

# Étude de cas – H2024

## Analyse structurelle de l'aile de l'Avion-Cargo

### Contexte

L'équipe de l'Avion-Cargo de l'Université Laval vous mandate afin d'évaluer les contraintes internes d'un nouveau design d'aile. L'avion conçu par l'équipe est en constante évolution afin de répondre aux directives des différentes compétitions auxquelles l'équipe participe (Figure 1). On souhaite spécifiquement établir le facteur de sécurité d'un design préliminaire de la structure de l'aile lorsqu'elle est soumise à différentes charges en flexion. Cette aile est constituée de polystyrène et elle est recouverte d'un revêtement en fibre de carbone.



Figure 1: Avion développé par l'équipe de l'Avion-Cargo.

## Mandat

Votre mandat est de déterminer le facteur de sécurité de l'aile (basé sur la contrainte à la rupture) pour les cas de chargement **en flexion** suivants :

- Configuration en vol de croisière (équilibre).
- Configuration en équilibre avec un facteur de charge de 3.

## Directives

Votre travail doit obligatoirement être basé sur la théorie des poutres vue en classe. Vous pouvez utiliser des logiciels pour faciliter les calculs au besoin (ex. : Excel, Matlab, programme en Python, etc.).

Votre travail doit être présenté sous **forme de rapport**. Chaque étape de votre démarche doit être détaillée et supportée avec des exemples de calculs ou avec les principes de résistance des matériaux appropriés lorsque les calculs sont faits à l'ordinateur. Vous n'êtes pas tenus de présenter tous les calculs intermédiaires dans le corps du rapport. Ces-derniers peuvent se trouver en annexe. 10% de la note sera attribuée à la qualité de la langue et de la présentation.

**Important :** Illustrer les résultats obtenus avec des graphiques montrant par exemple l'évolution des efforts internes le long de l'aile. Préciser et justifier l'endroit où se trouvent les contraintes maximums de traction, de compression et de cisaillement. Une fois que ces emplacements sont déterminés, indiquer dans le rapport à la section 3 ou en annexe, le détail des calculs avec les valeurs rentrées dans les équations pour déterminer la valeur de ces contraintes.

Votre travail devra contenir **les quatre sections suivantes** qui devront être identifiées clairement dans le rapport :

1. Identification du problème
  - Identifier la nature du problème ainsi que les informations connues et manquantes.
  - Formuler clairement le problème dans un langage scientifique ou technique.
2. Élaboration d'une procédure de résolution
  - Élaborer une procédure générale de résolution appropriée.
  - Faire des hypothèses et des simplifications justifiées et adaptées au besoin. Certaines hypothèses sont déjà établies dans la section « données techniques ».
  - Sélectionner des outils adaptés au problème (règles, principes, systèmes d'unité, modèles, techniques, méthodes, équipement, etc.).
3. Application de la procédure de solution
  - Présenter ou décrire les calculs qui sont effectués.
4. Évaluation de la solution et de la procédure
  - Discuter de la justesse de la solution.
  - Identifier les limites de la procédure et de la solution.

## Notes

- Pour la page titre du rapport, utilisez le modèle présenté à l'annexe 1.
- Votre rapport doit contenir quatre sections telles que décrites ci-haut. Chaque section correspond à une composante de la qualité « analyse de problème » du BCAPG.
- Il est important de bien expliquer la démarche utilisée pour répondre à la question. Justifiez vos hypothèses et simplifications. Expliquez tous vos calculs. Indiquez clairement les données utilisées pour faire les calculs.
- Tout recours à des forums sur internet pour solliciter de l'aide pour résoudre l'étude de cas est totalement interdit. Tout étudiant pris à le faire sera sanctionné (article 29a du Règlement disciplinaire).

## Données techniques

### Hypothèses de base

Vous devez considérer les hypothèses suivantes (pas besoin de les justifier) :

- Les deux longerons sont très courts et seront négligés dans l'analyse.
- La torsion de l'aile n'est pas considérée (notez qu'une théorie analytique existe pour les poutres cloisonnées en torsion, mais elle dépasse le cadre du cours).
- On considère seulement la flexion causée par les charges verticales (on néglige la force de traînée aérodynamique).
- Les surfaces de contrôles sur les ailes (ex. : ailerons et volets) sont fixes et sont considérés solidaires à l'aile.
- Les fibres du revêtement sont alignées avec l'aile. Il n'y a donc pas de phénomènes d'anisotropie à prendre en compte.

### Hypothèses additionnelles (avec justifications à la section 2 de votre rapport)

Utilisez et **justifiez** les hypothèses suivantes :

- Le calcul de flexion peut se faire dans le même axe que le chargement aérodynamique vertical. Pas besoin de déterminer les axes principaux de la section de l'aile.
- La contrainte normale est calculée en négligeant la contribution du cœur en polystyrène de l'aile.
- La contrainte de cisaillement est calculée en négligeant la contribution du revêtement en composite de l'aile.

Vous pouvez faire des hypothèses additionnelles, mais ces dernières doivent être justifiées avec un bon argument, avec un calcul simple ou une estimation.

### Facteur de charge

L'avion subit des facteurs de charges dans diverses situations : virages, rafales de vent, manœuvres brusques, etc. À toute fin pratique, à un facteur de charge donné, le poids de l'avion et le chargement aérodynamique sont multipliés par le facteur de charge.

### Chargement aérodynamique

Le chargement aérodynamique vertical (c'est-à-dire la distribution de portance) sur l'aile a préalablement été calculé par l'équipe de l'Avion-Cargo grâce à des simulations numériques. En situation de vol de croisière en palier, le chargement aérodynamique le long de l'aile calculé est fourni dans le Tableau 1. **Notez que la position 0 sur l'aile correspond à l'endroit où est attachée l'aile sur le fuselage (voir figure 2). Le chargement est donc décroissant et est égal à zéro à l'extrémité de l'aile (en 1.51m).**

Tableau 1: Chargement aérodynamique sur une aile.

Position sur l'aile (m)	Chargement (N/m)	Position sur l'aile (m)	Chargement (N/m)
0.00000	64.227	1.10989	41.719
0.05373	63.854	1.17820	38.930
0.16462	63.021	1.24301	36.141
0.27075	61.875	1.30034	33.188
0.37686	60.208	1.35267	30.268
0.48139	58.333	1.39850	26.725
0.58116	56.354	1.43635	23.181
0.67934	54.063	1.46621	19.342
0.77119	51.875	1.48857	15.110
0.86503	49.528	1.50244	10.418
0.95031	47.034	1.50782	5.824
1.03409	44.344	1.51000	0.000

### Géométrie et structure de l'aile

Les schémas suivants (Figure 2 et Figure 3) illustrent les dimensions de l'aile. Les mesures identifiées par des variables ainsi que d'autres paramètres sont donnés dans le Tableau 2. L'aile est constituée d'un **cœur en mousse de polystyrène** recouvert d'un **revêtement en fibre de carbone**. Les ailes sont attachées au fuselage de l'avion grâce à un mécanisme d'ancrage muni de deux barres insérées dans le cœur de l'aile. Toutefois, ces deux barres (longerons) sont très courtes et leur effet structurel doit être négligé dans cette analyse.

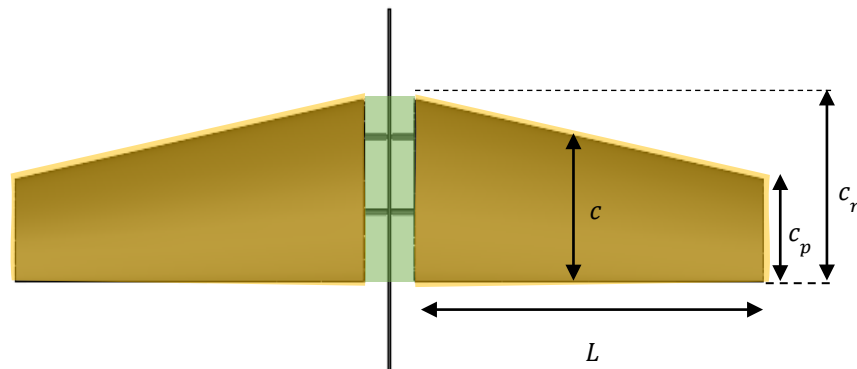


Figure 2 : Géométrie des ailes vue de dessus.

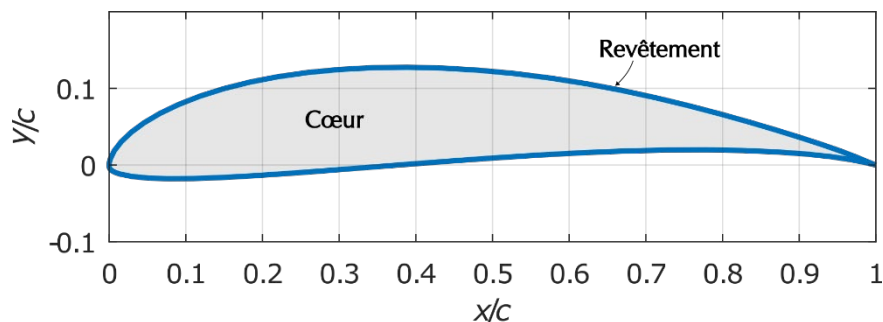


Figure 3 : Profil de l'aile normalisé.

Tableau 2: Données techniques supplémentaires

<b>Géométrie de l'aile</b>	
Longueur de l'aile (une seule aile, $L$ )	$L = 1.51 \text{ m}$
Corde de l'aile ( $c$ )	$c_p = 0.340 \text{ m}$ $c_r = 0.606 \text{ m}$ Note : la corde désigne la longueur entre le bord d'attaque de l'aile (avant) et le bord de fuite (arrière) à une position donnée le long de l'envergure de l'aile.
Périmètre du profil d'aile ( $p$ )	$p = 2.0654 c$
Aire du profil d'aile ( $A$ )	$A = 0.0851101 c^2$
Épaisseur du revêtement de l'aile ( $t$ )	$0.35 \text{ mm}$
Moments d'inertie du revêtement de l'aile par rapport au centroïde	$I_x = 0.0051752 c^3 t$ $I_y = 0.17878 c^3 t$ $I_{xy} = -0.0010805 c^3 t$
Centroïde du revêtement de l'aile	$x_c/c = 0.49251$ $y_c/c = 0.046128$
Moments d'inertie du cœur de l'aile par rapport au centroïde	$I_x = 9.8490 \times 10^{-5} c^4$ $I_y = 4.3219 \times 10^{-3} c^4$ $I_{xy} = 8.3263 \times 10^{-5} c^4$
Centroïde du cœur de l'aile	$x_c/c = 0.40575$ $y_c/c = 0.053017$
<b>Paramètres des matériaux</b>	
Matériau du revêtement de l'aile	<b>Tissé (0/90) de type taffetas en fibre de carbone</b> Propriétés élastiques dans le plan du matériau : $E_x = E_y = 64 \text{ GPa}$ $G_{xy} = 5 \text{ GPa}$ $\nu_{xy} = 0.047$ Contrainte à la rupture en traction dans les directions $x$ et $y$ : 800 MPa Contrainte à la rupture en compression dans les directions $x$ et $y$ : 700 MPa Contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan : 130 MPa Les fibres à 0 degré sont alignées avec l'aile dans le sens de la longueur
Matériau du cœur	<b>Mousse de polystyrène</b> Module d'élasticité : 26 MPa Coefficient de Poisson : 0.1 Contrainte à la rupture en traction : 500 kPa Limite d'élasticité en compression : 290 kPa Contrainte à la rupture en cisaillement dans le plan : 600 kPa

## Annexe 1- Modèle de page titre

				GMC-2001 Résistance des matériaux Section X Équipe Y				
				<i>Cartouche d'identification dans le coin supérieur droit</i>				
Étude de cas								
Présenté à :								
Nom du professeur								
Liste des participants en ordre alphabétique				Signatures et % de contribution pour tous les participants au rapport				
par :				Équipe Y				
matricule1				nom étudiant 1		Signature 1		%
matricule2				nom étudiant 2		Signature 2		%
matricule3				nom étudiant 3		Signature 3		%
Université Laval								
date								