Document de support de la présentation :

**Fatigue des alliages d’aluminium**

Contenu développé par :

Simon Laliberté-Riverin, ing., Ph. D.

Table des matières

[Diapositive 1 3](#_Toc132209418)

[Diapositive 3 3](#_Toc132209419)

[Diapositive 4 4](#_Toc132209420)

[Diapositive 5 4](#_Toc132209421)

[Diapositive 6 5](#_Toc132209422)

[Diapositive 7 5](#_Toc132209423)

[Diapositive 8 6](#_Toc132209424)

[Diapositive 11 6](#_Toc132209425)

[Diapositive 12 7](#_Toc132209426)

[Diapositive 14 7](#_Toc132209427)

[Diapositive 15 8](#_Toc132209428)

[Diapositive 16 8](#_Toc132209429)

[Diapositive 17 9](#_Toc132209430)

[Diapositive 18 9](#_Toc132209431)

[Diapositive 23 9](#_Toc132209432)

[Diapositive 28 9](#_Toc132209433)

[Diapositive 29 10](#_Toc132209434)

[Diapositive 34 10](#_Toc132209435)

[Diapositive 35 10](#_Toc132209436)

[Diapositive 36 10](#_Toc132209437)

[Diapositive 37 10](#_Toc132209438)

[Diapositive 46 (solution aux exercices) 11](#_Toc132209439)

[Exercice 1 11](#_Toc132209440)

[Exercice 2 12](#_Toc132209441)

[Exercice 3 13](#_Toc132209442)

# Diapositive 1

Ces diapositives ont été préparées par Simon Laliberté-Riverin, ing., Ph. D.

Ingénieur diplômé du Baccalauréat en génie mécanique de l’Université de Sherbrooke en 2008.

Ingénieur de projet chez Suncor de 2009 à 2015.

Doctorat en génie mécanique à Polytechnique Montréal obtenu en 2020, sur la fragilisation par l’hydrogène des aciers à haute résistance.

Enseignement depuis 2016 à Polytechnique Montréal sur la fatigue et les essais mécaniques.

Chercheur postdoctoral en 2020-2021 à Polytechnique pour le projet FATCO (Fatigue-corrosion).

Chercheur postdoctoral boursier FRQNT depuis 2021 à l’Université Laval pour le Regroupement Aluminium (REGAL) sur la production d’aluminium primaire.

Pour toute question ou commentaire, vous pouvez me joindre par courriel :

simon.laliberte-riverin@gmn.ulaval.ca

# Diapositive 3

Avant de sauter dans le vif du sujet soit la fatigue de l’aluminium et de ses alliages, nous allons discuter de l’importance du phénomène de la fatigue.

On peut commencer par décrire quelques cas connus de ruptures dues à la fatigue.

Le premier exemple est le désastre du Silver Bridge.

C’est un pont suspendu construit en 1928 pour enjamber la rivière Ohio, qui relie les villes de Point Pleasant en Virginie occidentale et de Gallipolis en Ohio.

Le pont a une longueur totale de 530 m, avec une travée principale de 210 m et deux voies de circulation.

Le 15 décembre 1967, un des liens de la chaîne de barres à œil se brise en faisant un bruit de détonation.

En moins de 20 secondes, le pont s’effondre comme un château de cartes, causant 42 victimes.

L’Office national de sécurité des transports a identifié la cause de la rupture par la propagation d’une fissure sur une durée de 40 ans.

La fissure s’est propagée par fatigue-corrosion.

Une fois que la fissure a atteint une longueur critique, le membre s’est brisé de façon fragile.

Le manque de redondance dans la conception du pont a entraîné la rupture catastrophique de l’infrastructure.

Référence: Silver Bridge, Department of Transportation. En ligne :

<https://transportation.wv.gov/highways/bridge_facts/ModernBridges/Pages/Silver.aspx>.

# Diapositive 4

Un deuxième cas connu de rupture en fatigue provient du domaine du transport aérien.

Le 28 avril 1988, un Boeing 737-297 desservant le vol 243 de la compagnie Aloha Airlines subit une décompression explosive à 7300 m d’altitude, alors qu’il se trouve à 43 km de l’île de Maui, dans l’archipel d’Hawaii.

Une section de fuselage d’une longueur de 5 mètres se détache complètement, exposant les passagers directement à l’atmosphère.

L’avion réussit miraculeusement à se poser sur l’île de Maui, avec malheureusement une victime, et plusieurs blessés.

L’inspection de la structure de l’avion a révélé la présence de plusieurs fissures de fatigue autour des trous des rivets d’un joint à recouvrement du fuselage d’aluminium.

L’accumulation de produits de corrosion entre les plaques a causé le décollement des plaques de fuselage.

Cela a transmis une plus grande partie de la contrainte mécanique des joints aux rivets et aux trous du rivet. Des fissures en fatigue ont ainsi pu se propager, possiblement sur plusieurs rivets successifs pour finalement causer une rupture catastrophique.

Référence:

National Transportation Safety Board. Aircraft Accident Report - Aloha Airlines Flight 243. Report no. NTSB/AAR-89/03(1989).

En ligne: <https://www.ntsb.gov/investigations/AccidentReports/Reports/AAR8903.pdf>

# Diapositive 5

Ces deux exemples montrent de façon éloquente les conséquences catastrophiques qu’une rupture en fatigue peut avoir.

En fait, ce type de rupture est plus répandu qu’on le pense.

Une estimation généralement acceptée est que 90% des ruptures en services se produisent à cause de la fatigue.

Pourquoi cela? Il faut se référer à certaines propriétés de la fatigue.

La première caractéristique importante est que le phénomène se produit lors de l’application d’une contrainte cyclique qui est inférieure à la limite d’élasticité du matériau. Ainsi, il ne devrait y avoir aucun bris si on s’en tient à la conception statique.

Le phénomène consiste en l’amorçage et en la propagation de fissures à chaque application de la charge.

Le phénomène est souvent difficilement détectable sans inspection approfondie, avant qu’il ne soit trop tard.

Lorsque la fissure atteint une taille critique, elle se propage de façon brutale, ce qui cause la rupture de la pièce.

On voit sur la photo de droite un faciès de rupture d’une pièce qui s’est rompue en fatigue.

On voit bien la zone où la fissure s’est propagée (en sombre) et la zone de rupture finale (en clair)

Quelques mots sur l’importance d’étudier ce phénomène sur l’aluminium.

L’aluminium est susceptible à la fatigue.

Comparons la contrainte minimale où la fatigue se produit pour l’acier vs l’aluminium.

Appelons cette contrainte la limite d’endurance (nous reviendrons plus tard sur une définition formelle pour ce concept).

Pour les aciers de basse et moyenne résistance, cette limite d’endurance est typiquement de la moitié de la limite en traction

Pour l’aluminium, c’est seulement 1/3, ce qui fait que ce matériau est davantage susceptible.

Nous y reviendrons plus tard.

Avec les bons outils, il est toutefois possible de favoriser l’utilisation de l’aluminium pour les applications appropriées.

Le but de cette présentation est de fournir des outils au personnel enseignant et aux futurs professionnels et futures professionnelles en ingénierie, architecture et autres disciplines pour favoriser l’intégration de l’aluminium dans les infrastructures et produits.

# Diapositive 6

Dans cette section, nous allons couvrir les notions de base en fatigue

Le but est de donner les outils nécessaires pour comprendre les particularités propres à l’aluminium en ce qui a trait à la fatigue.

# Diapositive 7

Commençons par définir le concept de fatigue.

La définition de la fatigue selon le *ASM dictionary of Materials Engineering* peut être observée sur la diapositive 7.

On peut identifier les concepts clés suivants dans cette définition:

Premièrement, on doit avoir une application cyclique de contrainte, c’est-à-dire que la contrainte doit être augmentée et diminuée de façon répétitive. La contrainte peut être seulement réduite, revenir à zéro, ou même être négative.

Par convention, une contrainte positive est en tension et une contrainte négative est en compression.

Un autre concept clé est que la contrainte maximale doit être inférieure à la résistance du matériau. Dans le cas contraire, la pièce se briserait lors de la première application de la force. La charge nécessaire pour causer l’apparition de dommage par la fatigue n’est donc pas suffisante pour causer des dommages immédiats à la pièce. Une pièce peut donc fonctionner sans problème pendant plusieurs années avant que les dommages soient apparents.

Ensuite, il faut mentionner que l’endommagement dû à la fatigue est cumulatif et si aucune solution de mitigation n’est prise, il conduit à la rupture.

Finalement, de nombreux profils de chargement peuvent contribuer à la fatigue. Le chargement peut être cyclique et régulier, ou aléatoire. L’amplitude du chargement peut être constante ou variable.

Nous définirons davantage ces concepts dans les prochaines diapositives.

# Diapositive 8

On voit dans la partie de gauche de la diapositive un exemple typique de l’évolution temporelle d’une charge cyclique.

On définit sur la droite les principales variables : contraintes minimale, maximale, moyenne, amplitude de contrainte, variation de contrainte (aussi appelée gamme de contraintes), le rapport de contraintes, la période, la fréquence, le nombre de cycles et le nombre de cycles à la rupture.

Ces notions sont importantes pour bien comprendre la suite.

# Diapositive 11

On voit dans la partie gauche de la diapositive un exemple typique d’une courbe S-N.

Sur l’axe des x, on voit le nombre de cycles à la rupture.

Sur l’axe des y, on voit l’amplitude de contraintes (attention, la variable sur l’axe des y n’est pas toujours la même : on peut y trouver l’amplitude de contraintes, la variation de contraintes, ou la contrainte maximale).

Les courbes sont parfois présentées en log-log, parfois avec l’axe des x logarithmique et l’axe y linéaire.

Les points bleus représentent des données de fatigue enregistrées (les données sont fictives et servent seulement à illustrer comment une telle courbe est construite). Les données sont enregistrées à trois amplitudes de contraintes différentes, avec trois répétitions pour chaque amplitude de contraintes. Un aperçu de l’évolution temporelle de la contrainte est montré à droite de la diapositive.

On peut faire une régression avec ces points pour obtenir une droite sur le graphique log-log. La formule de régression est appelée la loi de Basquin.

Sur les courbes S-N, les spécimens qui ne se brisent pas après le nombre maximum de cycles prescrits dans le plan expérimental sont habituellement représentés avec une flèche vers la droite. Ces points ne sont pas utilisés pour la régression.

On définit habituellement la limite d’endurance comme la contrainte en deçà de laquelle aucune rupture n’est observée après $10^{7}$ cycles. Cette notion est toutefois contestée, car des ruptures peuvent être observées à un nombre de cycles plus grand que $10^{7}$.

# Diapositive 12

L’endommagement en fatigue est cumulatif (accumulation de dommages microstructuraux).

Si on a un chargement variable, on considère généralement que le niveau d’endommagement varie linéairement en fonction du ratio entre le nombre de cycles et le nombre de cycles à la rupture à une amplitude de contraintes donnée.

Ainsi, on peut additionner les fractions de vie perdues pour chaque niveau de charge et estimer la fraction de vie restante.

Cette approche est nommée la loi de Palmgren-Miner.

# Diapositive 14

Dans cette diapositive on représente schématiquement l’accumulation de dommages microscopiques.

Si on considère un échantillon de fatigue axiale de section ab sur lequel une force cyclique F est appliquée.

La contrainte axiale est ainsi $S=\frac{F}{ab}$.

Sur le premier agrandissement, on représente les joints de grains, définis comme les délimitations entre les cristaux individuels d’aluminium. Dans chacun des grains, les atomes sont orientés différemment.

Le dommage survient en premier dans les grains pour lesquels l’orientation des cristaux permet plus facilement le glissement des plans cristallins les uns sur les autres, autrement dit, la déformation plastique.

Lors de l’application de la charge, des bandes de glissement se forment dans ces grains, et lors de la relâche de contrainte, la contrainte locale peut être en compression. Les bandes de glissement sont soit poussées vers l’intérieur ou vers l’extérieur, ce qui cause l’apparition d’irrégularités à la surface, aussi appelées les intrusions ou extrusions.

Ces irrégularités forment éventuellement des vides et des microfissures, qui deviennent des fissures macroscopiques et causent éventuellement la rupture de la pièce.

# Diapositive 15

Les irrégularités et défauts de structures internes ou de surface sont des lieux propices pour l’amorce de fissure, puisqu’ils causent des concentrations de contraintes. La résistance à la fatigue dépend souvent davantage des irrégularités de la microstructure que du type d’alliage.

# Diapositive 16

Paramètres affectant positivement la résistance à la fatigue :

Plus le matériau est résistant, plus il est difficile de le déformer et de causer l’apparition des bandes de glissement, donc plus le matériau est résistant à la fatigue.

Une diminution de la taille des grains bloque les bandes de glissement qui doivent changer d’orientation à chaque grain. La résistance à la fatigue est ainsi augmentée.

Une microstructure écrouie bloque aussi les bandes de glissement et augmente la résistance à la fatigue.

Les contraintes résiduelles en compression réduisent la contrainte moyenne et augmentent la résistance à la fatigue.

Facteurs affectant négativement la résistance à la fatigue :

Tout facteur causant une augmentation de la plasticité causera une diminution de la résistance à la fatigue : concentration de contrainte géométrique, défauts microstructuraux, contrainte moyenne ou contrainte résiduelle élevée.

La rugosité de surface causera de la même façon des concentrations de contrainte, ainsi que la corrosion si elle se manifeste par l’apparition de piqûres ou de fissures.

Une augmentation de la température diminue la limite d’élasticité et favorise donc le mécanisme d’endommagement de la fatigue.

# Diapositive 17

Dans cette section, nous décrirons la résistance à la fatigue de chaque classe d’alliages d’aluminium et aborderons l’effet des traitements thermiques et des traitements d’écrouissage.

Les données de fatigue utilisées pour générer les figures de cette section et de la section suivante ont été extraites des compilations de données publiées par Kaufman (1999, 2008).

# Diapositive 18

UTS veut dire « Ultimate Tensile Stength », ou limite ultime en traction.

La limite d’endurance des alliages écrouis (3000 et 5000) est plus près de ½ UTS et les alliages renforcés par précipitation (2000, 6000 et 7000) sont plus près de 1/3 UTS. Les alliages renforcés par précipitation contiennent des zones libres de précipités à leurs joints de grains, ce qui crée des zones favorables à la propagation de fissures de fatigue. On peut d’ailleurs voir dans la diapositive 19 l’effet négligeable des précipités sur la résistance à la fatigue par la concordance des courbes de 6061 T4 (mis en solution) et T6 (vieilli). Pour plus de détails, voir :

S. D. Henry, G. M. Davidson, S. R. Lampman, F. Reidenbach, R. L. Boring, W. W. Scott Jr. Fatigue Data Book: Light Structural Alloys. ASM International, 1995.

# Diapositive 23

Dans cette section, nous verrons comment utiliser les courbes S-N pour estimer la résistance à la fatigue de pièces réelles, en prenant en compte divers paramètres, comme le fini de surface, l’environnement et la géométrie des échantillons.

# Diapositive 28

La zone susceptible de contenir un défaut est vraisemblablement plus grande pour la flexion rotative que pour la flexion simple, cependant les facteurs de correction disponibles dans la littérature n’en tiennent pas compte.

Pour le facteur d’échelle en charge axiale, on utilise 0,9 si la charge est concentrique, et une valeur plus basse si la charge a de l’excentricité.

D’autres facteurs de correction existent pour les chargements en torsion, mais ne sont pas présentés ici. Voir Dowling (2013) pour plus de discussions.

# Diapositive 29

Pour le calcul de concentration de contrainte, $σ$ représente la contrainte locale, et $S$ représente la contrainte nominale, soit le rapport entre la force appliquée et la section vis-à-vis de la concentration de contrainte.

Les facteurs de concentration de contraintes sont compilés pour de nombreuses géométries simples dans :

W. D. Pilkey, D. F. Pilkey et Z. Bi. Peterson’s Stress Concentration Factors, Fourth Edition, Wiley (2020), 601 p.

Ces facteurs peuvent aussi être trouvés par analyse par éléments finis dans le domaine élastique.

# Diapositive 34

Dans cette section, on traite principalement des assemblages soudés et des contraintes de fatigue admissibles selon la norme CSA S157. Il est aussi discuté brièvement des joints boulonnés et des soudures par friction-malaxage.

# Diapositive 35

Les géométries présentées ne sont pas un traitement exhaustif des géométries traitées dans la norme CSA. Le lecteur est prié de se référer à la norme pour plus de détails.

# Diapositive 36

Les courbes de fatigue de CSA S157 sont présentées dans cette diapositive en termes d’amplitude de contraintes, par souci d’uniformité avec les autres courbes S-N présentées dans ce matériel de formation. Il est à noter que les courbes dans la norme sont présentées en termes de variation de contraintes (gamme de contraintes).

# Diapositive 37

Si la résistance à la fatigue dans la norme CSA ne dépend pas de l’alliage et du métal d’apport, le calcul de la résistance statique en tient compte. Voir la norme pour plus de détails.

# Diapositive 46 (solution aux exercices)

## Exercice 1

On reprend l’énoncé de la diapositive 32, mais avec l’alliage 6061-T6, et finition par polissage commercial.

On cherche donc premièrement l’amplitude de contrainte à la rupture pour cet alliage à $10^{8}$ cycles. On utilise la courbe S-N de la diapositive 19. Graphiquement, on obtient environ 100 MPa.



On doit ensuite appliquer les facteurs de correction $k\_{a}$ et $k\_{b}$.

Pour le facteur de correction pour le fini de surface commercial, on peut voir que le facteur de correction $k\_{a}$ est le même, peu importe la résistance, on peut donc choisir $k\_{a}=0,9$. Il est à noter que pour des résistances plus élevées, le facteur diminue avec la résistance, mais ces résistances sont hors des plages réalisables pour des alliages d’aluminium. Il faut se souvenir que ces courbes sont obtenues pour l’acier, donc elles sont seulement une première approximation pour les alliages d’aluminium. D’ailleurs, la résistance à la traction du 6061-T6 (350 MPa) est inférieure à la plage minimale de cette figure. La présente estimation est donc une extrapolation.



Le facteur $k\_{b}$, quant à lui, reste le même que pour le problème initial.

On peut donc trouver la résistance à la fatigue corrigée :

$$σ\_{a}=k\_{a}k\_{b}σ\_{a0}=\left(0,9\right)\left(0,9\right)\left(100 MPa\right)=81 MPa$$

On retrouve donc avec les formules de théorie des poutres :

$$M=\frac{πd^{3}σ\_{a}}{32}=63,6 N-m$$

Et

$$F=\frac{4M}{L}=2,54 kN$$

## Exercice 2

On peut trouver la limite d’endurance pour l’alliage 6061-T6 dans le tableau de la diapositive 19, soit 95 MPa. À cela s’ajoutent les facteurs de correction $k\_{a}$ pour le fini de surface et $k\_{b}$ pour l’effet d’échelle.

Pour le facteur $k\_{a}$, si on prend la valeur à gauche du graphique, on a un facteur de correction $k\_{a}=0,72$. Il serait possible d’extrapoler sur la gauche du graphique, mais l’estimation serait moins conservatrice.

Pour le facteur d’échelle, on choisit $k\_{b}=0,9$ en considérant une charge concentrique.

On trouve donc une résistance corrigée de 61,6 MPa.

On a donc un facteur de sécurité de 2,05 pour cette pièce.

Il est à noter que les courbes S-N sont produites avec la contrainte moyenne à la rupture. Il existe donc une certaine variabilité inhérente à la fatigue. Un facteur de sécurité entre 1,5 et 3,0 est généralement considéré comme acceptable, selon les conséquences d’un bris. Pour plus d’informations, voir la discussion dans Dowling (2013), section 9.2.4.

## Exercice 3

On cherche l’amplitude de charge maximale admissible pour une durée de vie de $10^{6}$ cycles pour le détail de catégorie E montré dans l’énoncé du problème.

En utilisant les courbes de la norme, on obtient une amplitude de contrainte de 10 MPa.

L’amplitude de charge admissible correspond donc à 10 kN. En tenant compte de la charge constante de 10 kN, on pourra donc permettre une charge maximale admissible de 30 kN.

