aérodynamiques, ou prévoient une rigidité en torsion suffisante.
- Traînage de cisaillement : dans les semelles larges, la contrainte normale est maximale près des âmes et plus faible entre elles, de sorte que la semelle n'est pas entièrement efficace.

Équations clés

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

`τ=VQ/It`

Contrainte de cisaillement dans une poutre

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

`q=VQ/I`

Flux de cisaillement

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

`Q= y dA`

Moment statique

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

`τ_max=3V/2A`

Rectangle, maximum

Exemples résolus pas à pas

Exemple 5.1 Une poutre rectangulaire pleine de 20 mm de large et 60 mm de haut supporte un effort tranchant de 6 kN. Trouvez la contrainte de cisaillement maximale.

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

Réponse : τ_max = 7.5 MPa sur l'axe neutre.

Exemple 5.2 L'âme d'une poutre en I a 4 mm d'épaisseur ; sur l'axe neutre, Q = 50 × 10³ mm³ et I = 20 × 10⁶ mm⁴. Trouvez τ pour V = 40 kN.

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

Réponse : τ = 25 MPa.

Exemple 5.3 Trouvez le flux de cisaillement à cet endroit.

1. q = τt = 25 × 4.

Réponse : q = 100 N/mm (100 kN/m).

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Où le flux de cisaillement est-il nul dans une section ouverte ?

Aux bords libres.

2. Centre de cisaillement d’un caisson fermé symétrique sous charge symétrique ?

   Sur l’axe de symétrie.

3. Pourquoi un profilé en U se vrille-t-il quand il est chargé dans le plan de son âme ?

   Le centre de cisaillement se trouve hors de l’âme.

4. On double V sur le rectangle. τ_max ?

   15 MPa.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La contrainte de cisaillement est maximale aux fibres extrêmes.
En réalité : Elle est maximale sur l’axe neutre.

Idée reçue : Le centre de cisaillement est le centre de gravité.
En réalité : Seulement pour les sections doublement symétriques.

Idée reçue : Les semelles larges sont pleinement efficaces.
En réalité : Le traînage de cisaillement réduit leur efficacité.

Cartes mémoire

Formule du cisaillement

τ = VQ/(It).

Section ouverte

q part de zéro aux bords libres.

Centre de cisaillement

Point de charge sans torsion.

Profilé en U

Centre de cisaillement hors de l’âme.

Rectangle

τ_max = 1.5V/A.

Traînage de cisaillement

Contrainte inégale dans la semelle.

Quiz d’autocontrôle

1. La contrainte de cisaillement dans une poutre vaut…

VQ/(It)

My/I

Tr/J

P/A

VQ/(It). Formule du cisaillement.

2. À un bord libre, le flux de cisaillement d'une section ouverte vaut...

zéro

maximal

constant

négatif

zéro. Condition aux limites.

3. Une charge passant par le centre de cisaillement provoque...

aucune torsion

se tordent

un flambement

une plastification

aucune torsion. Définition.

4. τ_max dans un rectangle vaut...

1.5V/A

V/A

2V/A

3V/A

1.5V/A. Parabolique.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

L’essai SWEET-15 de la NASA s’est terminé par un essai délibéré jusqu’à la rupture. L’aile a cédé à environ 127% de sa charge limite de calcul, avec des dommages visibles près du bord arrière de l’aile et dans le revêtement supérieur, ce qui renseigne sur le comportement des liaisons avec le mât principal et le mât secondaire au-delà du domaine de vol.

La NASA note que c’était la première fois qu’une configuration représentative d’aile composite haubanée par treillis subissait ce type d’évaluation structurale. De tels essais vérifient précisément les prévisions de cisaillement et de torsion des modules 4 et 5.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Statique

Sources : 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/)

Ressources d’apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur le flux de cisaillement.
- 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/): Notes du MIT.
- OpenStax UP1, 12.2 Examples of static equilibrium (https://openstax.org/books/university-physics-volume-1/pages/12-2-examples-of-static-equilibrium): Section de manuel gratuite.
- 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): Section de manuel gratuite.

☐ **J’ai terminé cette unité**

Flambement des colonnes, des lisses et des plaques

Flambement d’Euler des colonnes et conditions aux extrémités, élancement, lisses comme colonnes, flambement des panneaux de revêtement, résistance post-critique des panneaux raidis, et pourquoi les structures légères sont généralement dimensionnées par la stabilité.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer les charges de flambement d’Euler avec les facteurs d’encastrement.
- Calculer la contrainte de flambement d’un panneau de revêtement.
- Expliquer pourquoi les panneaux raidis supportent la charge après le flambement du revêtement.
- Reconnaître quand le flambement, et non la plastification, est déterminant.

Notions clés

- Une colonne élancée flambe à P_cr = π²EI/(KL)², où K = 1 pour des extrémités articulées, 0.5 pour des extrémités encastrées et 2 pour une console.
- Le flambement dépend de la rigidité E et de la géométrie, pas de la résistance ; les matériaux à haute résistance n’aident donc pas une colonne élancée.
- Une plaque plane mince en compression flambe à σ_cr = kπ²E/(12(1 − ν²)) (t/b)², avec k = 4 pour un long panneau simplement appuyé.
- On autorise les revêtements d’avion à flamber en cisaillement ou en compression à des charges bien inférieures à la charge extrême ; les lisses et les longerons reprennent alors la charge (champ de tension et comportement post-critique).
- Les structures légères étant minces, le flambement fixe généralement le dimensionnement des revêtements comprimés, des lisses et des âmes de longeron.

Équations clés

$$P_{cr} = \frac{\pi^2 E I}{(K L)^2}$$

P_cr=(π^2EI)/((KL)^2)

Flambement d’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

Flambement des plaques

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

=KL/r

Élancement

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

Rayon de giration

Exemples résolus pas à pas

Exemple 6.1 Une lisse en aluminium (E = 71.7 GPa, I = 2 × 10^{-8} m^4) franchit 0.5 m entre nervures, articulée. Trouvez P_cr.

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

Réponse : P_cr = 56.6 kN.

Exemple 6.2 Recommencez avec des extrémités encastrées (K = 0.5).

1. Quatre fois la valeur articulée.

Réponse : P_cr = 226 kN.

Exemple 6.3 Trouvez la contrainte de flambement d'un panneau de revêtement de 2 mm et 150 mm de large (k = 4, ν = 0.33).

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

Réponse : σ_cr = 47.1 MPa, bien en dessous de la limite élastique de 503 MPa.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On divise par deux l'espacement des nervures. Charge de flambement de la lisse ?

   Quatre fois plus.

2. On double l'épaisseur du revêtement. σ_cr ?

Quatre fois plus : 188 MPa.

3. Un alliage plus résistant de même E augmente-t-il P_cr ?

   No.

4. K pour un mât de drapeau (console) ?

   2.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Le flambement est une rupture de résistance.
En réalité : C’est une rupture de rigidité (stabilité).

Idée reçue : Un revêtement flambé signifie une aile ruinée.
En réalité : Les panneaux raidis supportent la charge après le flambement du revêtement.

Idée reçue : Les colonnes plus longues flambent à une charge proportionnellement plus faible.
En réalité : En $1/L^2$, bien plus faible.

Cartes mémoire

Euler

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

K

Articulé 1, encastré 0.5, console 2.

Plaque

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

k

4 pour une longue plaque appuyée.

Post-flambement

Les raidisseurs supportent la charge.

Élancement

KL/r.

Quiz d’autocontrôle

1. La charge d’Euler varie comme…

$1/L^2$

$1/L$

L

L^2

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

2. Des extrémités encastrées multiplient P_cr par…

4

2

0.5

1

4. K = 0.5.

3. La contrainte de flambement d'une plaque varie comme…

$(t/b)^2$

t/b

b/t

t

$(t/b)^2$. Formule des plaques.

4. Le flambement dépend de…

E et la géométrie

limite d'élasticité

la masse volumique

de la couleur

E et la géométrie. Stabilité.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le projet HiCAM de la NASA compte l'infusion de résine parmi les technologies évaluées : un moulage liquide capable de produire de grandes structures intégrées avec moins de fixations, et des thermoplastiques que l'on peut fondre et souder pour un assemblage rapide.

Les panneaux raidis intégrés, où lisses et revêtement sont fabriqués d'une seule pièce, résistent au flambement sans le poids des fixations et des éclisses. C'est une voie vers les cellules composites plus légères que vise HiCAM.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Algèbre linéaire

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

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur le flambement.
- 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/): Notes du MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur les lisses et les revêtements.
- 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): Section de manuel gratuite.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Fuselages pressurisés et coques minces

Pressurisation de la cabine, contraintes circonférentielles et axiales dans les cylindres minces, cloisons sphériques, pression et flexion combinées, découpes et concentrations de contraintes autour des hublots et des portes, et fatigue due aux cycles de pression.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Calculer les contraintes circonférentielle et axiale dans un cylindre pressurisé.
- Trouver l'épaisseur de revêtement nécessaire pour une contrainte donnée.
- Expliquer pourquoi les hublots sont arrondis.
- Relier les cycles de pression à la fatigue.

Notions clés

- Un cylindre mince de rayon r et de paroi t soumis à une différence de pression Δp a une contrainte circonférentielle σ_h = Δp r/t et une contrainte axiale σ_a = Δp r/(2t) : la contrainte circonférentielle vaut le double de l'axiale.
- Une coque sphérique a σ = Δp r/(2t), de sorte que les cloisons de pressurisation bombées peuvent être plus minces que le cylindre.
- Le fuselage fléchit aussi sous son propre poids et les charges de l'empennage, ce qui s'ajoute à la contrainte axiale en haut ou en bas.
- Les découpes des hublots et des portes concentrent les contraintes ; des coins arrondis et des doublures limitent cette concentration. Des coins vifs peuvent concentrer la contrainte d'un facteur trois ou plus.
- Chaque vol est un cycle de pression. Sur des dizaines de milliers de vols, ces cycles provoquent la fissuration par fatigue, sujet du module 9.

Équations clés

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

σ_h=(Δ p r)/(t)

Contrainte circonférentielle

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

σ_a=(Δ p r)/(2t)

Contrainte axiale

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

σ_sphere=(Δ p r)/(2t)

Coque sphérique

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

t=Δ p rσ_allow

Épaisseur requise

Exemples résolus pas à pas

Exemple 7.1 Un fuselage de rayon 2 m avec un revêtement de 1.6 mm a une différence de pression cabine de 55 kPa (valeur d'exemple). Trouvez les contraintes circonférentielle et axiale.

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

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

Exemple 7.2 Quelle épaisseur maintient la contrainte circonférentielle à 100 MPa ?

1. t = 55,000 × 2/100 × 10⁶.

Réponse : t = 1.1 mm (avant les marges de fatigue et de tolérance aux dommages).

Exemple 7.3 Trouvez la contrainte dans une cloison hémisphérique de même rayon et de 1.6 mm d'épaisseur.

1. σ = 55,000 × 2/(2 × 0.0016).

Réponse : σ = 34.4 MPa.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On double le rayon du fuselage à revêtement égal. Contrainte circonférentielle ?

Elle double.

2. Pourquoi les fissures du fuselage sont-elles souvent longitudinales ?

   La contrainte circonférentielle, qui les ouvre, vaut le double de l'axiale.

3. Pourquoi les hublots des avions de ligne sont-ils arrondis ?

   Pour réduire la concentration de contraintes.

4. On réduit de 20% la différence de pression cabine. Contrainte ?

   20% plus faible.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les contraintes axiale et circonférentielle sont égales.
En réalité : La circonférentielle vaut le double de l'axiale.

Idée reçue : Un fuselage plus grand peut garder le même revêtement.
En réalité : La contrainte croît avec le rayon.

Idée reçue : La pression ne compte qu'en croisière.
En réalité : Chaque cycle ajoute de l'endommagement par fatigue.

Cartes mémoire

Contrainte circonférentielle

$\Delta p\, r/t$.

Contrainte axiale

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

Sphère

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

Découpes

Coins arrondis, doublures.

Cycle de pression

Un par vol.

Épaisseur

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

Quiz d'autocontrôle

1. La contrainte circonférentielle vaut…

Δp r/t

Δp r/(2t)

Δp t/r

Δp/t

Δp r/t. Cylindre mince.

2. Le rapport circonférentielle/axiale vaut...

2

1

0.5

4

2. Cylindre.

3. Les hublots arrondis réduisent...

la concentration de contraintes

la masse uniquement

de la pression

à la traînée

la concentration de contraintes. Géométrie.

4. Chaque vol est un...

cycle de pression

événement de flambement

une plastification

rien

cycle de pression. Fatigue.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le projet HiCAM de la NASA prépare des démonstrations de fabrication à grande échelle d'un tronçon de fuselage et d'un caisson de voilure en composite en 2028 et 2029. La NASA note que les matériaux composites sont déjà utilisés dans une grande partie des avions modernes, notamment pour des sections de fuselage et d'aile d'avions comme le Boeing 787.

Un tronçon de fuselage composite supporte les mêmes contraintes circonférentielles et axiales qu'un tronçon métallique ; l'avantage est que les composites les supportent avec moins de masse et ne se corrodent pas de la même façon.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Thermodynamique

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur les coques.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur les fuselages.
- 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): Section de manuel gratuite.
- MIT OpenCourseWare 16.01–16.04 Unified Engineering (2005–2006) (https://ocw.mit.edu/courses/16-01-unified-engineering-i-ii-iii-iv-fall-2005-spring-2006/): Notes du MIT.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Matériaux composites et stratifiés

Fibres et matrices, taux volumique de fibres, loi des mélanges pour la rigidité et la masse volumique, rigidité transverse, orientation des plis et stratifiés, empilements quasi isotropes, et fabrication des composites.

Objectifs d’apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser la loi des mélanges pour la rigidité longitudinale et la masse volumique.
- Estimer la rigidité transverse.
- Expliquer pourquoi les stratifiés utilisent plusieurs orientations de plis.
- Comparer des panneaux composites et métalliques à rigidité égale.

Notions clés

- Un pli composite est constitué de fibres rigides (carbone, verre) dans une matrice plus souple (époxy ou thermoplastique). Les fibres portent la charge ; la matrice les maintient et transmet la charge.
- Dans le sens des fibres, la loi des mélanges s’applique : E_1 = E_fV_f + E_mV_m, et la masse volumique ρ = ρ_fV_f + ρ_mV_m.
- Perpendiculairement aux fibres, la loi inverse s’applique : 1/E_2 = V_f/E_f + V_m/E_m, de sorte qu’un pli est bien moins rigide en sens transverse.
- Les stratifiés empilent des plis à 0°, ±45° et 90° pour que la pièce soit rigide dans chaque direction de chargement. Un empilement quasi isotrope se comporte presque comme une tôle métallique dans son plan, mais en plus léger.
- Pour un panneau en flexion à rigidité égale, la masse varie comme ρ/E^(1/3), d’où l’avantage des matériaux peu denses pour les revêtements.

Équations clés

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$$

`E_1=E_fV_f+E_mV_m`

Loi des mélanges

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

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

Loi inverse

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

`ρ=ρ_fV_f+ρ_mV_m`

Masse volumique

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

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

Masse d'un panneau à rigidité égale

Exemples résolus pas à pas

Exemple 8.1 Fibres de carbone (E = 230 GPa, ρ = 1800 kg/m³) dans de l'époxy (E = 3.5 GPa, ρ = 1200 kg/m³) à V_f = 0.6 (valeurs de manuel). Trouvez E_1 et ρ.

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

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

Exemple 8.2 Trouvez E_2.

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

Réponse : E_2 = 8.55 GPa, 16.3 fois plus faible que E_1.

Exemple 8.3 Un panneau de revêtement en 7075 est remplacé par le stratifié d'exemple (E = 70 GPa, ρ = 1600) à rigidité en flexion égale. Rapport des masses ?

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

Réponse : m_2/m_1 = 0.574 : 42.6% plus léger.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. Trouvez E_1 pour V_f = 0.5.

230 × 0.5 + 3.5 × 0.5 = 116.8 GPa.

2. Pourquoi ne pas orienter tous les plis à 0° ?

   Le stratifié serait faible et souple dans les autres directions.

3. Trouvez la rigidité spécifique du pli unidirectionnel ci-dessus.

   $139.4 \times 10^9/1560 = 89.4$ MJ/kg.

4. Quel est le rôle de la matrice ?

   Maintenir les fibres et transmettre la charge.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Les composites sont rigides dans toutes les directions.
En réalité : Seulement dans le sens des fibres ; les empilements y remédient.

Idée reçue : Plus de fibres, c'est toujours mieux.
En réalité : Trop peu de matrice laisse des zones sèches.

Idée reçue : Un composite n'est qu'un métal léger.
En réalité : Il est anisotrope et rompt différemment.

Cartes mémoire

Fibre

Porte la charge.

Matrice

Maintient et transmet.

Loi des mélanges

E_fV_f + E_mV_m.

Loi inverse

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

Quasi isotrope

Empilement 0/±45/90.

Indice de panneau

ρ/E^(1/3).

Quiz d'autocontrôle

1. Le module longitudinal suit…

la loi des mélanges

la loi inverse

Euler

Hooke seulement

la loi des mélanges. Ressorts en parallèle.

2. Le module transverse suit...

la loi inverse

la loi des mélanges

Bredt

Paris

la loi inverse. Ressorts en série.

3. Les plis à ±45° portent surtout...

cisaillement

la charge axiale seulement

de la pression

la chaleur

cisaillement. Directions de cisaillement.

4. La masse d'un panneau à rigidité égale varie comme...

ρ/E^(1/3)

ρE

E/ρ

ρ

ρ/E^(1/3). Flexion.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

La NASA indique que HiCAM vise à répondre au besoin de remplacer des avions de transport plus anciens et plus lourds par des avions composites légers qui réduisent la consommation de carburant et les émissions de carbone. Avec ses partenaires de l'Advanced Composites Consortium, la NASA cherche à augmenter la cadence de production des avions composites.

La revue de printemps HiCAM 2026 de la NASA, tenue du 5 au 7 mai à Langley, a réuni environ 150 personnes du consortium, un partenariat public-privé de 22 membres, et a retenu les technologies ayant le plus d'impact sur la cadence de production pour le prochain programme d'avion.

Sur Saving Planets : Chimie générale I · Solutions

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Cours du MIT sur les matériaux.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT sur les composites.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur la construction composite.
- 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): Section de manuel gratuite.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Fatigue, rupture et tolérance aux dommages

Courbes S-N et endurance, règle de Miner pour le dommage cumulé, concentrations de contraintes, facteur d'intensité de contrainte, ténacité et longueur critique de fissure, propagation des fissures et loi de Paris, et conception tolérante aux dommages et inspection.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Utiliser la règle de Miner.
- Calculer le facteur d'intensité de contrainte d'une fissure.
- Trouver une longueur critique de fissure.
- Expliquer les conceptions à durée de vie sûre, à sécurité intégrée et tolérante aux dommages.

Notions clés

- Des charges répétées bien inférieures à la limite élastique peuvent faire croître des fissures jusqu'à la rupture d'une pièce : c'est la fatigue. Les courbes S-N donnent le nombre de cycles à rupture pour chaque amplitude de contrainte.
- La règle de Miner additionne le dommage de différents niveaux de contrainte : D = Σ n_i/N_i, la rupture étant prévue à D = 1.
- Une fissure de longueur a sous une contrainte σ a une intensité de contrainte K = σ√(πa) (multipliée par un facteur géométrique). La rupture survient quand K atteint la ténacité du matériau K_IC.
- La longueur critique de fissure est donc a_c = (K_IC/σ)²/π. Les fissures croissent à chaque cycle selon da/dN = C(ΔK)^m (loi de Paris) ; les intervalles d'inspection sont donc fixés pour détecter les fissures bien avant a_c.
- Les avions modernes sont tolérants aux dommages : ils sont conçus pour supporter la charge limite avec une fissure ou un dommage présent jusqu'à ce que la prochaine inspection le détecte.

Équations clés

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

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

Règle de Miner

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

Intensité de contrainte

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

a_c=(1)/(π)(_ICσ)^2

Longueur critique de fissure

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

da/dN=C(Δ K)^m

Loi de Paris

Exemples résolus pas à pas

Exemple 9.1 Une pièce subit 10^4 cycles à un niveau où N = 10^5, et 2 × 10^5 cycles à un niveau où N = 10^6. Trouvez le dommage de Miner.

1. D = $10^4/10^5$ + 2 × $10^5/10^6$.

Réponse : D = 0.30 : 30% de la durée de vie consommée.

Exemple 9.2 Trouvez K pour une fissure de 10 mm sous 100 MPa.

1. K = 100 × √(π × 0.01).

Réponse : K = 17.7 MPa√m.

Exemple 9.3 Trouvez la longueur critique de fissure à 100 MPa pour un alliage avec K_IC = 37 MPa√m (valeur d'exemple).

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

Réponse : a_c = 43.6 mm.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. On double la contrainte. Longueur critique de fissure ?

Divisée par quatre : 10.9 mm.

2. Quel D la règle de Miner prévoit-elle à la rupture ?

   1.

3. Pourquoi les avions subissent-ils des inspections programmées ?

   Pour trouver les fissures avant qu'elles n'atteignent a_c.

4. Trouvez K pour une fissure de 40 mm à 50 MPa.

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

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : La fatigue exige une contrainte supérieure à la limite élastique.
En réalité : Elle se produit bien en dessous.

Idée reçue : Une fissure signifie que la pièce va forcément rompre.
En réalité : Les pièces tolérantes aux dommages supportent la charge jusqu'à l'inspection.

Idée reçue : La règle de Miner est exacte.
En réalité : C'est une estimation ; l'ordre des charges compte.

Cartes mémoire

Fatigue

Rupture sous charges répétées.

Courbe S-N

Cycles à rupture en fonction de la contrainte.

Miner

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

Intensité de contrainte

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

Fissure critique

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

Tolérance aux dommages

Sûre jusqu'à la détection.

Quiz d'autocontrôle

1. Rupture selon Miner à...

D = 1

D = 0

D = 0.5

D = 2

D = 1. Dommage cumulé.

2. K varie comme...

$\sigma\sqrt{a}$

σa

σ/a

a^2

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

3. a_c varie comme...

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

K_{IC}/σ

σ

K_{IC}

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

4. La loi de Paris décrit...

la propagation des fissures

un flambement

une plastification

le fluage

la propagation des fissures. da/dN.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le portefeuille HiCAM de la NASA comprend l'inspection automatisée : des systèmes robotisés qui détectent les défauts pendant la fabrication, réduisant les contrôles qualité et réparations longues après production, et des modèles d'ingénierie numérique qui prédisent les performances structurales et les défauts de fabrication avant l'assemblage.

Détecter les défauts tôt et prévoir leur croissance est au cœur de la tolérance aux dommages. Cela permet aux concepteurs d'utiliser en confiance des structures plus minces et plus légères.

Sur Saving Planets : Résistance des matériaux · Statique

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

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Cours du MIT sur la fatigue et la rupture.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Notes du MIT.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre de la FAA sur la construction.
- 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): Section de manuel gratuite.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Conception allégée et structures durables

Répartitions de masse, effet boule de neige de la croissance de masse, masse structurale et carburant via l'équation de Bréguet, indices de matériaux pour la conception légère, structures multimatériaux et intégrées, recyclage et approche cycle de vie.

Objectifs d'apprentissage

À la fin de cette unité, vous saurez :

- Estimer le carburant économisé en retirant de la masse structurale.
- Expliquer l'effet boule de neige de la masse.
- Utiliser les indices de matériaux pour choisir les matériaux.
- Discuter des compromis de recyclage et de cycle de vie.

Notions clés

- La structure représente généralement entre un quart et un tiers de la masse au décollage d'un avion de ligne (fourchette de manuel) ; la masse structurale est donc un levier majeur sur le carburant.
- La masse fait boule de neige : une structure supplémentaire exige plus de portance, plus de carburant et des moteurs plus gros, qui ajoutent encore de la structure. Les économies font boule de neige de la même façon, en sens inverse.
- D'après l'équation de Bréguet à distance franchissable fixée, carburant consommé = W_landing (e^(Rc/(V·L/D)) − 1) ; le carburant est donc proportionnel à la masse à l'atterrissage, et chaque kilogramme gagné réduit le carburant en proportion.
- Les indices de matériaux désignent le matériau le plus léger pour chaque fonction : E/ρ pour les tirants, E^(1/2)/ρ pour les poutres et E^(1/3)/ρ pour les panneaux en flexion.
- Le cycle de vie compte aussi : l'énergie de fabrication, la réparabilité et le recyclage des composites et des alliages comptent au même titre que le carburant en service.

Équations clés

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

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

Carburant à distance fixée

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

`Δ m_fuel=Δ m(e^Rc/(V L/D)-1)`

Carburant économisé par kilogramme

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

Indice de poutre

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

Indice de panneau

Exemples résolus pas à pas

Exemple 10.1 Un avion à réaction atterrit à 45000 kg après un vol dont l'exposant de Bréguet vaut 0.2877 (e^0.2877 = 1.333 ; valeurs d'exemple). Combien de carburant a-t-il brûlé ?

1. m_fuel = 45000 × (1.3333 − 1).

Réponse : m_fuel = 15000 kg.

Exemple 10.2 Des pièces composites économisent 600 kg de structure. Combien de carburant est économisé par vol ?

1. Δm_fuel = 600 × 0.3333.

Réponse : Environ 200 kg par vol.

Exemple 10.3 Classez l'aluminium, le titane, l'acier et le stratifié d'exemple selon l'indice de panneau E^(1/3)/ρ (en GPa).

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

Réponse : D'abord le stratifié, puis l'aluminium, le titane, l'acier.

Exercices

Faites chacun d'abord sur papier, puis vérifiez.

1. À raison de 1000 vols par an, combien de carburant économisent 200 kg par vol ?

200 tonnes par an.

2. Avec 3.16 kg de CO_2 par kg de carburant (valeur de manuel), combien de CO_2 économisé par an ?

   632 tonnes.

3. Quel indice s'applique à un longeron d'aile en flexion ?

   E^(1/2)/ρ (poutre).

4. Pourquoi gagner de la masse sur un nouveau projet peut-il économiser plus que cette masse elle-même ?

   L'effet boule de neige.

Idées reçues fréquentes

Idée reçue : Seuls les moteurs déterminent la consommation de carburant.
En réalité : La masse et la traînée comptent tout autant.

Idée reçue : Les composites sont toujours plus écologiques.
En réalité : La fabrication et le recyclage comptent aussi.

Idée reçue : Un kilogramme gagné économise un kilogramme de carburant.
En réalité : Il en économise une fraction par vol, sur des milliers de vols.

Cartes mémoire

Boule de neige

Les variations de masse se cumulent.

Carburant et masse

Carburant ∝ masse à l'atterrissage.

Indice de tirant

E/ρ.

Indice de poutre

E^(1/2)/ρ.

Indice de panneau

E^(1/3)/ρ.

Cycle de vie

Fabriquer, utiliser, recycler.

Quiz d'autocontrôle

1. Le carburant à distance fixée varie comme…

la masse à l’atterrissage

la couleur de l’aile

l’altitude seulement

rien

la masse à l’atterrissage. Breguet.

2. L’indice de panneau est…

E^(1/3)/ρ

E/ρ

Eρ

σ/E

E^(1/3)/ρ. Panneau en flexion.

3. L’effet boule de neige de la masse signifie que…

les économies se cumulent

rien

la masse est figée

seul le carburant change

les économies se cumulent. Redimensionnement.

4. L’indice de poutre est…

E^(1/2)/ρ

E/ρ

E^(1/3)/ρ

ρ/E

E^(1/2)/ρ. Poutre en flexion.

Refaire ce quiz

Comment cela aide à sauver la planète

Le DOE estime que l'utilisation de composants légers et de moteurs à haut rendement dans un quart du parc automobile américain pourrait économiser plus de 5 milliards de gallons de carburant par an d'ici 2030, et note que les matériaux légers sont particulièrement importants pour les véhicules électriques, où ils compensent le poids des batteries et augmentent l'autonomie.

La NASA note qu'avoir besoin de moins d'énergie pour voler signifie moins de carburant ou, pour les avions électriques, moins d'électricité produite ailleurs, ce qui réduit les émissions sur tout le cycle de vie, pendant toute la durée d'utilisation d'un avion. La structure légère est le moyen par lequel les concepteurs y parviennent.

Sur Saving Planets : Performances des avions · Solutions

Sources : 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/)

Ressources d'apprentissage gratuites

- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Cours du MIT sur les matériaux.
- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Structures au 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/): Notes du MIT.
- U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks): Matériaux légers du DOE.

☐ **J'ai terminé cette unité**

Exercices

Ces exercices sont dans chaque unité. Faites-les sur papier, puis ouvrez la réponse.

1. Charges en vol, coefficients de sécurité et matériaux
   4 exercices
2. Efforts tranchants et moments de flexion de l'aile
   4 exercices

3. Flexion des poutres à parois minces
   4 exercices
4. Torsion et flux de cisaillement dans les sections fermées
   4 exercices
5. Cisaillement des sections ouvertes et centre de cisaillement
   4 exercices
6. Flambement des colonnes, des lisses et des plaques
   4 exercices
7. Fuselages pressurisés et coques minces
   4 exercices
8. Matériaux composites et stratifiés
   4 exercices
9. Fatigue, rupture et tolérance aux dommages
   4 exercices
10. Conception allégée et structures durables
    4 exercices

Le laboratoire (Structures lab)

Le labo est la partie pratique du cours. Ici, il est gratuit et sert uniquement à s'entraîner, sans crédits.

Chaque TP peut se faire avec une simulation gratuite, un tableur ou des objets du quotidien. Portez des lunettes de sécurité pour plier ou casser tout ce qui peut se rompre brusquement, gardez des charges faibles et près du sol, et dégagez la zone de travail de tout risque de trébuchement.

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

TP A : Choix des matériaux par propriétés spécifiques

SEMAINE 1

Objectif : Construisez un tableur de rigidité et de résistance spécifiques pour des matériaux aérospatiaux et classez-les pour les tirants, les poutres et les panneaux.

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

Indices de matériaux

Mode opératoire

1. Saisissez E, σ et ρ pour l'aluminium 7075, le Ti-6Al-4V, l'acier 4130 et le stratifié carbone d'exemple.
2. Calculez E/ρ et σ/ρ.
3. Ajoutez les indices de poutre et de panneau.
4. Classez les matériaux pour chaque fonction.

Tableau de données

Matériau	E/ρ (MJ/kg)	σ/ρ (kN·m/kg)
7075 Al	25.5	179
Ti-6Al-4V	25.7	199
Acier 4130	26.1	55.4
Stratifié carbone	43.75	375

Calculé à partir de valeurs de manuel et d'exemple.

Exemple de calcul

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

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

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/)

Lien avec la planète : Le DOE indique des réductions de masse de 50–70% lorsque des composites en fibre de carbone remplacent des pièces en acier. U.S. DOE: Lightweight materials for cars and trucks (https://www.energy.gov/eere/vehicles/lightweight-materials-cars-and-trucks)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP B : Flèche d’une règle en console

SEMAINE 3

Objectif : Mesurez la flèche d’une règle encastrée au bord d’une table sous un petit poids et comparez avec la théorie des poutres.

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

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

Flèche en bout de console

Mode opératoire

1. Explorez la rigidité dans PhET Hooke’s Law.
2. Fixez une règle à plat sur une table avec du ruban adhésif, en laissant 0.25 m en porte-à-faux.
3. Suspendez un sachet de pièces de 100 g (environ 1 N) en bout ; mesurez l’abaissement du bout avec une seconde règle.
4. Recommencez avec un porte-à-faux de 0.20 m et comparez avec $\delta \propto L^3$.

Tableau de données

Porte-à-faux	Charge	Flèche prévue
0.25 m	1 N	7.72 mm
0.20 m	1 N	3.95 mm

Prévu pour une règle en bois de 30 mm × 3 mm avec E = 10 GPa (valeurs d’exemple) ; votre règle sera différente.

Exemple de calcul

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.

> **Sécurité**
>
> - Gardez des charges faibles ; une règle qui casse peut projeter les pièces. Portez des lunettes de sécurité.

Alternative à la maison ou virtuelle

- C’est un TP à la maison.

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

Lien avec la planète : La NASA a fait fléchir l'aile SWEET-15 pendant des mois pendant que des capteurs à fibre optique suivaient les déformations. 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/)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP C : Flambement d’une colonne en spaghetti

SEMAINE 8

Objectif : Chargez en bout des brins de spaghetti secs sur une balance de cuisine et vérifiez la loi d’Euler en 1/L².

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

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

Flambement d’Euler, extrémités articulées

Mode opératoire

1. Coupez des brins de 0.20 m et 0.10 m.
2. Posez un brin debout sur une balance de cuisine tarée et appuyez doucement avec un objet plat jusqu’à ce qu’il se courbe ; notez la valeur maximale.
3. Recommencez cinq fois pour chaque longueur et faites la moyenne.
4. Comparez le rapport au facteur 4 prévu.

Tableau de données

Norme	P_cr prévue	Lecture de la balance
0.20 m	0.381 N	38.9 g
0.10 m	1.53 N	155.5 g

Prévu pour des brins de 1.8 mm avec E = 3 GPa (valeurs d’exemple) ; les vraies pâtes varient.

Exemple de calcul

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.

> **Sécurité**
>
> - Portez des lunettes de sécurité ; les pâtes cassées sont projetées.
> - Appuyez doucement avec un livre, pas avec la paume.

Alternative à la maison ou virtuelle

- C’est un TP à la maison.

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

Lien avec la planète : HiCAM de la NASA évalue l'infusion de résine pour de grandes structures intégrées avec moins de fixations. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP D : Tableur des contraintes de pressurisation du fuselage

SEMAINE 9

Objectif : Calculez la contrainte circonférentielle pour des fuselages de tailles différentes et trouvez le revêtement nécessaire pour une contrainte cible.

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

`σ_h=(Δ p r)/(t)`

Contrainte circonférentielle

Mode opératoire

1. Posez Δp = 55 kPa et t = 1.6 mm.
2. Calculez σ_h pour des rayons de 1.5, 2.0 et 3.0 m.
3. Trouvez l'épaisseur de revêtement pour 100 MPa à chaque rayon.
4. Expliquez pourquoi les revêtements des gros-porteurs sont plus épais.

Tableau de données

Rayon	Contrainte circonférentielle
1.5 m	51.6 MPa
2.0 m	68.75 MPa
3.0 m	103.1 MPa

Valeurs calculées avec une différence de pression d'exemple.

Exemple de calcul

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

> **Sécurité**
>
> - Sur ordinateur uniquement. Ne pressurisez jamais de bouteilles ni de canettes pour le tester.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

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

Lien avec la planète : HiCAM de la NASA prévoit une démonstration de tronçon de fuselage composite 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/)

- [ ] **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP E : Calculateur de pli composite

SEMAINE 11

Objectif : Calculez les rigidités longitudinale et transverse d'un pli carbone/époxy en fonction du taux volumique de fibres.

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

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

Micromécanique

Mode opératoire

1. Saisissez E_f = 230 GPa et E_m = 3.5 GPa.
2. Calculez E_1 et E_2 pour V_f = 0.4, 0.5 et 0.6.
3. Tracez les deux en fonction de V_f.
4. Expliquez pourquoi E_2 varie à peine.

Tableau de données

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

Calculé à partir de valeurs de manuel pour la fibre et la matrice.

Exemple de calcul

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.

> **Sécurité**
>
> - Ordinateur uniquement.

Alternative à la maison ou virtuelle

- N'importe quel tableur convient.

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

Lien avec la planète : La NASA indique que HiCAM vise à remplacer des avions de transport plus anciens et plus lourds par des avions composites légers. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

- [ ] **J’ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

TP F : Fatigue d’un trombone et règle de Miner

SEMAINE 13

Objectif : Pliez des trombones d’avant en arrière jusqu’à la rupture selon deux angles et testez la règle de Miner.

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

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

Règle de Miner

Mode opératoire

1. Redressez plusieurs trombones identiques.
2. Pliez-en un de ±90° jusqu’à la rupture ; comptez les cycles. Recommencez à ±45°.
3. Sur un trombone neuf, effectuez la moitié de la durée de vie à ±90°, puis pliez à ±45° jusqu’à la rupture.
4. Comparez les cycles de la seconde phase avec la prévision de Miner.

Tableau de données

Pliage	Cycles à rupture
±90°	12
±45°	30
6 à ±90°, puis ±45°	15 prévus

Valeurs d’exemple ; vos trombones seront différents, et l’ordre des charges modifie le résultat.

Exemple de calcul

1. 6/12 = 0.5 de la durée de vie consommée à ±90°.
2. Reste 0.5 × 30 = 15 cycles à ±45°.

> **Sécurité**
>
> - Portez des lunettes de sécurité ; les extrémités cassées sont coupantes et le fil chauffe.
> - Jetez les morceaux en toute sécurité.

Alternative à la maison ou virtuelle

- C’est un TP à la maison.

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

Lien avec la planète : HiCAM de la NASA développe l'inspection automatisée pour détecter les défauts pendant la fabrication. NASA: HiCAM Project Overview (Feb. 15, 2026) (https://www.nasa.gov/directorates/armd/aavp/hicam/about-hicam/)

- [ ] **J'ai terminé ce TP (réel ou virtuel)**

Séries d'entraînement aux examens

Chronométrez-vous : environ 10 minutes par problème. Comparez ensuite avec les solutions complètes.

Série d'exercices de mi-parcours (unités 1–5)

1. Un avion de 10 kN a un facteur de charge limite de 3.8. Trouvez la charge extrême.

    1. 1.5 × 3.8 × 10.

    Réponse : 57 kN.

2. Trouvez le moment à l'emplanture pour une portance uniforme de 2 kN/m sur une demi-envergure de 5 m.

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

    Réponse : 25 kN·m.

3. Trouvez l'effort dans les semelles pour 25 kN·m sur un caisson de 0.1 m de hauteur.

    1. 25/0.1.

    Réponse : 250 kN.

4. Une section fermée enclôt 0.05 m^2 et supporte 20 kN·m. Trouvez q.

    1. 20,000/(2 × 0.05).

    Réponse : 200 kN/m.

5. Trouvez τ_max dans une section rectangulaire de 600 mm^2 sous 3 kN.

    1. 1.5 × 3000/600.

    Réponse : 7.5 MPa.

Série d'entraînement finale (toutes les unités)

1. Trouvez la charge d’Euler d’une colonne articulée de 1 m avec E = 70 GPa et I = 10^{-8} m^4.

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

    Réponse : 6909 N.

2. Trouvez la contrainte circonférentielle pour r = 1.8 m, Δp = 60 kPa, t = 1.5 mm.

    1. 60,000 × 1.8/0.0015.

    Réponse : 72 MPa.

3. Trouvez E_1 pour V_f = 0.55 (E_f = 230, E_m = 3.5 GPa).

    1. 230 × 0.55 + 3.5 × 0.45.

    Réponse : 128.1 GPa.

4. Trouvez a_c pour K_IC = 30 MPa√m à 150 MPa.

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

    Réponse : 12.7 mm.

5. Trouvez le dommage de Miner pour 2 × 10^4 cycles sur 10^5 et 5 × 10^5 sur 10^6.

    1. 0.2 + 0.5.

    Réponse : 0.7.

6. Avec un facteur carburant de 0.25 par kilogramme, combien de carburant 300 kg de structure économisée font-ils gagner par vol ?

    1. 300 × 0.25.

    Réponse : 75 kg.

Fiche de formules

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

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

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

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

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

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

$$\sigma_h = \Delta p r/t,\ \sigma_a = \Delta p r/(2t) \qquad E_1 = E_f V_f + E_m V_m,\ 1/E_2 = V_f/E_f + V_m/E_m$$

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

Constantes

Constante	Valeur
Aluminium 7075-T6 (valeurs de manuel)	E = 71.7 GPa, σ_y = 503 MPa, ρ = 2810 kg/m³, G = 27 GPa, ν = 0.33
Titane Ti-6Al-4V (valeurs de manuel)	E = 114 GPa, σ_y = 880 MPa, ρ = 4430 kg/m³
Acier 4130 (valeurs de manuel)	E = 205 GPa, σ_y = 435 MPa, ρ = 7850 kg/m³
Stratifié carbone/époxy quasi isotrope (valeurs d'exemple)	E = 70 GPa, résistance 600 MPa, ρ = 1600 kg/m³
Avion de ligne d'exemple (valeurs d'exemple)	W = 588.6 kN, demi-envergure 17 m, facteur de charge limite 2.5, coefficient de sécurité 1.5
La gravité	g = 9.81 m/s²

Source : 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)

Textes et simulations gratuits

Utilisez ces cours, manuels et simulations gratuits en parallèle du cours.

- MIT OpenCourseWare 16.20 Structural Mechanics (Fall 2002) (https://ocw.mit.edu/courses/16-20-structural-mechanics-fall-2002/): Cours et exercices gratuits du MIT sur les structures.
- 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/): Notes gratuites du MIT sur les poutres et les matériaux.
- MIT OpenCourseWare 3.032 Mechanical Behavior of Materials (Fall 2007) (https://ocw.mit.edu/courses/3-032-mechanical-behavior-of-materials-fall-2007/): Cours gratuit du MIT sur la fatigue et la rupture.
- FAA PHAK Chapter 3: Aircraft Construction (PDF) (https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/05_phak_ch3.pdf): Chapitre gratuit de la FAA sur les structures d'aéronef.
- 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): Section de manuel gratuite.
- PhET: Hooke's Law (https://phet.colorado.edu/en/simulations/hookes-law): La rigidité de façon interactive.

Glossaire

Flambement

Instabilité latérale soudaine d’un élément comprimé.

Tolérance aux dommages
Capacité à supporter la charge en sécurité avec des fissures jusqu’à ce qu’une inspection les détecte.

Fatigue
Rupture sous chargement répété en dessous de la limite élastique.

Ténacité
Intensité de contrainte à laquelle une fissure se propage brutalement.

Contrainte circonférentielle
Contrainte circonférentielle dans un cylindre pressurisé.

Stratifié
Empilement de plis composites à des angles choisis.

Charge limite
Plus grande charge attendue en service.

Facteur de charge
Portance divisée par le poids.

Marge de sécurité
Admissible sur réel, moins un.

Règle de Miner
Somme du dommage de fatigue cumulé.

Rib
Élément dans le sens de la corde qui donne sa forme à l’aile et soutient les lisses.

Centre de cisaillement
Point où une charge transversale ne provoque aucune torsion.

Flux de cisaillement
Effort de cisaillement par unité de longueur le long d’une paroi mince.

Longeron
Poutre principale de l’aile dans le sens de l’envergure.

Rigidité spécifique
Module d’élasticité divisé par la masse volumique.

Facteur d’intensité de contrainte
Mesure de la contrainte près d’une pointe de fissure.

Lisse
Raidisseur dans le sens de l’envergure fixé au revêtement.

Caisson de torsion
Caisson d’aile fermé résistant à la torsion.

Charge extrême
Charge limite multipliée par le coefficient de sécurité.

Caisson de voilure
Longerons et revêtements formant la structure principale de l’aile.

Grille d’autoévaluation

Aucune note ni aucun crédit ne sont attribués. Utilisez cette grille pour juger honnêtement où vous en êtes dans chaque unité.

Niveau	À quoi cela ressemble
4 · Maîtrise	Suit le cheminement des efforts, distingue charges limites et extrêmes, vérifie résistance, rigidité, flambement et fatigue, et choisit les matériaux selon leurs propriétés spécifiques.
3 · Compétent	Résout les exercices avec quelques erreurs d’unités occasionnelles.
2 · En progression	Suit les exemples résolus mais ne vérifie que la résistance, pas le flambement.
1 · Débutant	Applique des formules sans cheminement des efforts ; doit revoir le module.

Pondération suggérée si vous voulez une note

Partie	Poids
Exercices	20%
Travaux pratiques	25%
Série d’entraînement de mi-parcours	25%
Série d’entraînement finale	30%

Visez le niveau 3 ou mieux dans chaque unité avant de passer au cours suivant.

Cours associés

- Performances des avions AERO 320
- Mécanique orbitale AERO 340
- Aérodynamique I AERO 310
- Tous les cours