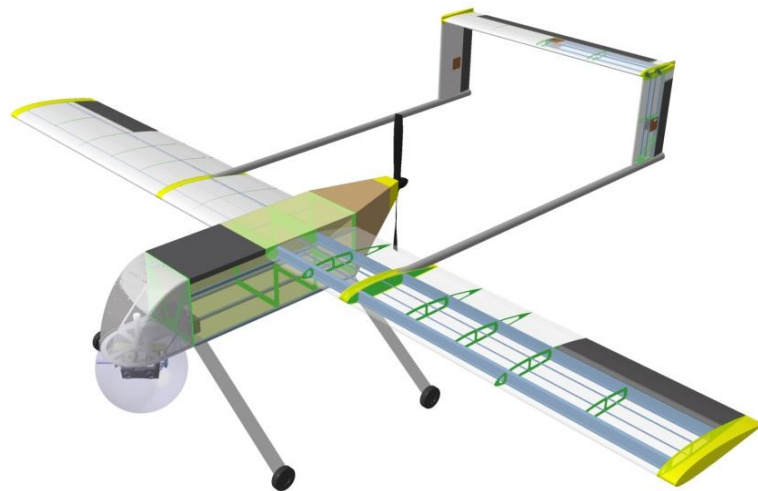


Etude préliminaire d'un UAV

Partie structure

*Travail de fin d'étude réalisé en vue de l'obtention du grade de master Ingénieur Civil en
Aérospatiale, rédigé par*

Laurent Wéra



Promoteur : Professeur Ludovic Noëls

Année académique 2010-2011



Étude préliminaire d'un UAV -Partie structure

Travail de fin d'étude réalisé en vue de l'obtention du grade de master Ingénieur Civil en Aérospatiale à finalité approfondie, par

Laurent Wéra

Promoteur : professeur Ludovic Noëls

Années académique 2010-2011

Résumé

Le but du projet est de concevoir un drone capable de filmer des objectifs au sol grâce à une camera 3D. Le projet débuté en septembre 2009 a abouti à un design conceptuel du drone et à une première configuration. Ce travail de fin d'étude s'inscrit dans la phase de design préliminaire du projet et porte sur l'étude de la structure du drone. Parallèlement, une étude plus approfondie de l'aérodynamique et des commandes de vol est réalisée par Amandine Guissart.

Le travail comprend deux parties principales : l'étude et la modification de la structure des modèles destinés à être testés en soufflerie et l'étude de la structure du modèle réel.

Avant de dimensionner les éléments de la structure réelle, les charges appliquées ont été déterminées sur base de l'enveloppe de vol.

Ensuite, les éléments de la structure ont été dimensionnés selon un ordre bien précis : dimensionnement des empennages, dimensionnement des poutres reliant les empennages à l'aile, dimensionnement des ailes et enfin dimensionnement du fuselage.

La démarche de conception, commune à tous les sous-ensembles précités comprend d'une part l'inventaire des configurations possibles ainsi que leurs matériaux associés et d'autre part l'analyse de l'une des architectures sélectionnée. La masse de la structure a été estimée au fur et à mesure du design en ajoutant la masse des sous-ensembles pré-dimensionnés.

De manière générale, la structure obtenue satisfait les exigences de masse tout en résistant aux charges appliquées. Elle est constituée en majeure partie de bois car il est bon marché, facile à usiner et à assembler. A ce stade, la structure n'est pas figée et doit encore être améliorée, l'étape suivante étant l'étude détaillée.

Remerciements

Je tiens tout d'abord à remercier Messieurs les Professeurs Ludovic Noël et Grigorios Dimitriadis pour l'encouragement, les conseils et l'aide qu'ils nous ont apporté tout au long de cette année.

Je remercie également Messieurs les Professeurs Jean-Luc Bozet, Jacques Verly, Grigorios Dimitriadis et Partick Hendrick qui ont bien voulu accepter de faire partie de notre jury ainsi que Monsieur le Professeur Jean-Philippe Ponthot, président du jury.

Mes remerciements vont aussi à tous ceux qui ont contribué à ce projet. Je pense bien sûr à Amandine Guissart avec qui j'ai eu la chance et le plaisir de travailler. Merci à elle pour son aide et sa collaboration. Je pense aussi à Antonio Martinez Aguilera et son équipe pour leur contribution à la réalisation du modèle réduit ainsi qu'à Thomas Andriane et à Norizham Abdul Razak pour leur aide et leurs conseils pour la conception du modèle réduit et lors des essais en soufflerie.

Enfin, mes pensées vont à ma famille et à mes amis qui m'ont toujours encouragé tout au long de mes études.

Table des matières

Résumé	i
Remerciements	ii
Table des matières	iii
Chapitre 1.....	2
Introduction	2
Chapitre 2.....	5
Modification du modèle réduit	5
2.1 Configuration initiale	5
2.2 Limitation de la déflexion	5
2.2.1 Flexion	6
2.2.2 Torsion.....	7
2.3 Recherche d'un nouveau type de poutre	8
2.3.1 Géométrie	8
2.3.2 Matériaux	9
2.4 Mode de fixation de la poutre sur l'aile.....	9
2.5 Dimensionnement du tube.....	9
2.6 Empennages	11
2.6.1 Nouvelle géométrie	11
2.6.2 Fixation de l'empennage vertical sur la poutre	12
2.6.3 Modification de l'aile	12
2.7 Modèle final	12
Chapitre 3.....	14
Modèle du fuselage en vue des essais moteur.....	14
3.1 Matériaux	14
3.2 Arrangement de la structure	14
Chapitre 4.....	16
Considérations générales sur la structure	16
4.1 Composants structuraux	16
4.1.1 Composants d'une aile	16
4.1.2 Composants d'un fuselage.....	17
4.2 Arrangement général de la structure	18
4.3 Procédure générale de dimensionnement	19
Chapitre 5.....	20
Charges	20
5.1 Conventions de signe et axes utilisés	20
5.2 Généralités	20
5.2.1 Poids propre et forces d'inertie	21

5.2.2	Efforts de propulsion	21
5.2.3	Charges d'atterrissage	21
5.2.4	Charges aérodynamiques	21
5.3	Estimation de la masse de la structure	22
5.4	Enveloppe de vol	22
5.4.1	Quelques définitions.....	22
5.4.2	Données utilisées.....	24
5.4.3	Enveloppe de manœuvre	24
5.5	Diagramme V-n des rafales.....	25
5.6	Diagramme combiné	27
5.7	Influence de la masse sur l'enveloppe de vol	28
5.8	Calcul des charges	28
5.8.1	Calcul des forces de portance de l'aile et l'empennage horizontal.....	29
5.8.2	Calcul de la portance de l'empennage vertical	32
5.8.3	Estimation rapide de la traînée.....	33
5.8.4	Influence de la masse	34
5.8.5	Charges dues à la déflexion d'un aileron	34
5.9	Répartition des efforts sur les surfaces portantes.....	35
5.9.1	Calcul de la répartition de portance sur l'aile	35
5.9.2	Calcul de la répartition de moment aérodynamique sur l'aile.....	36
5.9.3	Déflexion d'un aileron	37
5.10	Charges d'atterrissage	38
Chapitre 6.....		39
Dimensionnement des empennages.....		39
6.1	Dimensions générales des empennages.....	39
6.2	Différentes configurations.....	39
6.2.1	Structure à deux longerons	40
6.2.2	Structure à un longeron.....	40
6.2.3	Matériaux	41
6.2.4	Conditions aux limites	41
6.2.5	Fixation entre l'empennage vertical et l'empennage horizontal	42
6.2.6	Fixation de l'empennage vertical sur la poutre	42
6.3	Charges appliquée sur les empennages	43
6.4	Analyse rapide de l'empennage horizontal	44
6.4.1	Géométrie	44
6.4.2	Conditions aux limites et charges appliquées.....	45
6.4.3	Contrainte de flexion.....	46
6.4.4	Contraintes de cisaillement	47

6.5	Etude détaillée	47
6.5.1	Géométrie	47
6.5.2	Raidissement des panneaux	48
6.5.3	Application des charges et conditions aux limites	50
6.5.4	Résultats pour une portance positive de l'empennage vertical.....	51
6.5.5	Résultats pour une portance négative de l'empennage vertical	52
6.5.6	Conclusion	53
6.6	Commandes de vol	53
6.7	Géométrie finale.....	54
6.8	Autres configurations	56
6.9	Bilan de masse intermédiaire	57
Chapitre 7.....		58
Design des poutres supportant les empennages		58
7.1	Exigences	58
7.2	Matériaux	58
7.3	Conditions d'appui	58
7.4	Charges appliquées	59
7.5	Dimensionnement analytique	60
7.5.1	Géométrie	60
7.5.2	Répartition des efforts.....	61
7.5.3	Contraintes	62
7.5.4	Autres conditions d'appui.....	65
7.5.5	Conclusion	67
7.6	Modélisation par éléments finis	67
7.6.1	Poutre encastree	67
7.6.2	Poutre sur appuis simples.....	68
7.6.3	Conclusion	68
7.7	Géométrie finale.....	69
7.8	Bilan de masse intermédiaire	69
Chapitre 8.....		70
Design de l'aile		70
8.1	Géométrie générale de l'aile	70
8.2	Différentes architectures.....	70
8.2.1	Arrangements généraux	70
8.2.2	Structure métallique.....	72
8.2.3	Structure composite	72
8.2.4	Structure en bois	72
8.2.5	Architecture retenue	76

8.3	Charges appliquées sur l'aile	76
8.4	Exigences de la structure.....	77
8.5	Etude analytique	77
8.5.1	Géométrie	77
8.5.2	Idéalisation	78
8.5.3	Conditions aux limites	79
8.5.4	Répartition des efforts dans la structure	79
8.5.5	Contraintes de flexion	83
8.5.6	Contraintes de cisaillement	84
8.5.7	Rotations	84
8.5.8	Conclusion	85
8.6	Etude détaillée de l'aile intérieure	85
8.6.1	Description de la géométrie et des propriétés matérielles du modèle.....	85
8.6.2	Application des charges et conditions aux limites	86
8.6.3	Résultats.....	87
8.6.4	Conclusion	88
8.7	Etude détaillée de l'aile extérieure.....	88
8.7.1	Description de la géométrie et des propriétés matérielles du modèle.....	88
8.7.2	Application des charges et conditions aux limites	89
8.7.3	Résultats.....	89
8.7.4	Conclusion	91
8.8	Commandes de vol	91
8.9	Configuration finale.....	91
8.10	Bilan de masse intermédiaire	93
Chapitre 9.....		94
Dimensionnement du fuselage		94
9.1	Dimensions générales.....	94
9.2	Partie avant du fuselage	95
9.2.1	Charges appliquées.....	95
9.2.2	Support caméra	95
9.2.3	Masse totale	96
9.3	Partie arrière du fuselage	96
9.3.1	Analyse d'une structure tubulaire	97
9.3.2	Analyse d'une structure en bois	99
9.3.3	Conclusion générale	101
9.4	Partie principale	101
9.4.1	Configuration.....	101
9.4.2	Etude des frames 1 et 4	102

9.4.3	Dimensionnement des stringers et de la peau	104
9.4.4	Etude du modèle complet	107
9.4.5	Conclusion	109
9.5	Configuration finale	110
9.6	Autres configurations et perspectives	110
Chapitre 10	111
Caractéristiques finales de la structure et perspectives	111
10.1	Architecture générale de la structure.....	111
10.2	Masse et centrage	113
10.3	Perspectives	114
Chapitre 11	115
Conclusion	115
Annexe I	116
Propriétés de quelques matériaux	116
A.	Matériaux métalliques	116
B.	Matériaux polymères	116
C.	Composites.....	117
D.	Structure sandwich.....	118
E.	Bois et contreplaqués.....	118
F.	Comparaison générale.....	119
Annexe II	121
Formules utiles	121
A.	Propriétés de section.....	121
B.	Répartition des efforts	122
C.	Déformées.....	122
D.	Contraintes de flexion	122
E.	Contraintes de torsion.....	123
F.	Contraintes de cisaillement.....	123
G.	Composites.....	124
Bibliographie	129

Chapitre 1

Introduction

Ce travail s'inscrit dans la continuité de la conception d'un drone devant être capable de filmer diverses cibles au sol à l'aide de caméras stéréoscopiques. Le projet a débuté en septembre 2009 avec Gaëtan Wautelet, Jérôme Ligot, Etienne Bizjak et Marc Duquenne.

L'essentiel des exigences du design provenait de la mission en elle-même. En effet, le but était de déterminer dans un premier temps les conditions de vol adéquates pour les prises de vue, c'est-à-dire la vitesse, l'altitude et l'attitude du drone. Après le choix des caméras et des essais au sol, ces conditions purent être déterminées par Etienne Bizjak. Son travail ne s'est pas arrêté là puisqu'il a aussi conçu le système permettant d'orienter les caméras.

Le travail de Gaëtan Wautelet a porté principalement sur le dimensionnement des surfaces aérodynamiques et l'étude de la stabilité longitudinale.

Marc Duquenne s'est occupé de l'estimation de la traînée et du poids du drone. Il a aussi choisi le système de propulsion : une propulsion électrique par hélice. Ce système engendre beaucoup moins de vibrations et permet de s'affranchir d'un réservoir de carburant susceptible de faire varier le centre de gravité au cours de la mission. Enfin, il a pré-dimensionné le train d'atterrissage.

De son côté, Jérôme Ligot s'est occupé du choix de la configuration : la charge utile dans le nez et une hélice propulsive. Il a également travaillé sur l'étude de la stabilité latérale et de la réalisation du modèle réduit en vue des essais en soufflerie. Les propriétés aérodynamiques purent être évaluées lors de ces essais et les résultats furent comparés aux modèles théoriques.

À la fin de cette première année de travail, les perspectives directes étaient aérodynamiques et structurelles.

Du point de vue aérodynamique il s'est avéré que le drone manquait de stabilité latérale. Les empennages verticaux doivent donc être agrandis et de nouveaux tests en soufflerie sont nécessaires afin de valider la nouvelle configuration. En plus de ces modifications, le dimensionnement des surfaces de commande est nécessaire. Enfin, il serait intéressant d'évaluer l'influence du fuselage et de l'aile sur le moteur afin de vérifier si le moteur choisi est apte à propulser le drone.

Du point de vue structurel, une étude plus détaillée de la structure permettrait d'en définir l'architecture. De plus, cela donnerait une estimation plus précise de la masse totale.

Le travail de cette année comprendra donc deux domaines d'étude : l'aérodynamique et la structure.

Le travail d'Amandine Guissart portera sur l'étude de l'aérodynamique générale et des commandes de vol, de la stabilité et des performances de propulsives. Ce travail est consacré à l'étude préliminaire de la structure, c'est à dire dimensionner la structure de manière simple et rapide. Il ne s'agit donc pas de réaliser une étude détaillée mais plutôt d'établir l'arrangement général de la structure et d'en déterminer les propriétés de masse.

L'étude visera donc à concevoir une structure répondant à un certain nombre de contraintes et d'exigences. La structure devra :

- Respecter les dimensions extérieures imposées par l'aérodynamique
- Résister aux charges appliquées
- Être aussi légère que possible
- Avoir un faible coût (matériaux, construction et exploitation)
- Être facile à construire, à assembler et à démonter

Le présent travail comprend deux parties principales.

La première partie est relative à l'étude de la structure des modèles destinés à être testés en soufflerie. Le Chapitre 2 décrit la modification apportée au modèle à l'échelle $\frac{1}{2}$ tandis que le Chapitre 3 donne une brève description du modèle grandeur nature du fuselage destiné à tester le moteur.

La seconde partie du travail comprend l'étude de la structure du modèle réel.

Tout d'abord, le Chapitre 4 présente les exigences de la structure ainsi que ses différents sous ensembles. De plus, une rapide description des composants d'une aile et d'un fuselage sera faite.

Ensuite, l'analyse de la structure ne saurait être faite sans la recherche des charges qui agissent sur elle. Les charges se basent sur les points critiques de l'enveloppe de vol. Le Chapitre 5 y est consacré.

Puis, on passera à l'étude de chacun des sous ensembles : les empennages (Chapitre 6), les poutres reliant les empennages aux ailes (Chapitre 7), les ailes (Chapitre 8) et le fuselage (Chapitre 9). Chaque chapitre comprend d'abord un inventaire des architectures qui pourraient convenir. Ensuite, une étude analytique simple basée sur les formules de résistance des matériaux et d'analyse des structures sera faite afin d'avoir une géométrie de base en vue d'une étude plus détaillée par la méthode des éléments finis. Finalement, la masse totale du composant étudié et son centre de gravité seront estimés. La masse totale du drone sera réévaluée au fur et à mesure du design.

Enfin, le Chapitre 10 donnera les caractéristiques dimensionnelles et de masse obtenues ainsi que quelques perspectives concernant la structure.

De manière générale, on verra que le design ne sera pas simple compte tenu du caractère peu classique de ce type d'engin volant et des contraintes de masse assez drastiques.

Les tableaux suivants donnent les propriétés du design précédent et celles du design actuel. Les modifications de la géométrie externe sont essentiellement imposées par l'aérodynamique et les performances et sont expliquées plus en détail dans le travail d'Amandine Guissart.

<i>Donnée géométriques générales</i>		
Envergure de l'aile b	3 m	3.3 m
Corde de l'aile c	400 mm	
Surface de l'aile S	1.2 m ²	1.32 m ²
Aspect ratio AR	7.5	8.25
Aileron (<i>envergure $b_a \times$ corde c_a</i>)	/	500 \times 130 mm
Envergure de l'empennage horizontal b_T	1 m	
Corde de l'empennage horizontal c_T	200 mm	
Surface de l'empennage horizontal S_T	0.2 m ²	
Elévateur (<i>envergure $b_e \times$ corde c_e</i>)	/	850 \times 60 mm
Envergure de l'empennage vertical b_V	200 mm	340 mm
Corde de l'empennage vertical c_V	200 mm	
Surface de l'empennage S_V	0.04 m ²	0.068 m ²
Gouvernail (<i>envergure $b_r \times$ corde c_r</i>)	/	300 \times 60 mm
Longueur totale du fuselage	1.250 m	1.250 m
Longueur totale (sphère comprise)	2.245 m	2.245 m
Hauteur	Environ 950 mm	Environ 950 mm

Tableau 1

<i>Masse et centrage</i>		
Masse totale estimée	10 kg	14 kg
Centre de gravité estimé	30% de la corde de l'aile et à mis hauteur du fuselage	40% de la corde de l'aile et sur le fond du fuselage

Tableau 2

<i>Charge utile</i>		
Camera	XC Tachyon 3D 640X480	
Masse totale estimée de la charge utile et des éléments associés	2.835 kg	1.632 kg (batterie comprise)

Tableau 3

<i>Propulsion</i>		
Un moteur électrique <i>CYCLON Elite 24</i> de 1400 W alimenté par deux batteries	Moteur <i>GRAUPNER COMPACT 610Z</i>	
Masse du moteur	0.330 kg	0.554 kg avec hélice
Masse des batteries du moteur	1 kg	

Tableau 4

Les figures suivantes comparent les dimensions et la configuration du design de l'an passé et du design de cette année. On voit que l'envergure de l'aile et des deux empennages verticaux ont été augmentées.

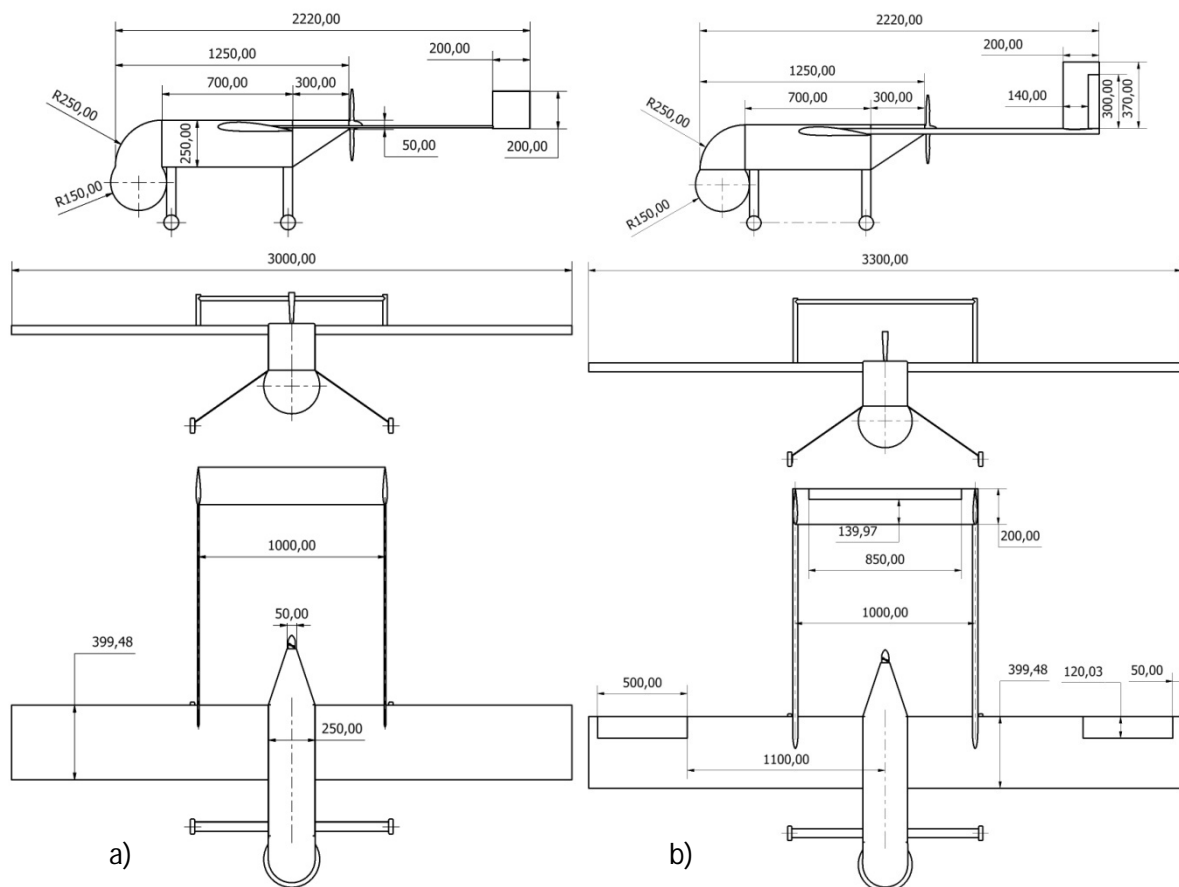


Figure 1- a) Design passé, b) Design actuel

Chapitre 2

Modification du modèle réduit

Le but de la présente étude est de modifier les poutres soutenant les empennages du modèle réduit. En effet, il fut constaté l'an passé que le déplacement au bout des poutres était trop important, modifiant ainsi l'angle d'attaque de l'empennage horizontal. Sans vent, le déplacement en bout était de l'ordre de 26 mm, induisant une inclinaison supplémentaire de 2° de l'empennage horizontal.

Les objectifs sont donc de:

- Limiter la flexion des poutres au maximum en modifiant celles-ci,
- Trouver un nouveau système de fixation des poutres sur l'aile,
- Modifier les empennages verticaux,
- Trouver un moyen de fixer les empennages sur les nouvelles poutres.

2.1 Configuration initiale

Avant tout rappelons la configuration actuelle des poutres et des empennages.

La configuration actuelle est montrée à la Figure 2.

Les poutres actuelles sont en acier et ont une section carrée de 6 mm de côté. C'est en effet cette configuration qui permettait de minimiser le déplacement, par rapport à une poutre de même section en aluminium.

Au niveau de l'aile, les poutres passent à travers le P.A. et sont insérées dans le longeron en aluminium (Détail A) de section carrée et de 15 mm de côté. Au niveau de l'empennage vertical, la poutre est insérée jusqu'à la moitié de l'empennage (VUE B).

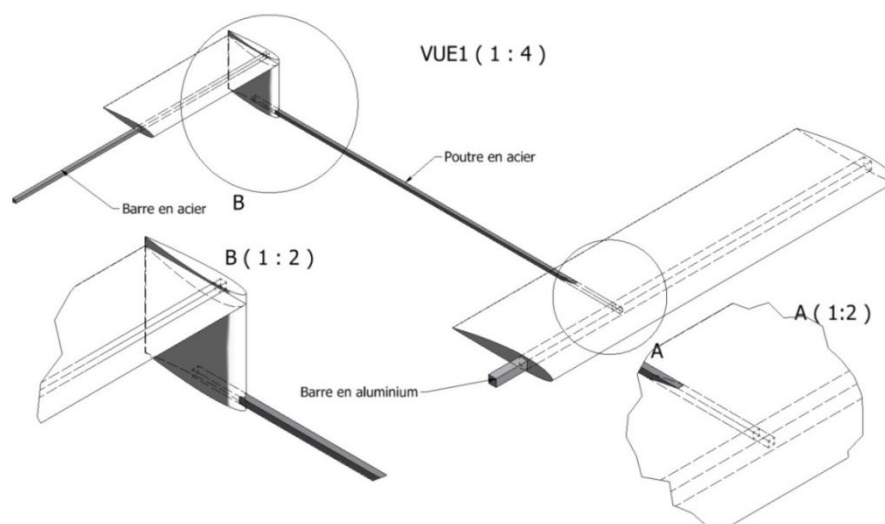


Figure 2-Configuration initiale

2.2 Limitation de la déflexion

La question qui se pose est la suivante : comment limiter la déflexion d'une poutre sachant qu'elle est soumise à son poids propre, au poids de la moitié des empennages et à la moitié de la portance de l'empennage horizontal.

2.2.1 Flexion

Considérons simplement une poutre encastree de longueur L soumise à une charge répartie p [N/m] (son poids propre) et à une charge concentrée en bout P [N] (ici, la moitié du poids des empennages et de la portance de l'empennage horizontal, par symétrie).

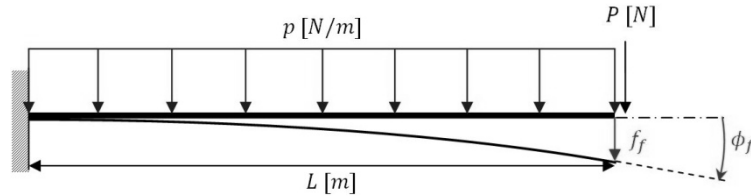


Figure 3

Par le principe de superposition, on peut additionner les deux chargements, il en résulte la déflexion suivante :

$$f_f = f_p + f_P = \frac{pL^4}{8EI} + \frac{PL^3}{3EI} [m]$$

Où E est le module d'Young et I est l'inertie de section de la poutre.

On peut aussi déterminer la rotation au bout de poutre :

$$\phi_f = \phi_p + \phi_P = \frac{pL^3}{6EI} + \frac{PL^2}{2EI} [rad]$$

On voit donc que pour diminuer les déflexions et les rotations, on peut :

- Augmenter l'inertie de section I ,
- Prendre un matériau plus rigide, c'est-à-dire un module d'Young E plus grand,
- Diminuer la longueur L de la poutre.

Cependant, il faut remarquer que le fait d'augmenter la rigidité peut conduire à une augmentation de masse et donc à une augmentation du poids par unité de longueur p . En fait, ici c'est la rigidité spécifique E/ρ qu'il faudra maximiser pour une géométrie donnée. En effet, le premier terme f_p peut aussi être écrit comme :

$$f_p = \frac{pL^4}{8EI} = \frac{\rho AL^4 g}{8EI} [m]$$

où A est l'aire de la section droite de la poutre et ρ est sa masse volumique. Ainsi, pour minimiser f_p il faut maximiser la rigidité spécifique.

De plus, diminuer la longueur serait ici difficile à réaliser car cela modifierait le bras de levier de l'empennage horizontal l_T (distance entre le centre aérodynamique de la surface portante, soit le quart de corde dans ce cas ci, et le centre de gravité) ainsi que le bras de levier de l'empennage vertical l_F . L'équilibre longitudinal serait alors modifié.

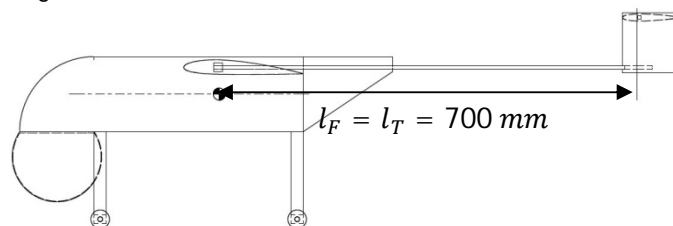


Figure 4-Bras de levier des empennages

Remarquons pour finir que la hauteur des empennages verticaux doit être agrandie. Donc le poids des empennages sera plus grand.

En conclusion, c'est plutôt l'inertie que nous allons augmenter en modifiant la section droite.

2.2.2 Torsion

Comme la poutre est fixée à l'aile via la barre en aluminium, cette dernière peut se tordre. Cela induit donc un déplacement supplémentaire en bout de poutre. Le moment de torsion est égal au moment de flexion résultant à l'encastrement de la poutre.

Le taux de torsion est défini par :

$$\frac{\partial \theta}{\partial x} = \frac{M_T}{C} \left[\frac{\text{rad}}{\text{m}} \right]$$

où M_T est le moment de torsion et où C est la rigidité torsionnelle. Pour une poutre à section rectangulaire, elle est définie par :

$$C = c_1 h b^3 G \text{ [Nm}^2\text{]}$$

où c_1 est une constante dépendant du rapport h/b , h et b étant respectivement la hauteur et la largeur de la barre. Ici, comme $h = b = 15 \text{ mm}$, $c_1 = 0,141$. G est le module de cisaillement.

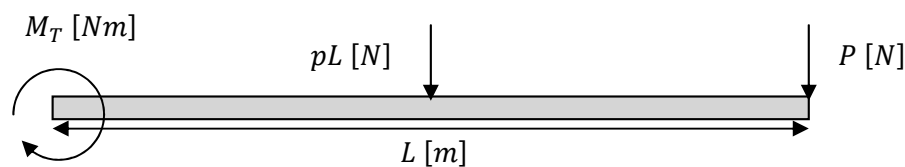


Figure 5-Moment de flexion résultant

Si on reprend les charges appliquées à la poutre de la section précédente, le moment de torsion devient :

$$M_T = PL + \frac{pL^2}{2} \text{ [Nm]}$$

Ce moment est constant.

Le taux de torsion est donc donné par :

$$\frac{\partial \theta}{\partial x} = \frac{M_T}{C}$$

Enfin, l'angle de torsion au niveau de la fixation est simplement:

$$\phi_t = \int_0^l \frac{\partial \theta}{\partial x} dx = \frac{lM_T}{C} \text{ [rad]}$$

où $l = 187,5 \text{ mm}$ (Figure 6).

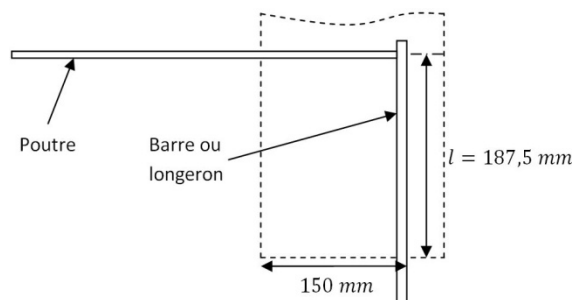


Figure 6

Comme cette torsion fait tourner tous les points de la poutre du même angle, la déformation au bout de la poutre est simplement donnée par :

$$f_t = \tan(\phi_t) L [m]$$

Pour diminuer la torsion il faut donc que la poutre soit légère.

Finalement, on peut prendre en compte les deux effets de flexion et de torsion. Les déplacements et rotations totaux sont donc:

$$\begin{cases} f_{tot} = f_f + f_t \\ \phi_{tot} = \phi_f + \phi_t \end{cases}$$

2.3 Recherche d'un nouveau type de poutre

Comme nous l'avons déjà mentionné plus haut, la section droite de la poutre doit être modifiée. De plus, il reste à définir le matériau.

2.3.1 Géométrie

En regardant les drones existants qui ont une configuration similaire à la nôtre, on voit que les poutres ont en général une section circulaire ou elliptique. C'est donc vers ce type de section que l'on va se tourner, mais avec toutefois une préférence pour une section circulaire (creuse pour gagner de la masse), plus facile à réaliser.

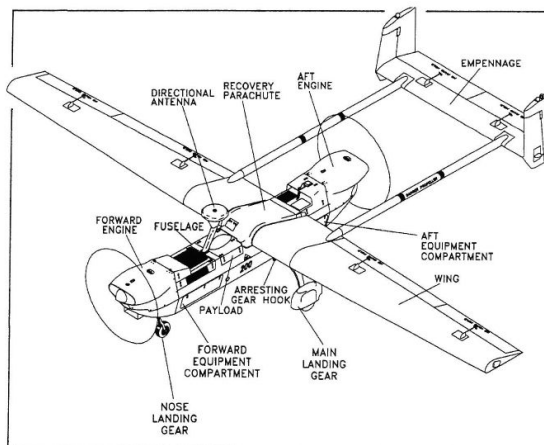


Figure 7-Northrop Grumman RQ-5A Hunter (réf. [15])

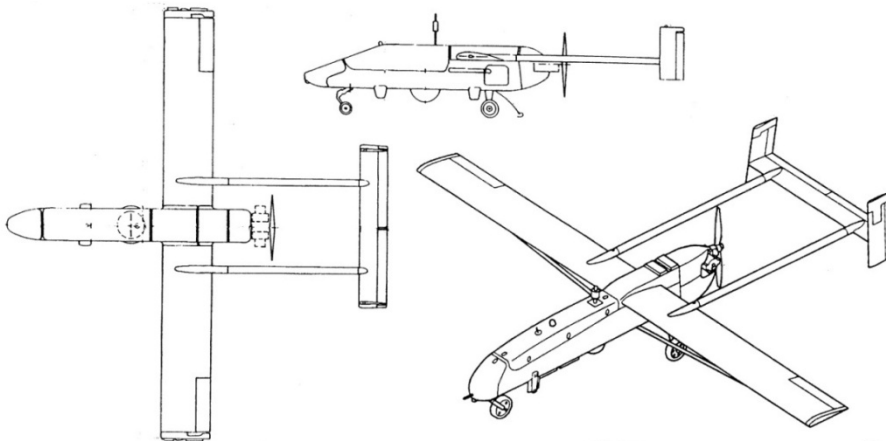


Figure 8-AAI RQ-2 Pioneer (réf. [15])

2.3.2 Matériaux

Le tableau suivant permet de comparer les modules spécifiques de l'acier, de l'aluminium et d'un CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*).

Matériau	Module d'Young (GPa)	Densité (kg/m ³)	E/ρ (Nm/kg)
Acier	210	7800	$26,92 \cdot 10^6$
Aluminium	70	2700	$25,92 \cdot 10^6$
CFRP	234 (longitudinal)	1780	$131,46 \cdot 10^6$

Tableau 5

On voit que l'acier et l'aluminium sont presque à égalité. Par contre le CFRP est largement en tête. Cependant, pour des raisons pratiques, c'est une poutre en aluminium qui est choisie. La poutre en acier ne conviendrait pas car la torsion de l'aile serait trop grande.

2.4 Mode de fixation de la poutre sur l'aile

Comme la géométrie des poutres a changé, il faut repenser la manière de les fixer à l'aile. Cette fixation devra être suffisamment rigide, légère, simple à assembler et à fabriquer.

La configuration choisie est celle donnée à la figure suivante. L'aile est simplement interrompue pour laisser passer la poutre.

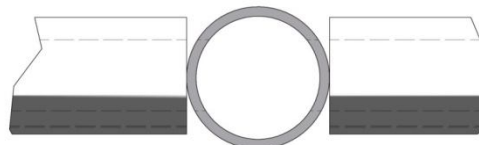


Figure 9

Afin de rigidifier la fixation, il est préférable de fixer le tube via un manchon, celui-ci étant traversé par la barre en aluminium de l'aile. Le manchon permet aussi de pouvoir serrer l'ensemble sans écraser le tube. Le tube est lui aussi percé des deux côtés pour laisser passer la barre.

Le processus de montage est le suivant :

- Le manchon est placé dans le tube
- L'ensemble est glissé dans la barre en aluminium de l'aile
- Le tout est fixé via un boulon

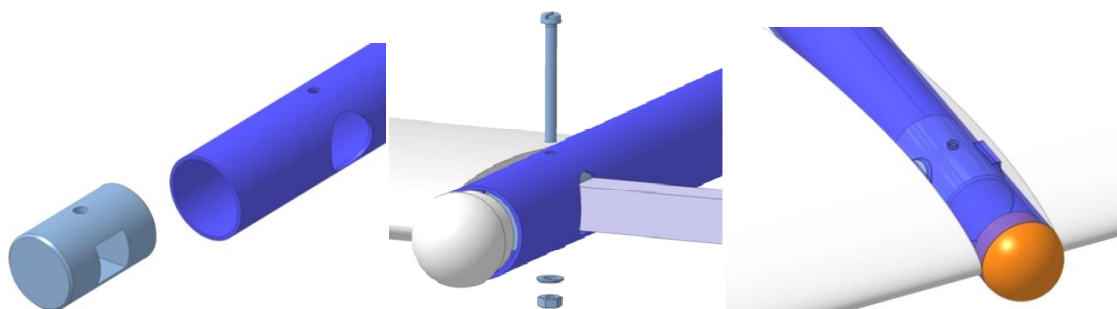


Figure 10-séquence de fixation du tube sur l'aile

2.5 Dimensionnement du tube

Il reste à choisir la section de la poutre. Comme c'est une poutre circulaire creuse, il faut choisir les deux diamètres. Cependant, pour un diamètre extérieur donné, le diamètre intérieur est en général imposé par le fournisseur (ATIMA® en l'occurrence).

Comme le but est de limiter le déplacement en bout de poutre, le dimensionnement de celle-ci se fera à la rigidité plutôt qu'à la résistance.

On peut déterminer la déflexion et la rotation au bout de la poutre avec les formules vues précédemment. Il reste à définir les charges appliquées.

Tout d'abord, il faut déterminer la portance qui agit sur l'empennage. Pour cela, on peut simplement considérer le pire des cas, c'est-à-dire quand la portance est maximale. Seule la moitié de cette portance sera appliquée par symétrie. La portance est donc donnée par :

$$\frac{L_T}{2} = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S_T}{2} C_{L_{Tmax}}$$

où $S_T = 0.05 \text{ m}^2$ est la surface de l'empennage horizontal, V est la vitesse, choisie à 25 m/s et $C_{L_{Tmax}}$ est le coefficient de portance maximum. Ce dernier peut être évalué de manière rapide en prenant environ 90% du coefficient de portance maximum $c_{l_{max}}$ du profil (un NACA-0012) :

$$C_{L_{Tmax}} = 0.90 c_{l_{max}} = 0.9 \times 1.4 = 1.26$$

La portance est alors :

$$\frac{L_T}{2} = 12.06 \text{ N}$$

On fera varier la portance de $-L_T/2$ à $L_T/2$.

Ensuite, le poids d'un empennage vertical et d'un demi-empennage horizontal est déterminé par CAO. Il faut encore rajouter le poids des éléments en aluminium. La masse totale de l'assemblage des empennages s'élève à 660 g . Enfin, il faut encore ajouter la contribution du poids du tube.

Il faut noter que si le fuselage a un angle d'attaque α , les charges ne sont plus perpendiculaires à la poutre et sont diminuées d'un facteur $\cos \alpha$. Le chargement est donc plus faible.

Maintenant que les charges sont connues, on peut calculer le déplacement au bout du tube ainsi que les rotations. La Figure 10 compare les déflexions et les rotations pour les deux géométries considérées et pour la poutre du design précédent. On prend en compte la torsion de la barre en aluminium placée dans l'aile.

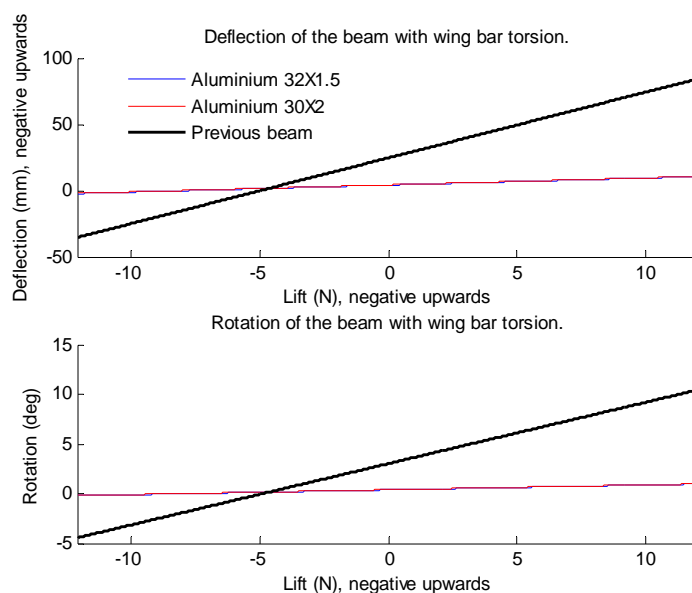


Figure 10

Le suivant montre quelques chiffres plus en détail.

Poutre	Poids [N/m]	$\frac{L_T}{2} = -12.06$ [N]	$\frac{L_T}{2} = 0$ [N]	$\frac{L_T}{2} = 12.06$ [N]
6 × 6	2.7546	$f_{tot} = -35.45$ mm $\phi_{tot} = -4.46^\circ$	$f_{tot} = 24.55$ mm $\phi_{tot} = 3^\circ$	$f_{tot} = 84.52$ mm $\phi_{tot} = 10.47^\circ$
32 × 1.5	3.8069	$f_{tot} = -2.326$ mm $\phi_{tot} = -0.2170^\circ$	$f_{tot} = 4.1083$ mm $\phi_{tot} = 0.3773^\circ$	$f_{tot} = 10.539$ mm $\phi_{tot} = 0.9713^\circ$
30 × 2	4.6598	$f_{tot} = -2.167$ mm $\phi_{tot} = -0.2023^\circ$	$f_{tot} = 4.2329$ mm $\phi_{tot} = 0.3876^\circ$	$f_{tot} = 10.629$ mm $\phi_{tot} = 0.9772^\circ$

Tableau 6

On constate fort heureusement une nette diminution des déflexions et rotations. Les deux poutres rondes ont des résultats semblables. Finalement, c'est la seconde poutre qui est choisie car elle est plus légère.

2.6 Empennages

2.6.1 Nouvelle géométrie

Tout d'abord, comme la stabilité en lacet s'est avérée insuffisante, les empennages verticaux doivent être redimensionnés. Pour cela, la hauteur de ceux-ci sera augmentée, le choix de cette hauteur est décrit dans le travail d'Amandine. Finalement la hauteur choisie est de 34 cm pour le modèle réel.

Ensuite, ce redimensionnement a aussi pour objectif d'éloigner l'empennage horizontal du sillage de l'hélice.

Enfin, l'empennage horizontal est modifié pour permettre de régler le calage de celui-ci de -5° à $+5^\circ$. L'empennage horizontal précédent était rigidifié avec une barre en acier de section carrée de 6 mm de côté. Cette barre est ici remplacée par une barre ronde de 6 mm de diamètre permettant à l'empennage de pivoter autour du quart de corde afin de régler l'angle de calage. La rotation est ensuite bloquée grâce à une tige filetée placée dans l'empennage horizontal.

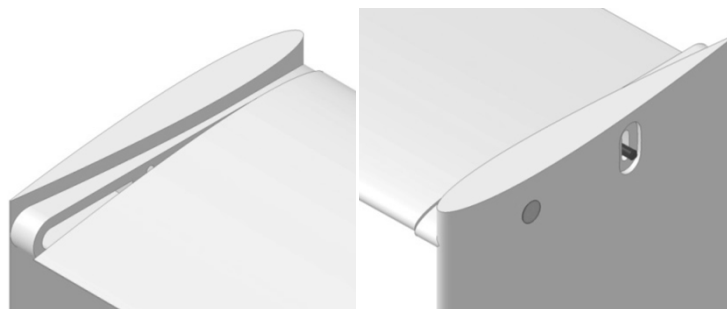


Figure 11-Les empennages et le système de pivot



Figure 12-Débattement de l'empennage horizontal

Le tableau suivant donne la masse des composants et de l'ensemble, pour la moitié seulement.

<i>Masses</i>	
Empennage vertical	304 g
Empennage horizontal (moitié)	286 g
Manchon	51 g
Barre en aluminium	19.5 g
Ensemble complet comprenant les pièces en aluminium	660.5 g

Tableau 7

2.6.2 Fixation de l'empennage vertical sur la poutre

L'empennage est fixé via un manchon inséré dans l'empennage vertical dont le bas a été modifié en conséquence. Ce montage est plus facile que d'insérer directement le tube dans l'empennage vertical. Le manchon sera collé dans l'empennage vertical.

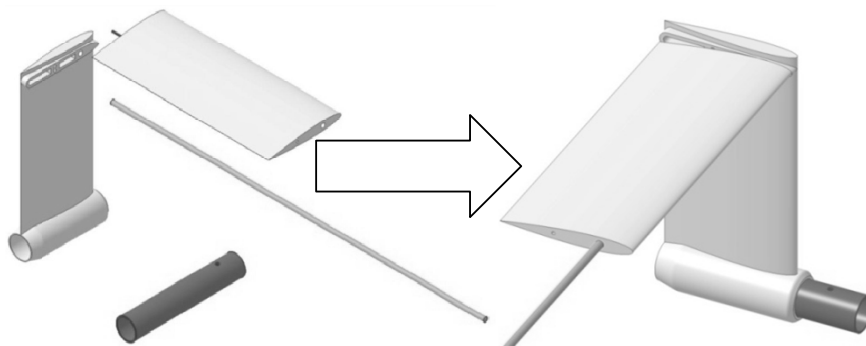


Figure 13-Assemblage des empennages

2.6.3 Modification de l'aile

Afin d'étudier l'influence d'une augmentation de l'envergure, deux petits tronçons d'aile de 75 mm d'envergure peuvent être insérés sur l'aile. L'envergure totale du modèle est alors portée à 1.65 m.

2.7 Modèle final

La figure suivante donne les dimensions générales du modèle.

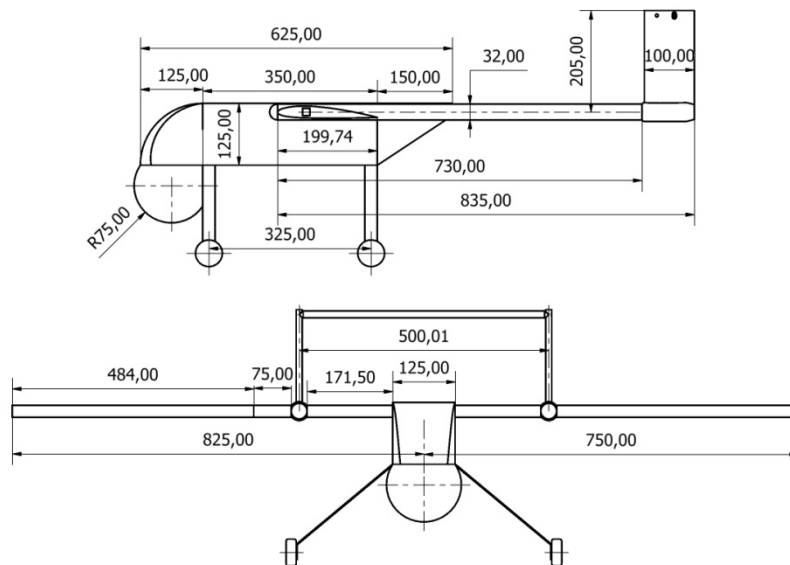


Figure 14

Les figures suivantes montrent le modèle final obtenu.

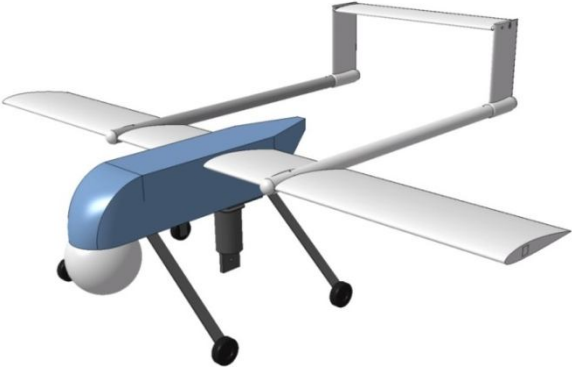


Figure 15

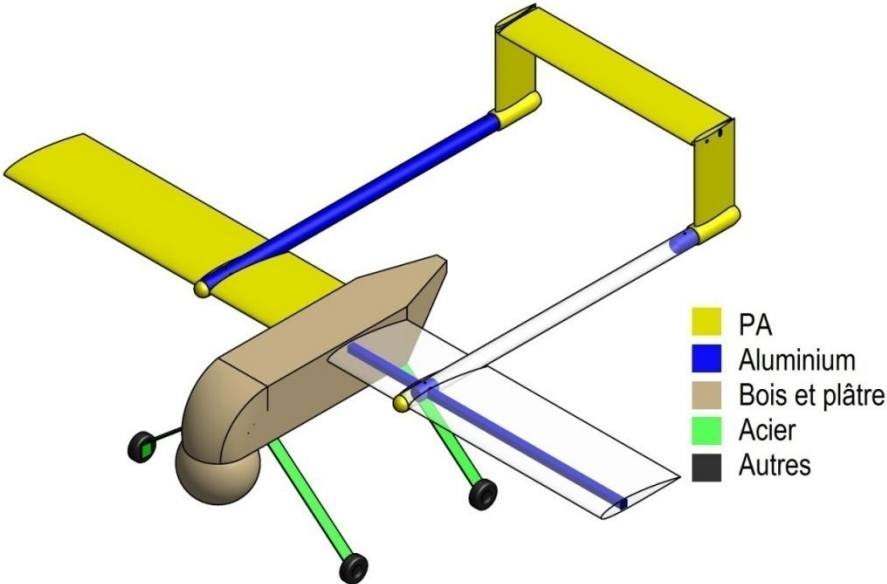


Figure 16-Matériaux du modèle

Chapitre 3

Modèle du fuselage en vue des essais moteur

L'objectif de ce court chapitre est de présenter rapidement le modèle à l'échelle 1 :1 du fuselage destiné à être testé en soufflerie. L'objectif principal de l'essai est d'évaluer les performances du moteur en termes de poussée et de puissance propulsive, et donc de rendement de propulsion, lorsque celui est monté sur le fuselage. Le but final est de déterminer si le moteur sélectionné est adéquat. En effet, les performances du moteur vont être fortement influencées par la présence du fuselage du fait de la présence de la sphère, de l'upsweep important à l'arrière du fuselage, Notons que la présence de l'aile en amont de l'hélice peut aussi avoir un effet perturbateur, c'est pourquoi celle-ci sera aussi construite.

Enfin, ce chapitre ne donne pas la démarche suivie pour la sélection du moteur ou celle de l'hélice, ainsi que les essais réalisés. Ces sujets sont traités dans le travail d'Amandine Guissart.

3.1 Matériaux

La majorité de la structure est réalisée en bois. En effet, il est facile de s'en procurer dans le commerce, il est facilement usinable et les assemblages peuvent être collés et/ou vissés sans difficulté. Pour l'avant, des plaques de « Styrodur » sont collées et découpées. De plus, une sphère en frigolite du bon diamètre (30 cm) est aussi placée à l'avant. Enfin, la surface de l'aile est faite de plaques de plastique.

3.2 Arrangement de la structure

La structure comprend comme éléments principaux le fuselage et les ailes, interrompues au niveau de l'emplacement des poutres des empennages. L'envergure est donc de 1 m.

Le fuselage comprend tout d'abord quatre longerons principaux. Deux longerons supplémentaires sont ajoutés pour fixer le capteur sous le fuselage. Ensuite, un cadre est placé à l'avant, au niveau de l'aile et à l'arrière. Enfin, des parois sont ajoutées. Les parois latérales et inférieure sont fixées tandis que la paroi supérieure est démontable pour avoir accès à l'intérieur du fuselage.

Les ailes sont constituées de deux longerons, de trois nervures et d'une peau. Le longeron avant fait partie intégrante du cadre central tandis que le longeron arrière traverse le fuselage de part en part et est fixé au dessus des deux longerons supérieurs du fuselage.

Enfin, le moteur est fixé à l'arrière sur fuselage via un croisillon fourni avec le moteur.

La Figure 17 montre quelques images du modèle en cour d'élaboration et lors d'un essai moteur.

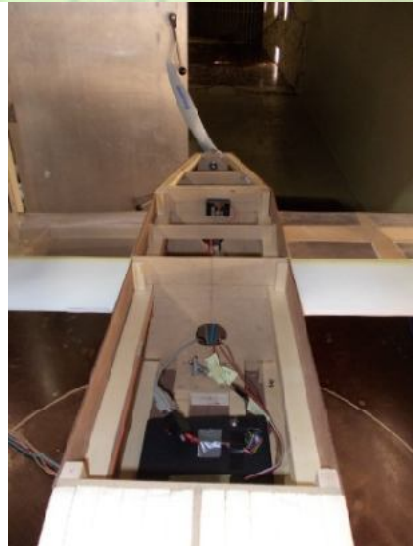
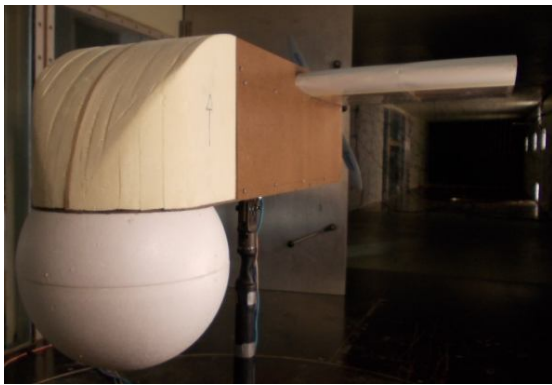
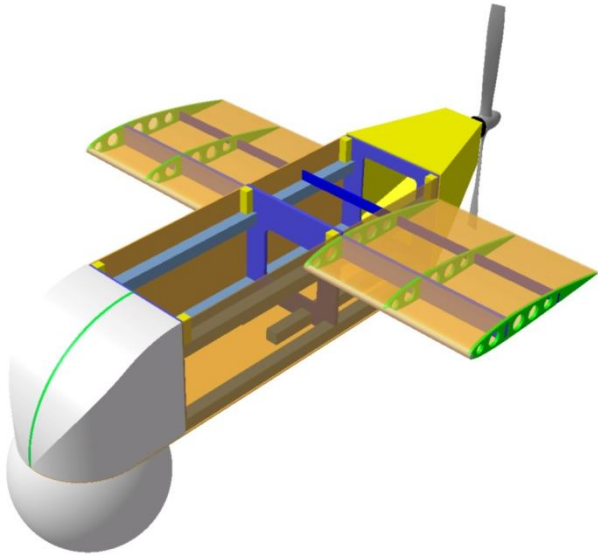


Figure 17-Quelques vues du modèle

Chapitre 4

Considérations générales sur la structure

Ce court chapitre a pour but de décrire les composants structurels d'un avion ainsi que leurs fonctions et de présenter les ensembles principaux de la structure. Enfin, la méthode de dimensionnement générale sera donnée.

4.1 Composants structurels

4.1.1 Composants d'une aile

La structure d'une aile est en général constituée:

- D'un ou plusieurs longerons (*spar*s)
- De nervures (*ribs*)
- De raidisseurs (*stringers*)
- D'une peau (*skin*)

La figure suivante montre un arrangement classique de ces différents éléments.

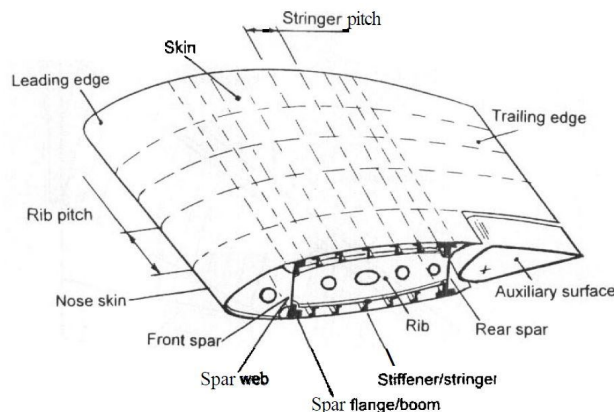


Figure 18-Section typique d'une aile (réf. [13])

La fonction des nervures est principalement de donner la forme du profil aérodynamique mais elles interagissent aussi avec la peau pour résister aux charges de pression aérodynamiques distribuées sur la surface de l'aile. Ensuite, elles reprennent les charges concentrées et les redistribuent sur le reste de la structure. Enfin, elles procurent un support aux raidisseurs ce qui réduit leur longueur et donc augmente la charge de flambement. Elles permettent aussi d'augmenter la charge de flambement des panneaux d'aile en diminuant leur longueur. Au niveau du bout d'aile, les charges sont faibles et les nervures ne servent qu'à imposer la forme du profil. Par contre, au niveau de l'emplanture, les nervures sont soumises à des charges beaucoup plus importantes (train d'atterrissage, poussée d'un moteur, point de fixation sur le fuselage, ...). Entre le bout d'aile et l'emplanture, les nervures peuvent servir de support pour les ailerons, les flaps, les charges emportées sous les ailes,....

La fonction première de la peau est de constituer une paroi imperméable capable de résister à la distribution de pression aérodynamique à la surface de l'aile. Ces charges sont ensuite transmises aux nervures et aux stringers. De plus, la peau donne la majeure partie de la résistance au cisaillement et à la torsion de l'aile. La peau reprend donc une grande partie des contraintes de cisaillement et une faible partie des contraintes de flexion.

Toutefois, la peau a une mauvaise résistance en compression et peut donc être sujette au flambement. Au lieu d'augmenter l'épaisseur de la peau, il est préférable d'ajouter des raidisseurs qui permettent d'augmenter sa charge de flambement.

Le rôle des stringers a déjà été évoqué dans le paragraphe précédent. Ajoutons que les stringers reprennent une partie des charges de traction et de compression dues à la flexion. Ainsi, les stringers, en plus des longerons, participent à la résistance en flexion de l'aile.

Les longerons sont des poutres disposées selon la longueur de l'aile. Un longeron comprend en général deux semelles (*booms ou flanges*) et une âme (*web*). Les semelles résistent principalement traction et compression, donnant ainsi une résistance en flexion de l'aile. Par contre, l'âme résiste bien en cisaillement et contribue donc à la résistance en cisaillement et à la torsion de l'aile. Enfin, les longerons constituent un support longitudinal pour la peau.

Les composants d'un empennage sont en général identiques à ceux de l'aile mais sont en général soumis à des charges moindres.

4.1.2 Composants d'un fuselage

Les charges aérodynamiques qui agissent sur un fuselage sont plus faibles que celles qui agissent sur les surfaces portantes. En revanche, le fuselage est soumis à un grand nombre de charges concentrées : train d'atterrissage (avant pour un train tricycle ou arrière pour un train classique), poussée d'un ou plusieurs moteurs si ceux-ci sont placés sur ou dans le fuselage, masse et inertie des éléments internes (charge utile, systèmes embarqués, ...), réactions venant des ailes et des empennages, pressurisation, ...

Un fuselage est en général constitué :

- Des cadres (*frame ou former*)
- De raidisseurs ou longerons (*stringers*)
- D'une peau (en fait constituée d'un ensemble de panneaux)

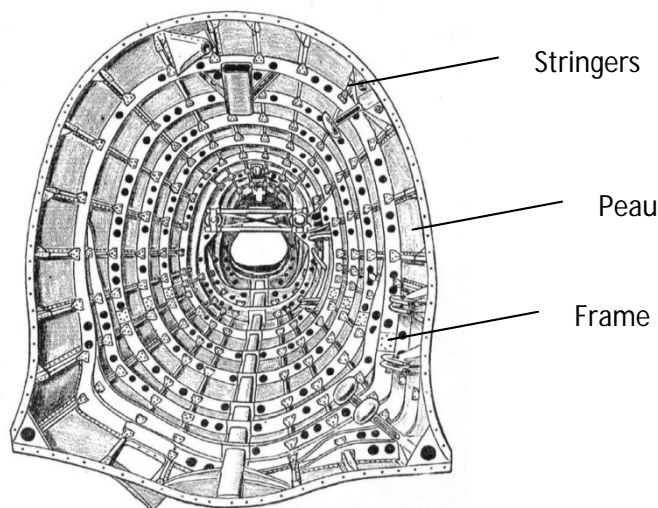


Figure 19-Éléments d'un fuselage-Section arrière du Mitsubishi "Zéro"

La fonction des frames est de donner la forme du fuselage mais aussi de reprendre les charges concentrées et de les redistribuer au reste de la structure. De plus, les frames constituent un support pour les stringers et la peau et permet d'augmenter leurs charges de flambement. Les stringers ont pour but principal de donner la résistance en flexion du fuselage. De plus, les stringers augmentent la résistance en compression des panneaux du fuselage en augmentant leur charge de flambement.

La peau du fuselage permet de donner la résistance en torsion et en cisaillement du fuselage. Elle reprend donc principalement les contraintes de cisaillement et peu de contraintes de flexion.

Dans le cas où les stringers sont absents, la structure est dite « monocoque » tandis que dans le cas où ils sont présents, elle est dite « semi-monocoque ».

4.2 Arrangement général de la structure

L'arrangement général décrit les différents sous-ensembles principaux de la structure. Ces sous-ensembles sont eux-mêmes constitués d'éléments de structure assemblés. En général, on considère : le fuselage, l'aile, l'empennage vertical et les moteurs.

Ici, on considérera les parties suivantes :

- Le fuselage comprenant trois parties : la partie charge utile, comprenant les caméras et systèmes associés ; la partie principale, sur laquelle est fixée l'aile et enfin la partie propulsion.
- Les ailes
- Les poutres liant les empennages à l'aile
- Les empennages
- Le train d'atterrissage

L'assemblage doit prendre en compte :

- Le transfert de charge d'un élément à l'autre de la structure
- Le démontage éventuel
- L'accès aux systèmes embarqués

Pour faciliter le démontage des ailes, on a choisit de séparer l'aile en deux sections :

- L'aile intérieure, fixée au fuselage
- L'aile extérieure, démontable et comprenant les ailerons

La séparation se fait au niveau de la fixation de la poutre des empennages avec l'aile.

La Figure 20 donne une idée de l'assemblage général de la structure. Ce sont ces différents sous-ensembles qui seront étudiés séparément dans ce travail.

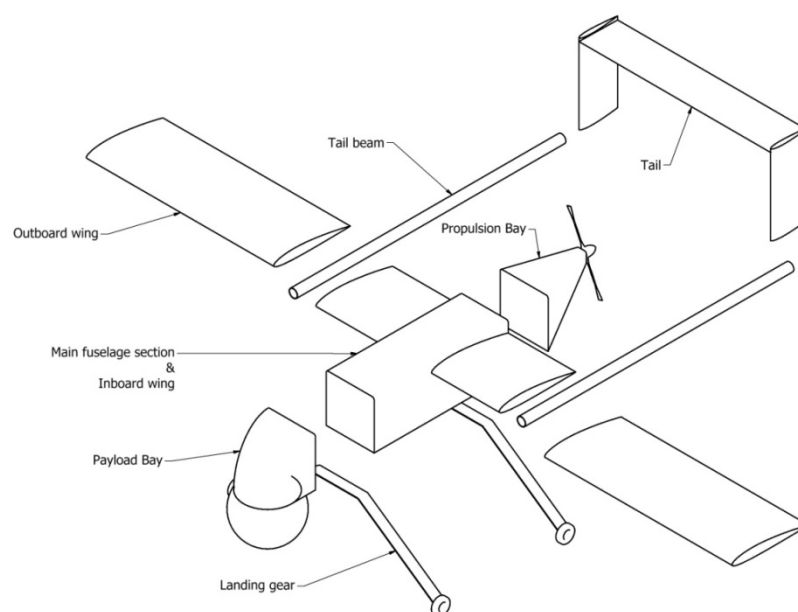


Figure 20-Sous ensembles généraux de la structure

4.3 Procédure générale de dimensionnement

Tout d'abord, on fera un inventaire des différentes architectures afin d'avoir une géométrie de départ. Ensuite, une analyse simple de la structure pourra être réalisée sur base de la géométrie sélectionnée et des charges appliquées. Enfin, une analyse plus détaillée sera faite en prenant en compte quelques modifications. La procédure générale est donnée à la Figure 21.

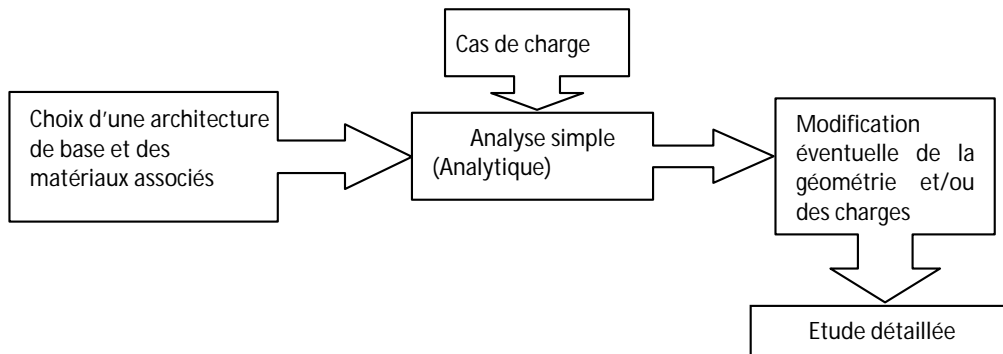


Figure 21-Schéma de résolution

On a donc trois grandes parties : la recherche des charges, la recherche d'une architecture et l'analyse de structure qui combine les deux premières étapes. Le processus est aussi itératif car des modifications des charges et/ou de la géométrie sont toujours à prévoir.

En examinant la configuration du drone, on voit que ce sont les empennages qui sont les plus indépendants. On calculera donc d'abord les efforts dans les empennages. Ces efforts vont ensuite être transmis aux deux poutres les supportant. Puis, les charges sont transmises à l'aile. Enfin, le fuselage est chargé par les charges résultantes agissant à la fixation des ailes, son poids propre et celui des composants internes, par les réactions aux fixations du train d'atterrissage et enfin par la poussée et le couple moteur.

Chapitre 5

Charges

Ce chapitre est consacré à la recherche des charges auxquelles est soumis le drone. Cette étape est bien entendu nécessaire pour pouvoir dimensionner la structure.

Pour commencer, une liste générale des efforts sera dressée car il est avant tout nécessaire d'inventorier les différentes charges appliquées avant de les regrouper pour former des cas de charge.

En ce qui concerne l'enveloppe de vol, sa définition a déjà été traitée dans la référence [30], cependant elle est ici modifiée pour prendre en compte les données obtenues avec les nouveaux essais en soufflerie et une modification de la masse et de la géométrie.

Ensuite, on calculera les charges agissant sur les surfaces portantes, sur base des points critiques de l'enveloppe de vol. On ajoutera en plus la déflexion des commandes de vol.

5.1 Conventions de signe et axes utilisés

Dans l'analyse des éléments de la structure, on choisira les axes suivants : l'axe X dirigé selon l'axe du fuselage, l'axe Z vers le haut et l'axe Y est simplement déterminé par la règle de la main droite. De plus, la Figure 22 indique le signe des angles de braquage des gouvernes.

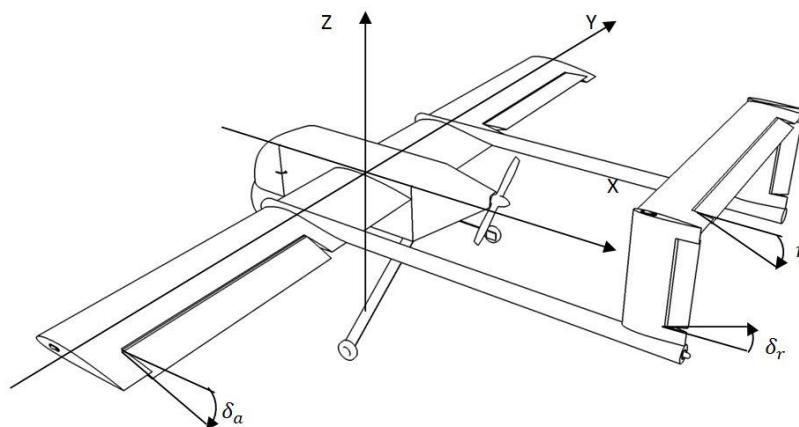


Figure 22-Conventions de signe

Les efforts de portance seront positifs selon l'axe Z pour l'aile et l'empennage horizontal, selon l'axe Y pour les empennages verticaux.

5.2 Généralités

La structure d'un avion est soumise à un grand nombre de charges et il existe un grand nombre de combinaisons des ces charges. On peut distinguer d'une part les charges subies par l'appareil lorsqu'il est au sol et d'autre part les charges subies par l'avion en vol. De plus, l'amplitude de ces charges n'est pas constante dans le temps, elle varie au cours des différentes conditions de vol rencontrées par l'avion lors de sa mission. Enfin, si certaines charges vont être appliquées tout au long de la durée de vie de l'avion, d'autres ne se produiront que dans des conditions exceptionnelles (atterrissage sur le ventre, impacts, amerrissage,...).

Il est important d'avoir une estimation relativement bonne des charges les plus critiques agissant sur la structure. En effet, la masse de la structure pouvant résister à ces charges va influencer la masse totale qui elle-même influence les charges. De plus, le dimensionnement de la structure sous un cas de charge surestimé peut conduire à une surcharge, incompatible avec les contraintes de masse fixées initialement.

5.2.1 Poids propre et forces d'inertie

Le poids propre de la structure et des éléments qu'elle contient constitue une charge permanente. Le poids peut être multiplié par le facteur de charge lors d'une manœuvre ou d'une rafale.

5.2.2 Efforts de propulsion

De manière générale, la force majeure et utile engendrée par le système de propulsion est la poussée. A la poussée s'ajoute le couple moteur, dépendant de la puissance délivrée et de la vitesse de rotation du moteur. Enfin, le moteur est souvent une source de vibrations qui sont transmises au reste de la structure.

5.2.3 Charges d'atterrissage

Lors d'un atterrissage normal, c'est le train principal qui doit amortir le choc.

Ici, l'effort sera, en principe, réparti sur les deux lames du train arrière. Cependant, ce cas de charge est idéal et il peut arriver qu'une seule des deux roues touche le sol en premier ou même que ce soit le train avant qui reprenne le choc. Il est raisonnable de penser que les charges pourront être élevées lors de l'atterrissage du fait de la nature téléguidée de l'engin. Enfin, il est clair que la qualité du terrain d'atterrissage ou de décollage a aussi son importance.

5.2.4 Charges aérodynamiques

Les forces et moments aérodynamiques agissent sur les surfaces portantes : les ailes, l'empennage vertical et l'empennage horizontal, mais aussi sur toutes les autres surfaces.

A deux dimensions, la résultante de la distribution de pression sur un profil d'aile donne lieu à une portance et une trainée de pression. Ces deux résultantes agissent au centre de pression du profil. Cependant, comme ce dernier bouge avec l'angle d'attaque, il est préférable de déplacer la portance et la trainée au centre aérodynamique et d'ajouter un moment, indépendant de l'angle d'attaque du profil.

Pour une aile en trois dimensions, cela donne lieu à une distribution de portance, de trainée et de moment qui dépend bien sûr de la forme de l'aile.

Notons que la trainée mentionnée plus haut n'est pas la trainée totale. Il faut encore ajouter la trainée de frottement qui agit sur toutes les surfaces extérieures, la trainée induite par la portance, les trainées d'interférence,...

Les charges aérodynamiques vont ensuite être transmises au reste de la structure. Les manœuvres, les rafales, la vitesse de vol ou encore les déflexions des commandes de vol changent la valeur et la répartition de ces efforts.

5.3 Estimation de la masse de la structure

À ce stade, la masse totale réelle est encore inconnue mais la masse de certains éléments et équipements a déjà été estimée ([2] et [7]). Le Tableau 8 donne les masses de ces composants.

<i>Bilan de masse initial</i>		
Charge utile :	Camera, moteurs, support, batteries,... ¹	2.835 kg
Groupe propulsion :	Moteur	0.407 kg
	Hélice	0.147 kg
	Batteries	1 kg
Masse totale connue		4.3890 kg
Masse totale estimée		14 kg
Marge		9.6110 kg

Tableau 8

Lors du pré-dimensionnement, la masse fut estimée à 10 kg mais une rapide estimation de la masse de la structure avait prédit une masse d'environ 16 kg. Cette surcharge était due en partie à l'utilisation d'une structure 100% aluminium. On prendra ici en compte une surcharge de 4 kg.

A titre d'exemple, citons le petit drone Vector-p de dimensions comparables au nôtre qui a une masse maximale au décollage de 34 kg et une masse à vide de 19.7 kg.

L'estimation de la masse est très importante. En effet, si le chargement agissant sur la structure influence sa masse, la masse influence aussi l'amplitude des charges. On verra plus loin l'influence de la masse d'une part sur l'enveloppe de vol et d'autre part sur les charges appliquées.

5.4 Enveloppe de vol

Lors du design, il est nécessaire d'imposer des limites à ne pas franchir sous peine d'endommager l'avion ou même dans le pire des cas de le détruire. De manière générale, l'enveloppe de vol définit les limites d'altitude, de Mach et de facteur de charge à ne pas franchir, qu'elle que soit la phase de la mission.

5.4.1 Quelques définitions

Facteur de charge

Le chargement peut être représenté par le facteur de charge. Par définition, il correspond au rapport entre les charges aérodynamiques résultantes perpendiculaires à l'axe longitudinal x de l'avion et le poids :

$$n = \frac{L}{W} [g]$$

En condition de vol normale (en croisière), le facteur de charge vaut 1g.

¹ Pour l'instant, cette masse est laissée telle quelle pour l'instant mais elle sera diminuée par la suite (cf. Chapitre 9)

Diagramme V-n

Les points extrêmes de l'enveloppe de vol pour lesquels la structure doit être conçue et résister sont repris dans les diagrammes V-n de manœuvre et de rafale, exprimant le facteur de charge en fonction de la vitesse.

Vitesse équivalente

Les vitesses de l'enveloppe de vol sont exprimées en termes de vitesse équivalente.

Afin de garder la pression dynamique constante, on définit une vitesse équivalente qui est la vitesse au niveau de la mer qui donne la même pression dynamique au niveau de vol considéré. La vitesse équivalente est donc définie par :

$$V_e = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_{s.l.}}} V \text{ [m/s]}$$

La vitesse équivalente sera donc plus faible que la vitesse réelle à cause de la diminution de la densité avec l'altitude².

Toutes les vitesses considérées par la suite seront donc des vitesses équivalentes et l'indice *e* sera omis par simplicité. Enfin, la densité au niveau de la mer sera notée ρ .

Vitesses de design

Les vitesses correspondant aux points limite de l'enveloppe de vol sont les vitesses de design.

Vitesse de décrochage V_S

Correspond à la vitesse à laquelle l'avion décroche. Elle est fonction de la configuration aérodynamique (configuration lisse, avec train sorti et/ou flaps,...) et de masse.

Vitesse de manœuvre V_A

C'est la plus petite vitesse pour laquelle l'avion peut subir le facteur de charge maximum sans décrocher. En dessous de cette vitesse, l'avion décroche pour ce facteur de charge.

Vitesse de croisière V_C

Elle sera définie ici comme la vitesse à puissance maximum. C'est donc aussi la vitesse horizontale maximale.

Vitesse de plongée V_D

La vitesse de plongée est en général prise égale à la vitesse de croisière multipliée par un facteur 1.25.

Charges limites

Les exigences de résistance sont exprimées en terme de charges limites (Figure 23). La première est la *charge limite* qui est la charge maximale à laquelle l'avion doit résister dans des conditions normales d'utilisation. La seconde est la *charge de preuve*, définie comme le produit de la charge limite par le *facteur d'épreuve* variant entre 1 et 1.25. Enfin, la dernière est la *charge ultime* qui est le produit de la charge limite par le *facteur ultime*, en général 1.5. Le facteur 1.5 représente un facteur de sécurité, représentant les incertitudes sur :

- L'estimation des charges
- Le calcul de la structure et les tests
- Les spécifications des matériaux

² La densité au niveau 0 est de 1.225 kg/m^3 pour une atmosphère standard.

- Les dimensions des composants
- ...

La structure devra résister à la charge de preuve sans déformation dommageable et ne devra pas se rompre avant que la charge ultime ne soit atteinte.

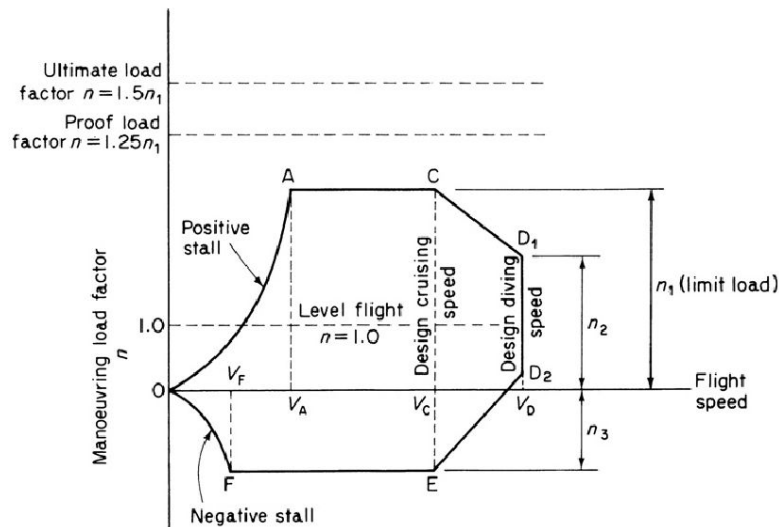


Figure 23-Charges limites

5.4.2 Données utilisées

Les données qui seront utilisées pour construire l'enveloppe de vol sont données dans le tableau suivant.

Données	
Masse estimée	14 kg
Surface de l'aile	1.32 m ²
Coefficient de portance maximum à angle d'attaque positif C_{Lmax}	0.95
Coefficient de portance maximum à angle d'attaque négatif $C_{Lmaxneg}$	-0.63
Coefficient de traînée $C_{Dat C_{Lmax}}$	0.12
Coefficient de traînée $C_{Dat C_{Lmaxneg}}$	0.18
Pente de la courbe de portance du drone $C_{L\alpha}$	4.71 rad ⁻¹

Tableau 9-Données utilisées pour l'enveloppe de vol

5.4.3 Enveloppe de manœuvre

L'enveloppe des manœuvres définit l'ensemble des conditions de manœuvres symétriques admissibles en conditions opérationnelles en termes de vitesse et de facteur de charge. L'avion doit être structurellement sûr en tout point de cette enveloppe.

A basse vitesse, le facteur de charge le plus élevé que l'avion pourra subir est limité par la portance maximum disponible.

A haute vitesse, le facteur de charge maximum est limité par une valeur arbitraire dépendant de l'utilisation de l'avion.

En général, le facteur de charge négatif a une amplitude plus faible que les facteurs de charge positifs.

La méthode de construction de l'enveloppe de vol du drone ainsi que le choix des vitesses et des facteurs de charge particuliers est donnée dans la référence [30]. Elle ne sera donc pas refaite ici. On notera simplement l'équation des courbes de décrochage positif et négatif :

$$\begin{cases} V_S(n > 0) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho C_{N_{max}} S}} \\ V_S(n < 0) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho C_{N_{maxneg}} S}} \end{cases}$$

Où C_N est le coefficient normal :

$$\begin{cases} C_{N_{max}} = \sqrt{C_{L_{max}}^2 + C_{D_{at C_{L_{max}}}}^2} \\ C_{N_{maxneg}} = -\sqrt{C_{L_{maxneg}}^2 + C_{D_{at C_{L_{maxneg}}}}^2} \end{cases}$$

Le diagramme final est représenté à la Figure 24.

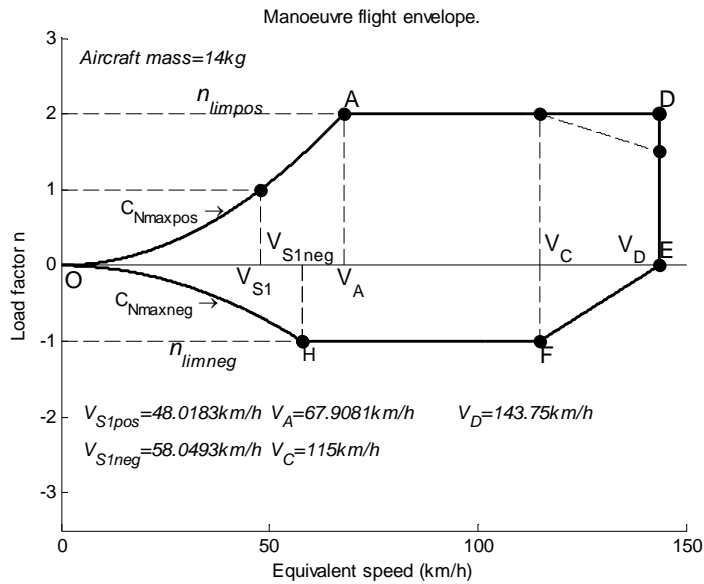


Figure 24-Enveloppe de vol de manoeuvre

5.5 Diagramme V-n des rafales

En plus des charges de manoeuvre, un avion est soumis à des charges engendrées par les turbulences atmosphériques. Ces mouvements de masse d'air constituent les rafales.

Une rafale a pour effet d'augmenter l'angle d'attaque des surfaces portantes. En conséquence, la portance varie donc de façon plus ou moins brutale créant une accélération verticale de l'avion, exprimée par le facteur de charge.

A nouveau, la méthode de construction du diagramme est donnée dans la référence [30].

Notons simplement que les lignes de rafale de l'enveloppe de vol ont pour équation :

$$n = 1 \pm \frac{\rho V C_{L\alpha} S U F_g}{498W}$$

Avec

- ρ la masse volumique au niveau de la mer en $slug/ft^3$ ³
- V la vitesse de vol équivalente en nœuds ($knots$)⁴
- $C_{L\alpha}$ la pente de portance en rad^{-1}
- S la surface de l'aile en ft^2
- U la vitesse de rafale en ft/s
- W le poids en livre force lbf ⁵

Le facteur d'allégement de rafale F_g pour un avion subsonique est défini par :

$$F_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

où μ_g est le paramètre de masse :

$$\mu_g = \frac{2W}{S\rho\bar{c}_w g C_{L\alpha}}$$

Le facteur de charge est donc proportionnel à la vitesse et à la surface de l'aile. Il est par contre inversement proportionnel au poids. Le changement de facteur de charge sera donc d'autant plus élevé que la masse est faible. Comme la masse du drone est faible, on peut s'attendre à ce que ce soit l'enveloppe des rafales qui impose les charges limites.

Il reste à déterminer les vitesses les trois vitesses de rafale U_B, U_C et U_D . Vu le faible poids du drone, il faut limiter ces vitesses afin de limiter l'augmentation du facteur de charge.

Les vitesses de rafale sont $U_B = 30ft/s = 9.1m/s, U_C = 30ft/s$ et $U_D = 20ft/s = 6m/s$.

Le diagramme final obtenu est donné à la Figure 25.

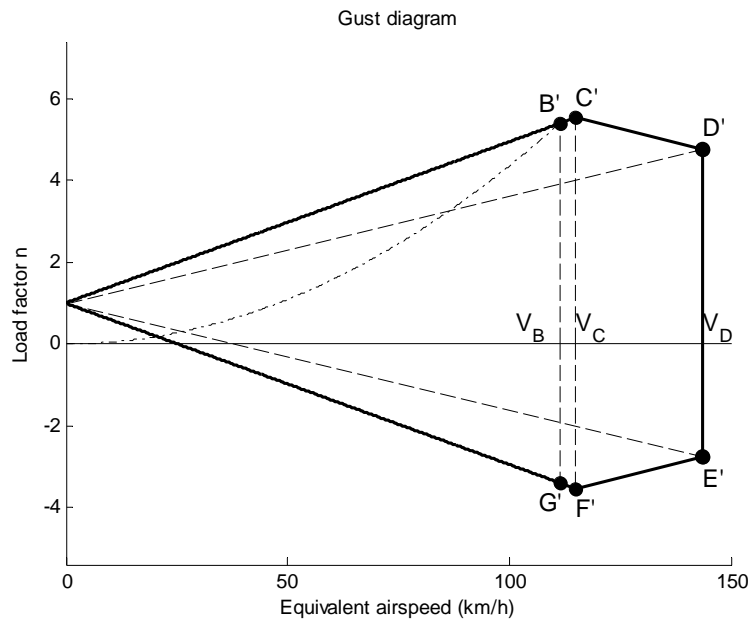


Figure 25-Enveloppe de vol des rafales

³ $1 slug/ft^3 = 3.108 \times 10^{-2} lb/ft^3 = 1.94032 \times 10^{-3} kg/m^3$

⁴ $1 noeud = 1 mile nautique/h = 1.852 km/h$

⁵ $1 lbf = 4.44822 N$

5.6 Diagramme combiné

Pour construire le diagramme combiné, il suffit de superposer les diagrammes de manœuvre et de rafale et de garder les limites les plus contraignantes. La ligne de rafale jusqu'au point B' n'est pas considérée puisqu'elle est au-delà de la courbe de décrochage de l'avion. Le diagramme final est montré à la Figure 26. On voit que c'est bien l'enveloppe de rafale qui est la plus critique.

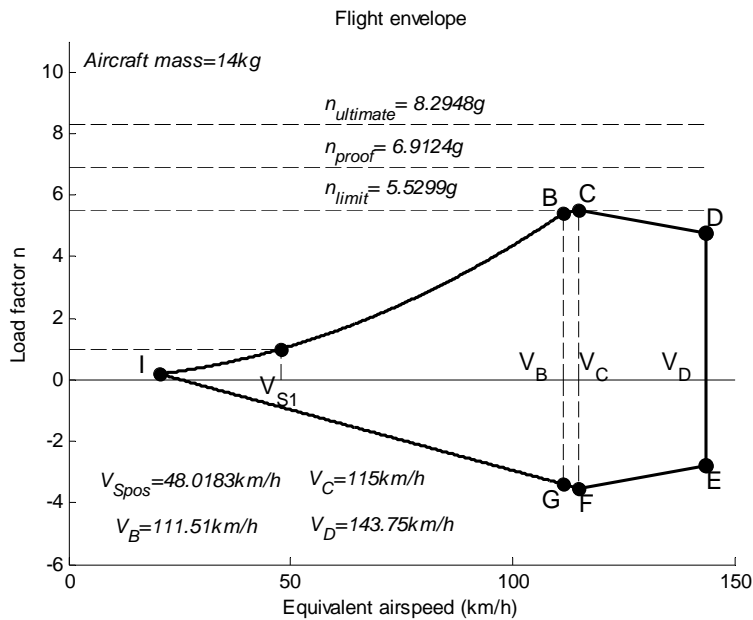


Figure 26-Enveloppe de vol finale

Le tableau suivant donne les points importants de l'enveloppe de vol finale.

Points du diagramme V-n		
Facteur de charge limite	5.7451 g	
Facteur de charge de preuve	7.1814 g	
Facteur de charge ultime	8.6176 g	
Points particuliers	n [g]	V [km/h]
Décrochage à 1 g	1	48
Point B	5.395	111.5
Point C	5.5299	115
Point D	4.7749	143.75
Point E	-2.7749	143.75
Point F	-3.53	115
Point G	-3.392	111.5

Tableau 10

Pour les cas de charge, on retiendra les points B, C, D, E, F et G. On prendra en plus le point (1, V_C) comme point de comparaison. Notons que ce point donnera les charges maximales dans des conditions normales, c'est-à-dire le vol en palier et à la vitesse maximale en palier.

5.7 Influence de la masse sur l'enveloppe de vol

Pour l'enveloppe des manœuvres, les courbes de décrochage positif et négatif vont être influencées par la masse puisque la vitesse de décrochage en dépend.

La forme de la vitesse de décrochage indique que, assez logiquement, la vitesse va augmenter avec la masse pour un facteur de charge donné. Les courbes de décrochage vont donc se déplacer vers la droite.

Pour l'enveloppe des rafales, on voit que les lignes de rafale sont inversement proportionnelles à la masse. Par conséquent, la pente de ces droites va diminuer et le facteur de charge sera plus faible, pour une vitesse donnée. Enfin, les vitesses aux points C', D', E' et F' sont indépendants de la masse et ne vont donc pas changer car elles sont proportionnelles à la vitesse de croisière.

Pour le diagramme combiné, la courbe de décrochage positif va se décaler vers la droite et vers le bas.

La figure suivante montre les différents facteurs de charge et les vitesses associées, obtenus en fonction des cas de charge sélectionnés et de la masse.

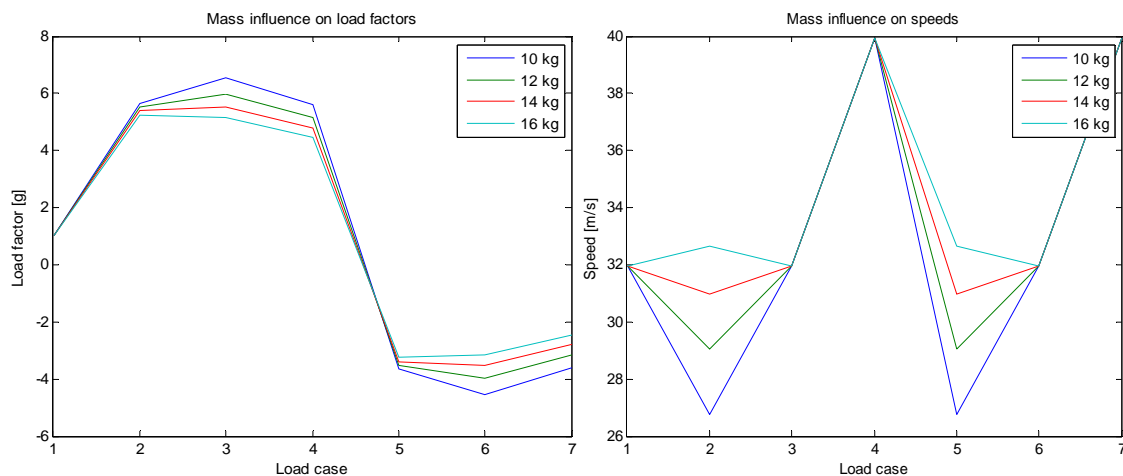


Figure 27-Influence de la masse sur le facteur de charge et sur la vitesse

5.8 Calcul des charges

Le but est ici d'obtenir un ordre de grandeur des charges agissant sur la structure. Ces efforts seront ensuite utilisés pour dimensionner les empennages, les poutres supportant les empennages et les ailes.

Le cas de charge considéré ici correspond à un cas de vol pour lequel le drone est soumis à une rafale. Les ailerons sont en plus défléchis.

Pour rappel, le tableau suivant donne les points de l'enveloppe de vol considérés pour les différents cas de charge.

Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
V [m/s]	31.9444	30.9750	31.9444	39.9306	30.9750	31.9444	39.9306
n [g]	1	5.3928	5.5299	4.7749	-3.3924	-3.5299	-2.7749
Point correspondant	/	B	C	D	G	F	E

Tableau 11

5.8.1 Calcul des forces de portance de l'aile et l'empennage horizontal

Considérons l'avion de la Figure 28 en équilibre longitudinal.

On définit les longueurs suivantes :

- $\bar{c} = 400 \text{ mm}$ la corde moyenne aérodynamique, égale à la corde car l'aile n'a pas de taper ratio. Par facilité de notation, on la notera aussi c .
- $h_0 \bar{c} = 98 \text{ mm}$ est la distance entre le bord d'attaque au niveau de la corde moyenne aérodynamique et le centre aérodynamique de l'aile
- $h \bar{c} = 160 \text{ mm}$ est la distance entre le bord d'attaque au niveau de la corde moyenne aérodynamique et le centre de gravité
- $l_T = 1.36 \text{ m}$ est la distance entre le centre aérodynamique de l'empennage horizontal et le centre de gravité
- $l_t = 1.42 \text{ m}$ est la distance entre le centre aérodynamique de l'empennage horizontal et celui de l'aile

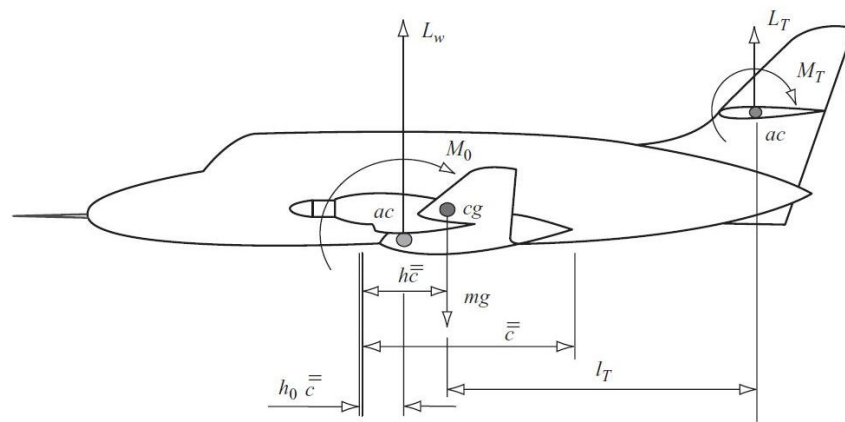


Figure 28-Avion en équilibre longitudinal (réf. [7])

L'équilibre vertical donne simplement:

$$nW = L_w + L_T = L$$

Ou encore, divisant les deux membres par le terme $\frac{1}{2} \rho V^2 S$, on a directement le coefficient de portance du drone :

$$C_L = \frac{2nW}{\rho V^2 S} = C_{L_w} + \frac{\eta_H S_T}{S} C_{L_T}$$

où η_H est le rapport des pressions dynamique entre l'empennage horizontal et l'aile, de l'ordre de 0.9, $S = 1.32 \text{ m}^2$ est la surface de l'aile, $S_T = 0.2 \text{ m}^2$ est la surface de l'empennage horizontal, C_{L_w} est le coefficient de portance de l'aile et C_{L_T} est le coefficient de portance de l'empennage horizontal.

Le coefficient de portance total est donc proportionnel au facteur de charge et est inversement proportionnel à la pression dynamique.

Et l'équilibre des moments est :

$$M = M_{ac_w} + L_w(h - h_0)\bar{c} - L_T l_T + M_{ac_T}$$

Le moment aérodynamique M_{ac_T} de l'empennage horizontal est en général négligé. De plus, l'effet de la traînée et de la poussée n'est pas pris en compte ici.

Ainsi, divisant les deux membres par le terme $\frac{1}{2}\rho V^2 S\bar{c}$ il vient:

$$C_m = C_{m_{ac}} + C_{L_w}(h - h_0) - C_{L_T}\bar{V}_T\eta_H$$

où l'on a défini le terme

$$\bar{V}_T = \frac{l_T S_T}{S\bar{c}} = 0.515$$

Le moment aérodynamique de l'aile est estimé par la formule suivante :

$$C_{m_{ac}} = \frac{c_{m_{wac}} AR}{AR + 2} = -0.0378$$

où $AR = b^2/S = 8.25$ est l'aspect ratio de l'aile et $c_{m_{wac}}$ est le moment aérodynamique du profil de l'aile.

Comme le drone doit être à l'équilibre, il faut que le moment de tangage soit nul. On a donc deux équations à deux inconnues : la portance de l'aile et celle de l'empennage horizontal.

La Figure 29 donne les coefficients de portance obtenus ainsi que les portances associées. On voit bien que l'on est proche du $C_{L_{max}}$ pour le second cas de charge ce qui est normal puisqu'il passe par la courbe de décrochage (point B). Par contre, c'est pour le troisième cas que la portance est maximale.

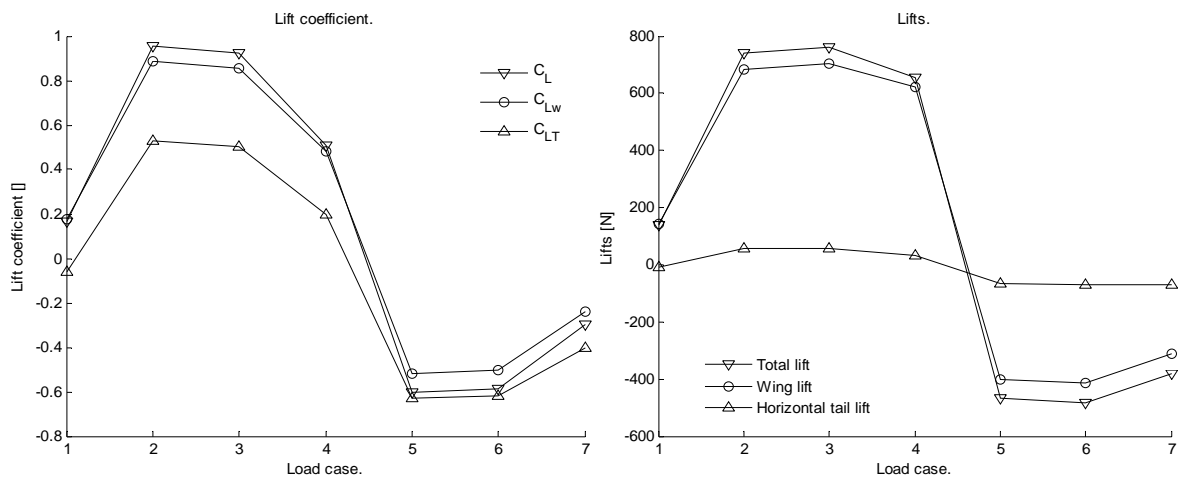


Figure 29-Coefficients de portance et portances

Les angles d'attaque des surfaces portantes sont définis par la Figure 30 (seul l'angle de calage de l'aile n'est pas représenté).

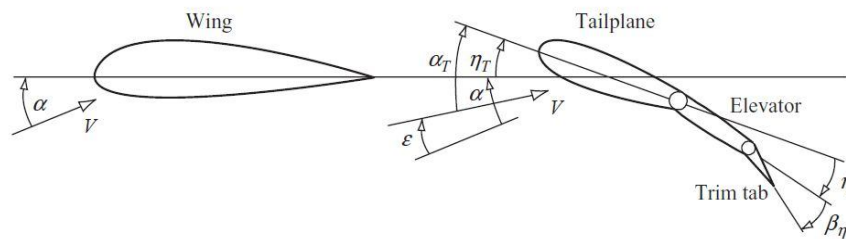


Figure 30-Définition des angles (réf. [7])

Les angles d'attaque de l'aile et de l'empennage sont donc :

$$\begin{cases} \alpha_w = \alpha + i_w \\ \alpha_T = \alpha - \epsilon + \eta_T \end{cases}$$

où $i_w = 3^\circ$ est l'angle de calage de l'aile et η_T est celui de l'empennage horizontal.

L'angle de downwash ϵ est défini par (voir référence [14]) :

$$\epsilon = \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} (\alpha_w - \alpha_{l_{w_0}}) = \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} (\alpha + i_w - \alpha_{l_{w_0}})$$

avec

$$\frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} = 4.44 \left(\frac{1}{AR} - \frac{1}{1 + AR^{1.7}} \right)^{1.19} \left(\frac{10}{7} \right)^{1.19} \left(\frac{1 - \frac{h_T}{b_T}}{\left(\frac{c_{l_T}}{b_T} \right)^{\frac{1}{3}}} \right)^{1.19}$$

où h_T est la hauteur de l'empennage horizontal et c_{l_T} le coefficient de portance de l'empennage horizontal.

Les portances de l'aile et de l'empennage horizontal ont pour expression :

$$\begin{cases} C_{L_w} = C_{L_{w\alpha}} (\alpha_w - \alpha_{0L}) = C_{L_{w\alpha}} (\alpha + i_w - \alpha_{0L}) \\ C_{L_T} = C_{L_{T\alpha}} \alpha_T + C_{L_{T\eta}} \eta = C_{L_{T\alpha}} (\alpha - \epsilon + \eta_T) + C_{L_{T\eta}} \eta \end{cases}$$

où $C_{L_{w\alpha}}$ est la pente de portance de l'aile, α_{0L} est l'angle à portance nulle de l'aile, $C_{L_{T\alpha}}$ est la pente de portance de l'empennage horizontal et $C_{L_{T\eta}}$ est la pente de portance de l'empennage horizontal avec l'angle de l'élévateur.

Ainsi, connaissant les forces requises pour satisfaire l'équilibre, on peut déterminer les angles d'attaque du fuselage et des surfaces portantes. La première équation donne l'angle d'attaque du fuselage et permet donc de trouver le downwash et donc l'angle d'attaque de l'empennage horizontal. La Figure 31 donne les angles obtenus et leur cosinus respectifs. C'est bien à angle d'attaque important que la différence est la plus marquée.

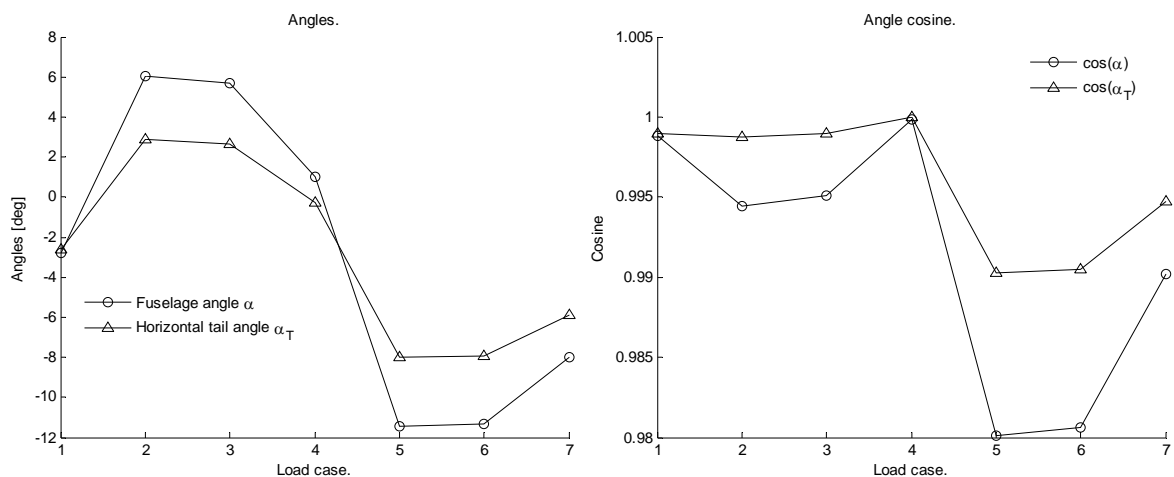


Figure 31-Angles d'attaque du fuselage et de l'empennage horizontal et cosinus associés

On voit que comme les angles restent faibles, le cosinus de ces angles sera très proche de l'unité. Ainsi, il ne sera pas nécessaire de projeter les efforts selon l'axe Z du drone car cela conduirait à une diminution de charge de seulement 2% au maximum.

5.8.2 Calcul de la portance de l'empennage vertical

Pour l'empennage vertical, on peut prendre en compte le cas où le drone est à son angle de lacet maximum qui est de l'ordre de 12°. Cependant, cette condition de vol pourrait être dangereuse à la vitesse maximale, c'est pourquoi cet angle sera seulement autorisé pour des vitesses inférieures ou égales à la vitesse de croisière.

En plus de la portance générée par cet angle de lacet, il faut prendre en compte la portance générée par la déflexion du gouvernail. En effet, cette déflexion est nécessaire pour maintenir l'équilibre en lacet du drone. Cependant, pour maintenir le drone en équilibre, il faut défléchir le gouvernail en sens contraire du lacet. Ainsi, les portances générées par l'angle de lacet et par la déflexion du gouvernail sont de signes contraires.

Pour ramener le drone en ligne de vol on peut soit relâcher le gouvernail, soit braquer le gouvernail dans le sens opposé. Cette dernière manœuvre est plus rapide car les portances générées par l'angle d'attaque et la déflexion du gouvernail sont cette maintenant de même sens. C'est donc dans ce cas que les efforts seront les plus grands.

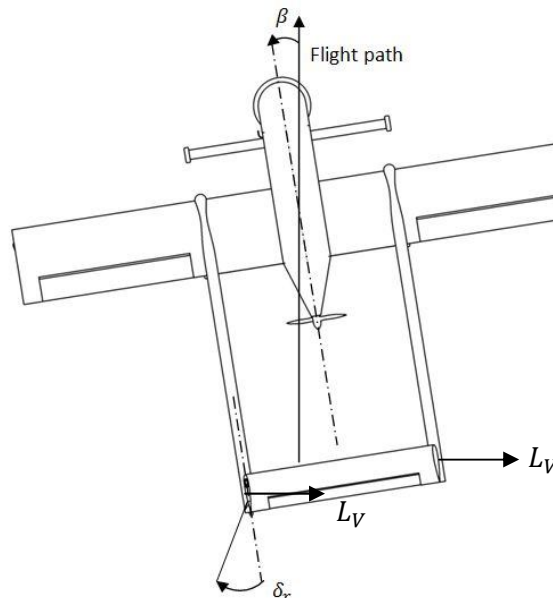


Figure 32-Cas de charge de l'empennage vertical

La portance a pour expression :

$$L_V = \frac{1}{2} \rho S_V V^2 C_{L_V}$$

Où le coefficient de portance total est donné par :

$$C_{L_V} = C_{L_V\beta} \beta + C_{L_V\delta_r} \delta_r$$

où $C_{L_V\beta} = 3.0333 \text{ rad}^{-1}$ et $C_{L_V\delta_r} = 0.7915 \text{ rad}^{-1}$.

On retiendra donc les cas de charge repris dans le Tableau 12.

Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
V [m/s]	31.9444	30.9750	31.9444	39.9306	30.9750	31.9444	39.9306
β [°]	12	12	12	0	12	12	0
δ_r [°]	20						

Tableau 12

La figure suivante donne la portance générée par l'empennage vertical en fonction du cas de charge.

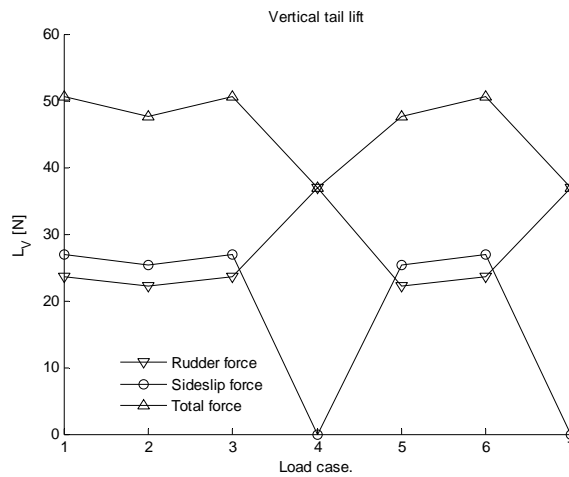


Figure 33-Forces de portance sur l'empennage vertical

5.8.3 Estimation rapide de la traînée

Cette partie est destinée au calcul rapide, et donc approximatif, de la traînée induite des différentes surfaces portantes. Le détail des expressions utilisées ici est décrit dans la référence [10].

La traînée induite est de la forme générale suivante :

$$C_{Di} = C_{D_{0i}} + \frac{C_{L_i}^2}{\pi A R_i e_i}$$

La figure suivante donne les forces de traînée obtenues.

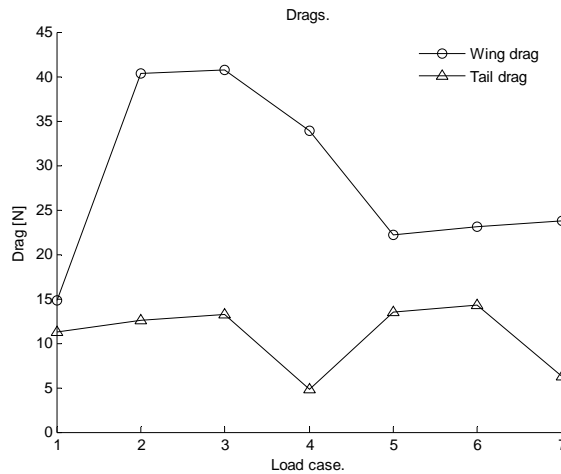


Figure 34-Ordre de grandeur des forces de traînée des empennages et de l'aile

On voit que les forces de traînée sont très faibles par rapport aux forces de portance. Il faut cependant faire attention au fait que la traînée est en réalité plus élevée car on ne prend pas en compte la traînée de frottement et la traînée générée par le décrochage.

5.8.4 Influence de la masse

La Figure 35 donne l'évolution des charges de portance de l'aile et de l'empennage horizontal en fonction de la masse. On constate que les charges augmentent avec la masse. Cela provient du fait que le produit nW croît avec le poids. En effet, pour une ligne de rafale, on a :

$$nW = W \pm \frac{\rho V C_{L\alpha} S U F_g}{498}$$

Remarquons que seule la vitesse du point B de l'enveloppe de vol est fonction du poids car ce point est sur la courbe de décrochage.

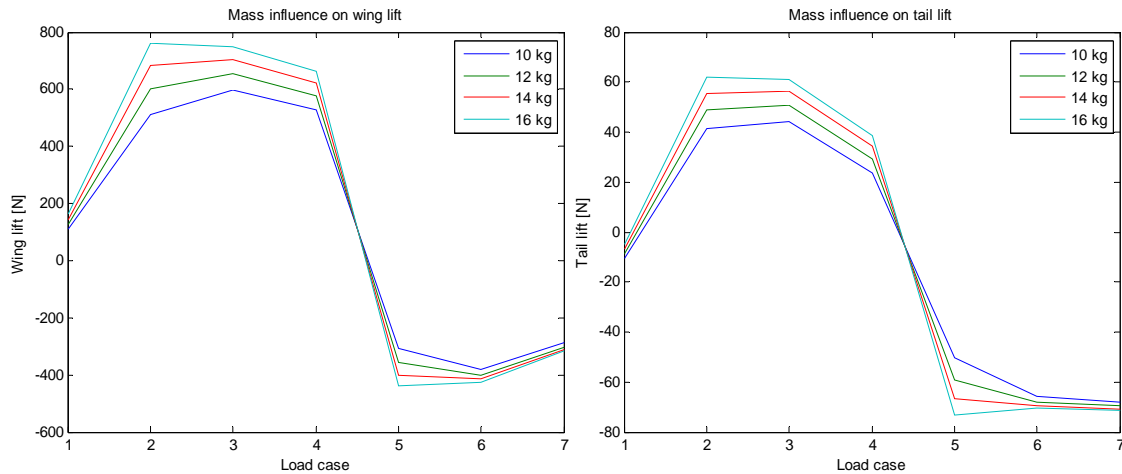


Figure 35-Evolution des charges de portance de l'aile et de l'empennage horizontal en fonction de la masse, pour les différents cas de charge.

5.8.5 Charges dues à la déflexion d'un aileron

Lors de la déflexion d'un aileron, la portance sur l'aile augmente ou diminue selon le sens de braquage de la gouverne. Comme la cambrure du profil change, le moment aérodynamique change lui aussi : il devient plus négatif pour une déflexion positive de l'aileron.

Les caractéristiques de l'aileron sont reprises dans le tableau suivant. La démarche de dimensionnement est expliquée dans le travail d'Amandine Guissart.

Paramètres géométriques	
Corde	120 mm ou 30% de la corde de l'aile
Envergure	500 mm
Position par rapport au bout d'aile	50 mm
Angles de braquage δ_a	$\pm 20^\circ$
Paramètres aérodynamiques	
Pente du coefficient de portance en fonction de δ_a (2D)	1.2 rad^{-1}
Pente du coefficient de moment en fonction de δ_a	$-0.01 \delta_a \text{ rad}^{-1}$

Tableau 13

La portance locale totale le long de l'envergure est donnée par :

$$l_{total}(y) = l(y) + \Delta l(y)$$

L'incrément de portance Δl est donné par :

$$\Delta l = \frac{1}{2} \rho c V^2 \Delta c_l = \frac{1}{2} \rho c V^2 c_{l_{\delta_a}} \delta_a$$

L'incrément de portance est donc négatif ou positif selon le signe de δ_a .

Le moment aérodynamique local total est :

$$m_{total}(y) = m(y) + \Delta m(y)$$

Où l'incrément de moment est :

$$\Delta m = \frac{1}{2} \rho c^2 V^2 c_{m_{\delta_a}} \delta_a$$

Notons enfin que les incréments de portance et de moment ne dépendent pas du facteur de charge mais dépendent de la vitesse. Les incréments seront donc maximums pour la vitesse maximale.

5.9 Répartition des efforts sur les surfaces portantes

Connaissant l'amplitude des charges agissant sur les surfaces portantes, il faut maintenant déterminer la répartition des efforts sur ces surfaces.

Pour déterminer la répartition de portance, il existe plusieurs méthodes numériques comme la méthode des panneaux par exemple mais on se contentera d'une méthode analytique simple, en première approximation.

5.9.1 Calcul de la répartition de portance sur l'aile

La distribution de portance d'une aile elliptique est elle-même elliptique mais qu'elle est-elle pour une aile rectangulaire ?

Une méthode simple consiste à faire la moyenne entre une distribution de portance elliptique et une distribution qui a la même forme que l'aile, donc ici une distribution uniforme. C'est l'approximation de Schrenk (voir référence [19]).

La distribution de circulation pour une aile elliptique est :

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

Avec :

$$\Gamma_0 = \frac{4L}{\rho V b \pi}$$

La portance est donnée par la relation de Kutta-Jukowski :

$$l(y) = \rho V \Gamma(y) = \rho V \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

Ainsi :

$$l_{elliptique}(y) = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$$

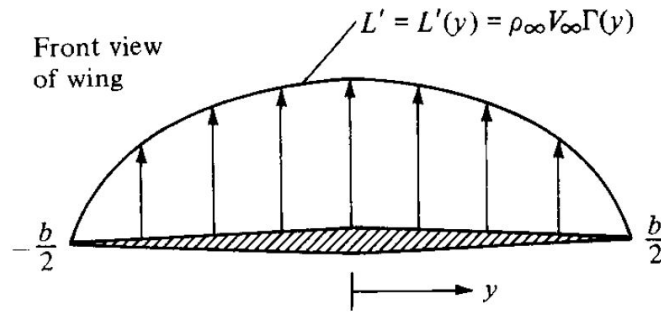


Figure 36-Distribution elliptique de portance (réf. [16])

Pour une distribution uniforme, on a simplement:

$$l_{uniforme}(y) = \frac{L}{b}$$

Ainsi, la distribution peut être évaluée par :

$$l(y) = \frac{l_{uniforme} + l_{elliptique}}{2} = \frac{4L}{b\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} + \frac{L}{b} = \frac{L}{b} \left(\frac{4}{\pi} \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2} + 1 \right)$$

On peut vérifier par intégration sur l'envergure que la résultante est bien égale à la portance totale de l'aile.

La figure suivante donne la répartition de portance pour les différents cas de charge sélectionnés, sans déflexion des ailerons.

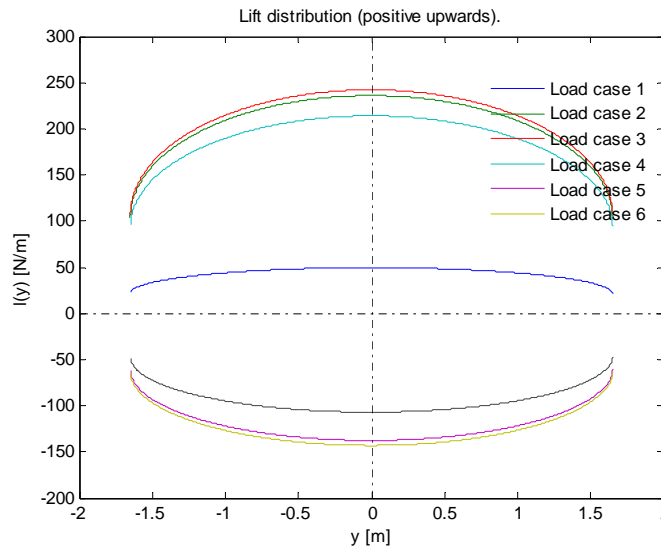


Figure 37-Distribution de portance $l(y)$ (2D)

5.9.2 Calcul de la répartition de moment aérodynamique sur l'aile

Le moment aérodynamique est considéré comme uniforme sur l'envergure. Sa distribution est donnée par:

$$m(y) = \frac{1}{2} \rho c^2 V^2 c_{m_{wac}}$$

Le moment n'est donc qu'une fonction de la vitesse puisque le coefficient de moment est constant.

La suivante donne le moment aérodynamique en fonction des cas de charge.

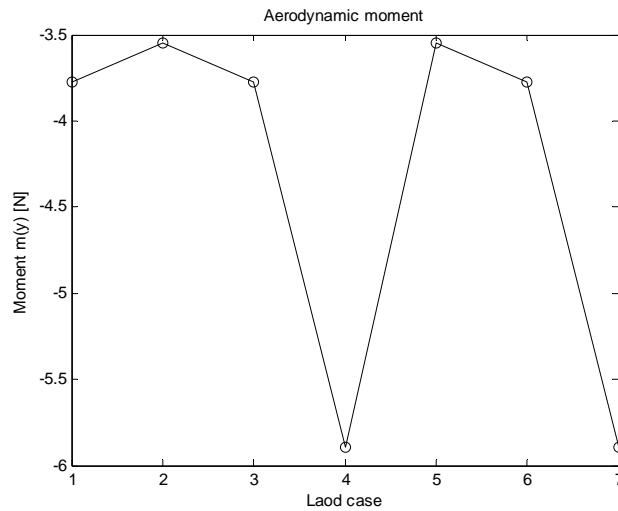


Figure 38-Amplitude du moment aérodynamique (2D) en fonction des cas de charge

5.9.3 Déflexion d'un aileron

On fera ici l'hypothèse que l'incrément de portance au droit de l'aileron est uniforme. On fera de même avec l'incrément de moment aérodynamique.

La figure suivante montre la distribution de portance due à la déflexion d'un aileron.

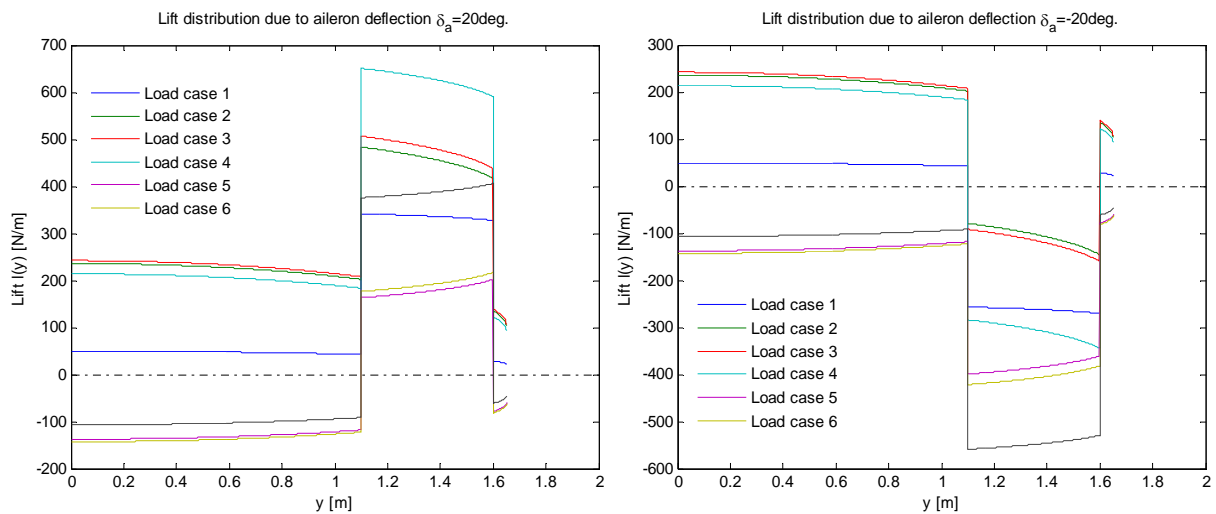


Figure 39-Distribution de portance suite à la déflexion d'un aileron

On voit bien que l'incrément de portance est maximum pour la vitesse maximale, c'est-à-dire la vitesse de plongée.

Remarquons que la distribution sera fort différente lorsque le drone aura un taux de roulis. Cette distribution n'est valable qu'à l'instant même du braquage.

La Figure 40 montre la distribution de moment due à la déflexion d'un aileron.

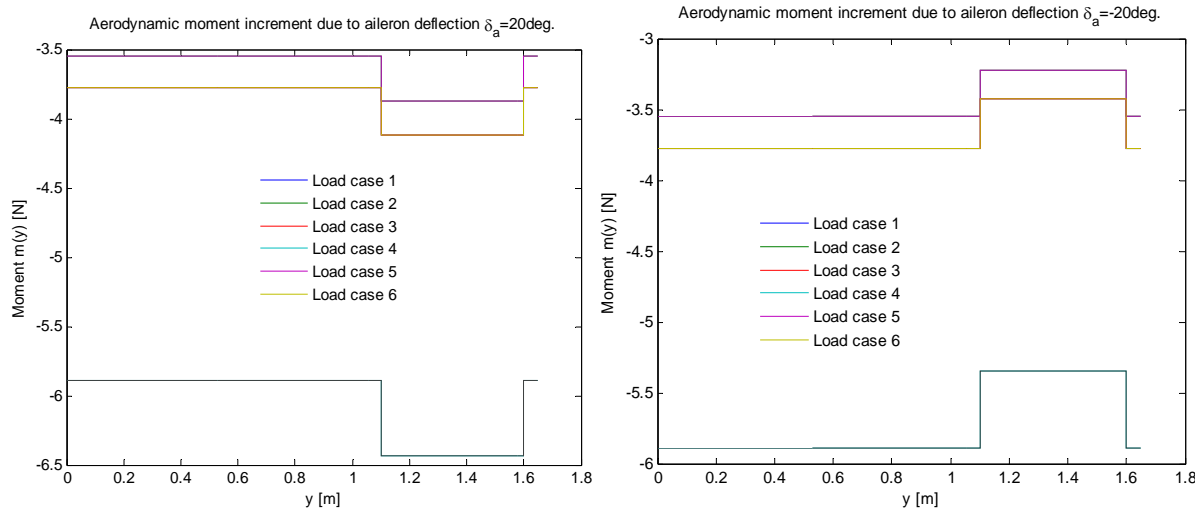


Figure 40-Distribution de moment aérodynamique suite à la déflexion d'un aileron

5.10 Charges d'atterrissage

Ce cas de charge sera utilisé pour dimensionner le train mais aussi les parties du fuselage sur lesquelles il sera fixé.

Bien entendu, il existe plusieurs cas de charge en fonction du nombre de points de contact, autrement dit du nombre de roues qui touchent le sol. On aura donc au minimum un atterrissage un point et au maximum un atterrissage quatre points, pour la configuration actuelle.

Le plus critique est celui où le contact se fait sur une seule roue. Dans cette configuration, le chargement du fuselage n'est pas symétrique. La seconde roue touchera le sol quelques instants plus tard à cause du moment créé par la force d'inertie du fuselage par rapport au point de contact.

Lors de l'atterrissage le train doit amortir le choc en se déformant. La force verticale appliquée sur le train (Figure 41) est donnée par :

$$F_s = \frac{W N_{gear}}{n_{gear}}$$

Où $N_{gear} = L/W$ est le taux de décélération ou « gear load factor », il est de l'ordre de 3 ; et n_{gear} est le nombre de points de contact. Pour une masse de 14 kg, la force de réaction pour un point de contact est de 412 N.

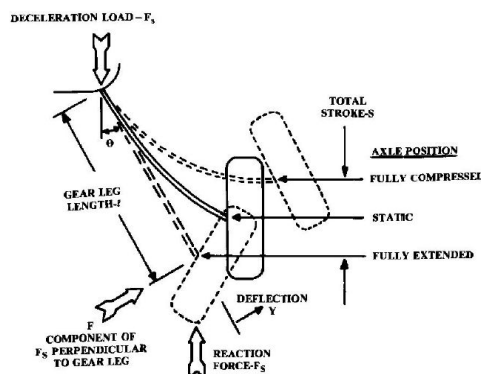


Figure 41-Force de réaction sur le train d'atterrissage (réf. [24])

Chapitre 6

Dimensionnement des empennages

Ce chapitre décrit le pré dimensionnement des empennages. Le but est d'obtenir une configuration pour la structure (géométrie et matériaux des éléments de structure) et d'avoir une estimation de la masse. L'estimation de la masse des empennages est primordiale puisque les charges appliquées aux poutres reliant les empennages à l'aile dépendent de cette masse. De plus, comme ces poutres sont fixées à l'aile, les charges appliquées à l'aile vont en dépendre aussi. Enfin, le centre de gravité sera lui aussi fortement influencé par la masse des empennages.

La première partie décrit quelques configurations d'empennages. La seconde partie décrit le processus de dimensionnement et d'analyse de la configuration choisie ainsi que les modifications apportées. On fera tout d'abord un modèle analytique rapide puis une étude plus détaillée par éléments finis. Enfin, la configuration finale sera donnée.

6.1 Dimensions générales des empennages

La figure suivante donne les dimensions générales des empennages et des commandes de vol associées ainsi que les axes généraux.

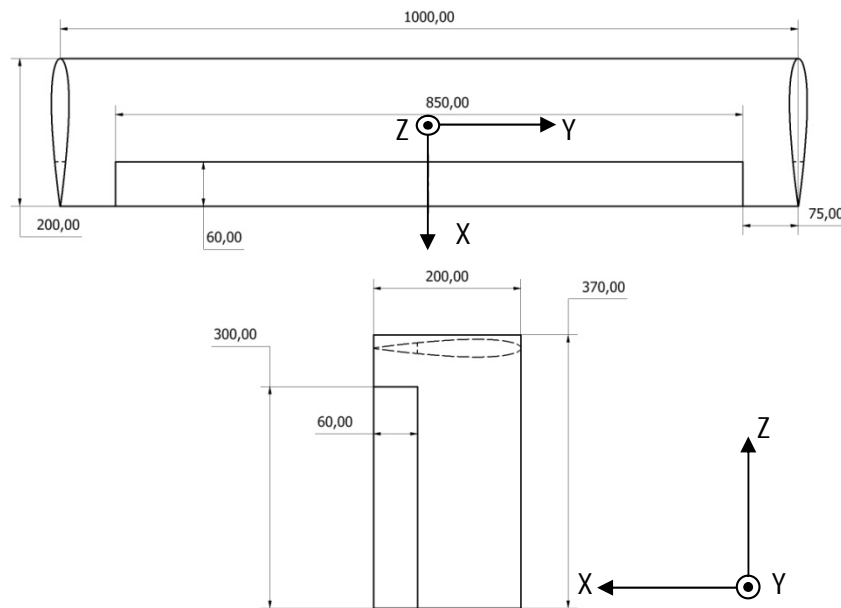


Figure 42-Dimensions des empennages et des commandes de vol associées

6.2 Différentes configurations

Avant de commencer, il faut choisir une architecture générale ainsi que les matériaux qui la constituent.

6.2.1 Structure à deux longerons

Cette structure constitue une "boite de torsion". La boite est en général fermée par un longeron avant et par un longeron arrière. Deux panneaux viennent ensuite fermer la boite sur l'intrados et sur l'extrados. Elle doit être placée de manière à exploiter au maximum la distribution d'épaisseur de l'aile. En général, l'emplacement du longeron arrière est contraint par la position d'une surface de commande. Il est placé à environ 70 à 75% de la corde. Par contre, l'emplacement du longeron avant n'est pas contraint et est placé à environ 15 à 25% de la corde. Pour des avions légers, les nervures sont espacées de 15 à 30 in (38 à 76 cm). Cependant, là où agit une charge concentrée, une nervure doit être placée.

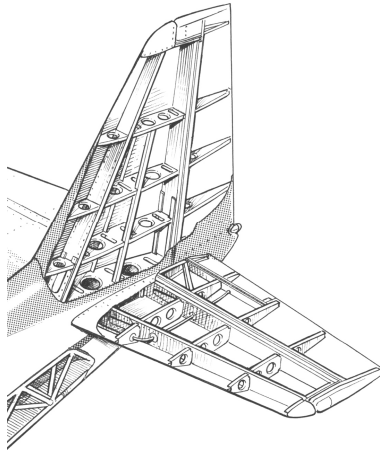


Figure 43-Empennages du Sequoia300 (réf. [11])

6.2.2 Structure à un longeron

Ce type de structure est courant pour les empennages de petite taille. En général, la structure est constituée d'un longeron arrière, placé devant la surface de commande, et d'un raidisseur au bord d'attaque. Ce dernier ne reprend pas de flexion car il est situé sur l'axe neutre. Par contre ce raidisseur est utile en tant que support pour la peau et pour rigidifier le bord d'attaque. Il arrive que celui-ci soit absent, en général pour l'empennage vertical. En général, on retrouve ce type de construction pour les structures en bois mais elle peut être adaptée à une structure métallique, le raidisseur du bord d'attaque est alors optionnel.

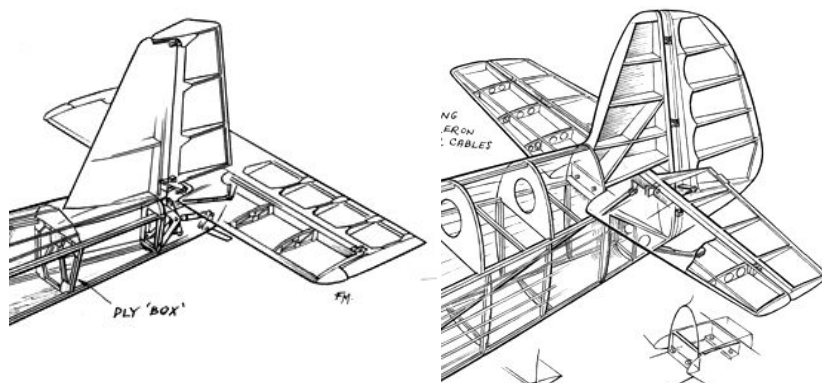


Figure 44-Empennages à un longeron-Goodwin JG3 & Taylor Titch (réf. [11])

Comme les empennages sont ici de petites dimensions, c'est cette configuration qui sera choisie afin d'avoir un volume interne le plus grand possible, notamment là où l'épaisseur du profil est maximale.

6.2.3 Matériaux

Comme la structure est ici faiblement chargée, une structure en aluminium serait trop lourde, ou alors il faudrait utiliser des tôles de très faible épaisseur. Se pose aussi le problème de l'assemblage.

Une structure sandwich (mousse polymère et carbone) pourrait convenir si le profil était plus épais. En effet, comme le sandwich est assez épais, le volume restant pour placer un éventuel servomoteur serait trop faible. Une autre possibilité serait de remplir le volume interne par la mousse et de pratiquer une cavité à l'emplacement du servomoteur.

On se dirigera donc vers une structure interne en bois dont les propriétés sont données dans l'Annexe I.

Pour la peau, on peut envisager plusieurs solutions :

- Une peau plastique
- Une peau en bois (contre-plaqué)
- Un entoilage

L'inconvénient de l'entoilage est qu'il nécessite un grand nombre de nervures comme support. Pour résoudre ce problème, il est possible d'utiliser une peau en bois sur une partie seulement de la surface (ou de faire un coffrage sur le bord d'attaque) et ensuite d'entoyer le tout.

6.2.4 Conditions aux limites

Au niveau de la base, tous les degrés de liberté en translation doivent être fixés car la structure est sollicitée selon ces trois axes :

- Trainée des empennages selon X
- Portance des empennages verticaux selon Y
- Portance de l'empennage horizontal et poids propre selon Z

Par contre, le raisonnement est moins simple pour les degrés de liberté en rotation. La rotation autour de l'axe Y doit être fixée à cause de la trainée ainsi que celle autour de l'axe Z à cause du moment aérodynamique causé par le gouvernail, bien que celui-ci soit faible. Par contre, il existe deux cas de figure pour la rotation selon X. Soit tous les degrés de liberté sont fixés au niveau de toutes les fixations (Figure 45 (a)), soit on libère la rotation selon X au niveau de la base (Figure 45 (b)), soit on libère la rotation selon X au niveau de la fixation entre les empennages (Figure 45 (c)). Enfin, la rotation selon Z peut être bloquée à la jonction entre les empennages et éventuellement à la base des empennages verticaux. Ces conditions vont influencer la répartition de moment de flexion et d'effort tranchant dans la structure.

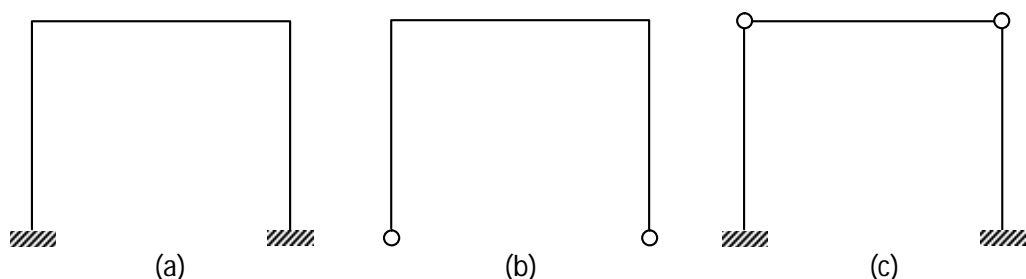


Figure 45-Conditions aux limites

Pour les cas (a) et (c), la base va être un peu plus souple puisque les poutres supportant les empennages sont flexibles en flexion et en torsion. Les deux bases des empennages verticaux devraient se déplacer de la même quantité puisque les portances des deux empennages sont de

même sens et de même intensité. De plus, la liaison entre les empennages sera elle aussi flexible dans les cas (a) et (b).

6.2.5 Fixation entre l'empennage vertical et l'empennage horizontal

Différentes solutions sont possibles pour lier les empennages entre eux. Le mode de fixation dépend de la configuration des empennages et de leur géométrie. Par exemple, pour une configuration classique, les empennages ne sont pas fixés entre eux mais sont plutôt fixés au fuselage. Par contre, pour une configuration dite "T-Tail", il est nécessaire de les lier entre eux. En général, l'empennage horizontal est construit d'un seul tenant et vient se fixer sur les longerons de l'empennage vertical comme sur la Figure 46.

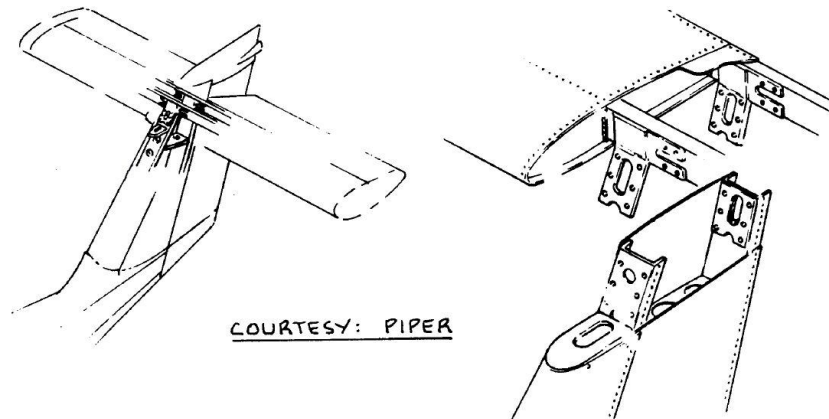


Figure 46-Empennages du Piper P38-112 Tomahawk (réf. [26])

Pour notre configuration, il existe plusieurs possibilités aussi. On peut soit fixer les empennages au niveau de leur nervures, soit au niveau de leur longeron. On a choisit de fixer les empennages au niveau des nervures avec deux équerres en aluminium (Figure 47).

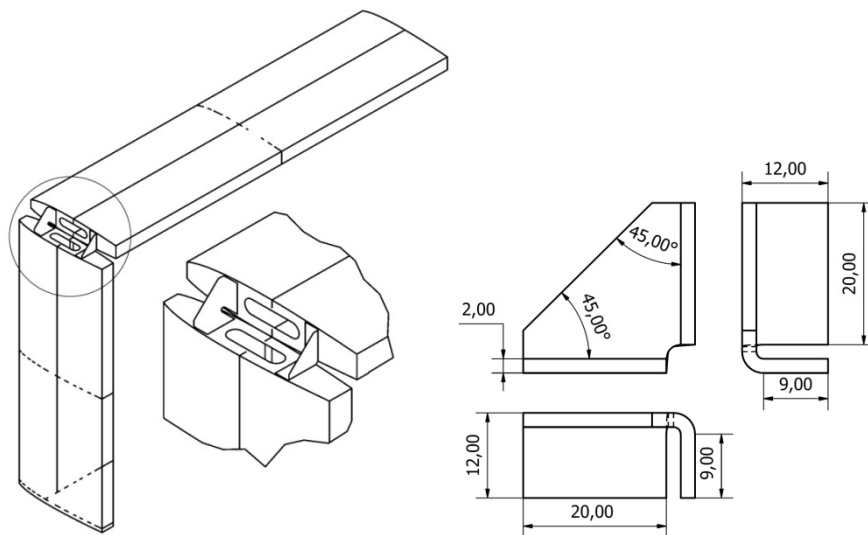


Figure 47-Liaison entre les empennages

6.2.6 Fixation de l'empennage vertical sur la poutre

A nouveau, plusieurs configurations sont possibles. La fixation peut se faire soit au niveau d'une nervure, soit au niveau d'un longeron ou encore avec un longeron et une nervure. C'est cette dernière qui sera considérée pour l'instant.

6.3 Charges appliquée sur les empennages

Les empennages sont soumis à leur poids propre, multiplié par le facteur de charge, et aux efforts de portance (empennages vertical et horizontal). Les empennages verticaux vont être soumis à la résultante des charges appliquées sur l'empennage horizontal et à leur propre portance. Ce chargement peut conduire au flambement des empennages verticaux dans le cas où ils sont soumis à une charge de compression et à une charge latérale.

Vu les faibles angles d'attaque, la portance et le poids de l'empennage horizontal ne seront pas projetés sur l'axe vertical Z. Pour l'empennage vertical, la portance ne sera pas projetée sur l'axe Y pour les mêmes raisons. Enfin, la trainée sera négligée.

L'amplitude des charges ont déjà été déterminées dans le chapitre consacré aux charges. Pour rappel, la Figure 48 montre les charges appliquées sur les empennages.

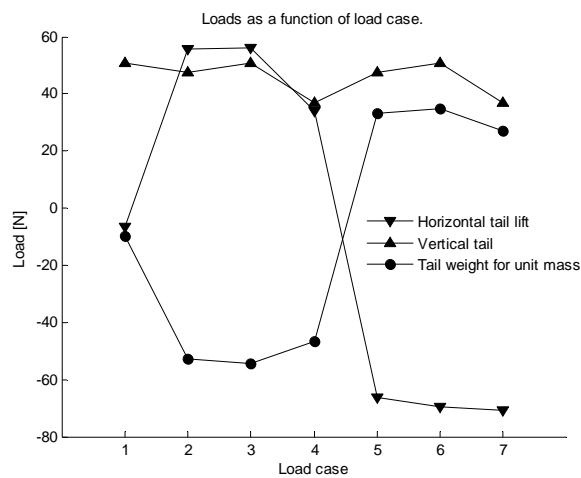


Figure 48-Charges appliquées sur les empennages

La Figure 49 donne la résultante des charges sur l'empennage horizontal, en fonction de son poids propre. La résultante des charges verticales est :

$$R = L_T - nm_T g$$

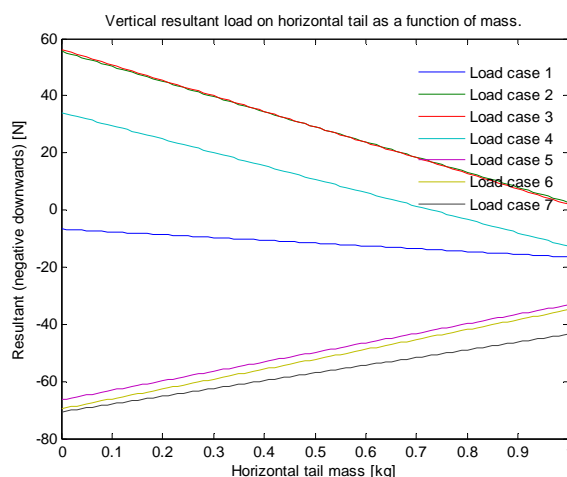


Figure 49-Résultante verticale

On voit que quelle que soit la masse, c'est pour le cas de charge 7 que les efforts sont les plus grands. Ce cas de charge sera donc étudié.

Outre l'amplitude des charges, le sens des charges importe. En effet, pour un empennage vertical donné, les efforts vont être différents selon le sens de sa portance et de la résultante des charges sur l'empennage horizontal. Considérons par exemple le cas où la résultante est dirigée vers le bas. Pour l'empennage vertical de gauche les efforts seront vraisemblablement les plus importants au niveau de la fixation avec la poutre car la résultante R et la portance L_V créent un moment de même sens au niveau de la fixation. Cette condition est rencontrée pour autant que les bases soient encastrées. Par contre, pour l'empennage de droite, c'est dans la liaison entre les empennages que les efforts risquent d'être les plus grands, à condition que la liaison soit rigide. Le raisonnement s'inverse si on change le sens de la résultante R ou de la portance L_V .

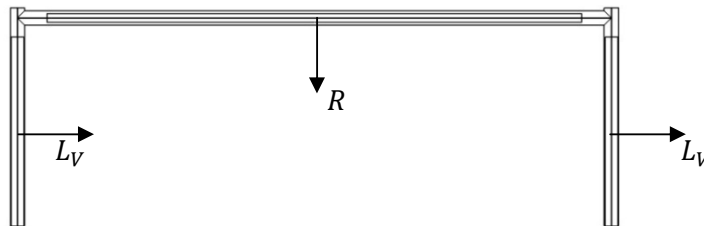


Figure 50-Influence du sens des charges

Comme la portance de l'empennage vertical est maximum dans le cas 6, ce cas sera lui aussi pris en compte.

En conclusion, les cas de charge 6 et 7 seront pris en compte pour l'étude détaillée des empennages.

6.4 Analyse rapide de l'empennage horizontal

6.4.1 Géométrie

La section de l'empennage est décrite à la Figure 51. Le longeron arrière est juste devant l'élève. Il est à section pleine et ses fibres sont orientées selon l'axe Y de l'empennage afin de reprendre les charges de flexion. Seule son épaisseur peut varier car la hauteur est imposée par l'épaisseur locale du profil. La peau est constituée de deux plis en contre plaqué de 1mm d'épaisseur chacun et orientés à $\pm 45^\circ$ pour reprendre les contraintes de cisaillement. Enfin, le bord d'attaque est constitué d'un profilé en bois ayant la forme du bord d'attaque et dont les fibres sont orientées selon l'axe Y de l'empennage. Les propriétés du matériau utilisé sont données dans l'Annexe I (Douglas-Fir).

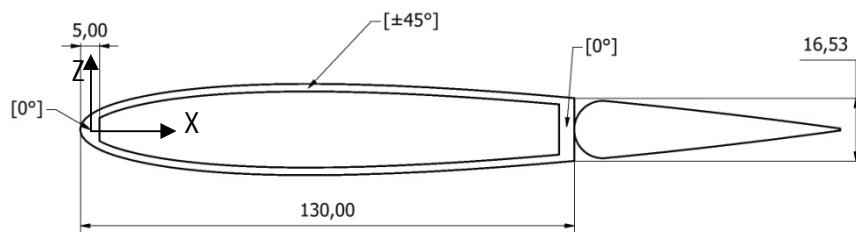


Figure 51

Afin d'idéaliser cette section, on fera l'hypothèse que la peau reprend uniquement des contraintes de cisaillement et le longeron sera idéalisé en deux booms, reprenant les charges de flexion, et en un panneau de cisaillement. Les propriétés des différents panneaux sont déterminées grâce aux propriétés homogénéisées des composites (Cf. Annexe II). Enfin, l'angle de calage est négligé.

La section idéalisée est donnée à la suivante.

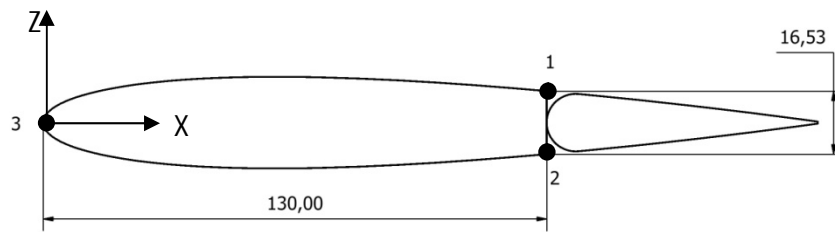


Figure 52-Section idéalisée d'un empennage horizontal

Les sections des booms sont :

$$A_1 = \frac{t_s h_s}{6}, A_2 = A_1, A_3 = 4 \times 10^{-5} m^2$$

où t_s et h_s sont l'épaisseur et la hauteur du longeron respectivement.

L'inertie selon l'axe x est simplement :

$$I_{xx} = \sum z_i^2 A_i = \frac{t_s h_s^3}{12}$$

Enfin, notons que le poids par unité de longueur est facilement mesurable car la section du profil est constante. Il suffit alors de connaître les longueurs des segments (par CAO par exemple) et leur épaisseur.

6.4.2 Conditions aux limites et charges appliquées

Comme condition aux limites, on fait l'hypothèse que l'empennage est encasté à ces deux extrémités. Dans cette configuration, le moment de flexion et l'effort tranchant sont maximum aux extrémités.



Figure 53-Conditions aux limites

Afin de simplifier les calculs, la répartition de portance ainsi que le poids de l'empennage horizontal seront supposés uniformes. Comme l'empennage a une géométrie rectangulaire, la dernière hypothèse est assez bonne. De plus, on néglige ici l'effet de l'empennage vertical.

Si R est la charge résultante, la charge répartie est donc :

$$r = \frac{R}{b_T}$$

Le moment maximum est

$$M_x = \frac{r b_T^2}{12}$$

Et l'effort tranchant maximum est

$$T_z = \frac{R}{2}$$

La Figure 54 donne le moment de flexion et l'effort tranchant obtenus, en fonction de l'épaisseur du longeron et pour le cas de charge 7. On constate que les efforts sont assez indépendants de l'épaisseur ce qui veut dire que la résultante, et donc le poids, dépend peu de l'épaisseur.

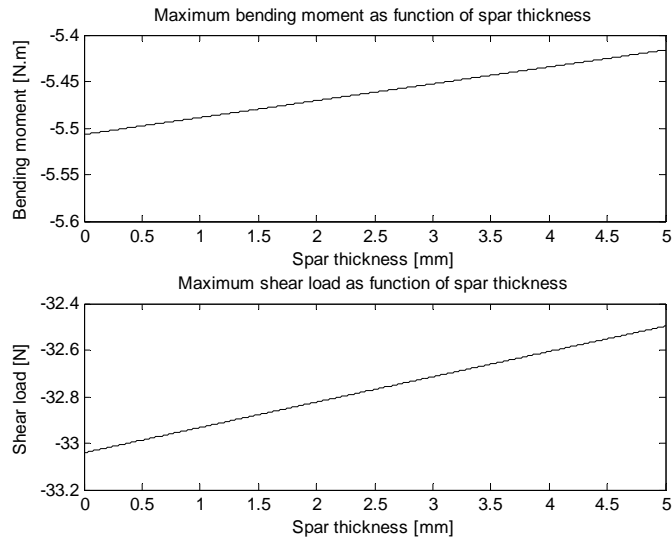


Figure 54

6.4.3 Contrainte de flexion

La boom 3 ne reprend aucune contrainte de flexion puisqu'elle est située sur l'axe neutre. Les contraintes de flexion dans les autres booms sont :

$$\sigma_{yy}^i = \frac{M_x z_i}{I_{xx}} = \pm \frac{r b_T^2 h_s}{t_s h_s^3} = \frac{r b_T^2}{2 t_s h_s^2} \quad i = 1, 2$$

La Figure 55 donne l'évolution du facteur de résistance X_c/σ_y en fonction de l'épaisseur du longeron. La contrainte critique est prise égale à la contrainte limite en compression, soit $45MPa$.



Figure 55-Evolution du facteur de résistance en fonction de l'épaisseur du longeron

On voit qu'il faudrait une épaisseur de plus de 5 mm pour avoir un facteur de sécurité de 1.5. On se limitera cependant à 4 mm car on peut supposer que les efforts seront plus faibles puisque les deux extrémités ne seront pas réellement encastées et la peau pourra reprendre un peu de flexion. Les résultats du modèle détaillé confirmeront ce choix, d'autant plus que deux raidisseurs seront ajoutés.

6.4.4 Contraintes de cisaillement

La Figure 56 donne les contraintes de cisaillement obtenues dans chaque panneau. On voit qu'elles sont très faibles pour les panneaux 13 et 32 mais plus élevées dans le longeron puisqu'il est orienté dans le même sens que l'effort tranchant.

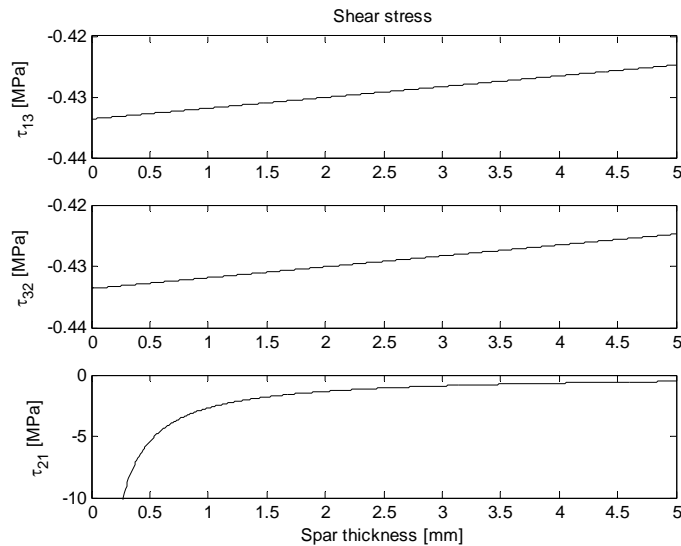


Figure 56-Contraintes de cisaillement

6.5 Etude détaillée

Cette dernière section décrit l'analyse complète des empennages. Cette fois, les deux empennages sont modélisés ainsi que le système de fixation les reliant. Seule la moitié du groupe des empennages est modélisée. On fera l'hypothèse que la symétrie est exploitable même si ce n'est pas le cas car les portances des deux empennages verticaux agissent dans le même sens.

6.5.1 Géométrie

Ce modèle ne reprend que les parties importantes de la structure. Les empennages sont constitués d'un longeron principal et d'un bord d'attaque. De plus, trois nervures sont ajoutées : une à chaque extrémité et une au centre. Les nervures sont trouées pour diminuer la masse mais certaines sont modifiées pour prendre en compte la fixation d'un servo-moteur. Pour l'empennage vertical, une nervure supplémentaire est ajoutée pour reprendre les charges de la fixation de l'empennage sur la nervure inférieure. Enfin, deux raidisseurs sont ajoutés pour éviter le flambement des panneaux (voir section suivante).

La géométrie est donnée à la Figure 57 et à la Figure 58 ainsi que l'emplacement de l'origine (CATIA).

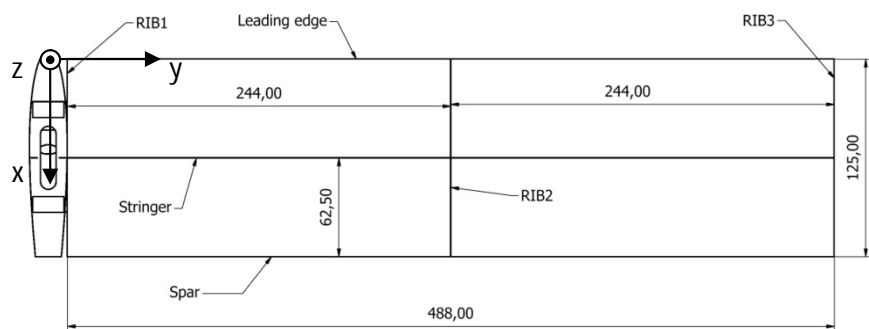


Figure 57-Empennage horizontal

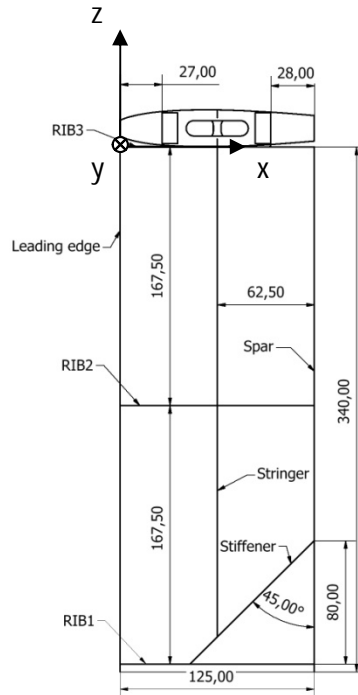


Figure 58-Empennage vertical

Les épaisseurs des éléments ainsi que leurs orientations sont données à la figure suivante.

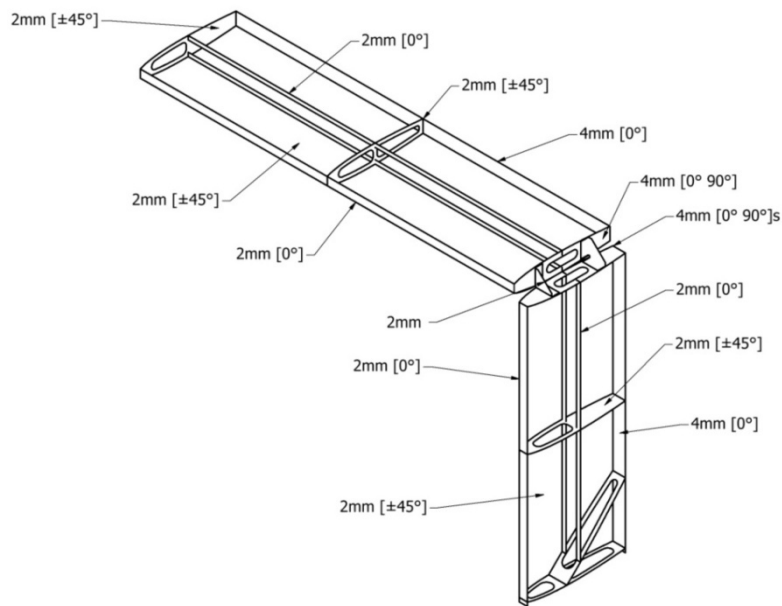


Figure 59-Epaisseurs et orientation des plis

6.5.2 Raidissement des panneaux

Pour l'empennage horizontal, ce sont vraisemblablement les contraintes de flexion qui peuvent conduire au flambement des panneaux. De plus, il peut être aussi utile de raidir les empennages verticaux en raison de leur chargement.

Pour un panneau non raidi et plan (Figure 60), la contrainte critique a pour expression :

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

où k est le coefficient de flambement qui dépend du rapport longueur/largeur= a/b et des conditions aux limites de la plaque. Le module d'Young est le module pris dans le sens de la longueur du

panneau. Si les plis sont orientés à $\pm 45^\circ$, les modules homogénéisés dans le sens de la longueur et dans le sens de la largeur sont égaux. Il en est de même pour les coefficients de Poisson.

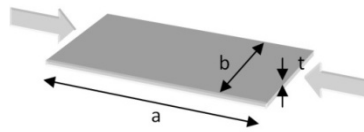


Figure 60-Panneau plan sollicité en compression

Pour la peau d'un empennage, la longueur correspond à la distance entre deux nervures et la largeur correspond à la distance entre le bord d'attaque et le longeron arrière. On fera l'hypothèse que les quatre extrémités sont sur appuis simples. En effet, les surfaces de contact avec le bord d'attaque, le longeron et les nervures seront assez réduites et autorisent donc une rotation. De plus, la courbure du panneau due au profil n'est pas prise en compte (elle a de toute façon une faible influence pour autant qu'elle soit modérée).

Dans ces conditions, la Figure 61 donne un coefficient de flambement de l'ordre de 3.7 pour un rapport a/b plus grand que 1 (1.95 pour l'empennage horizontal et 1.34 pour l'empennage vertical).

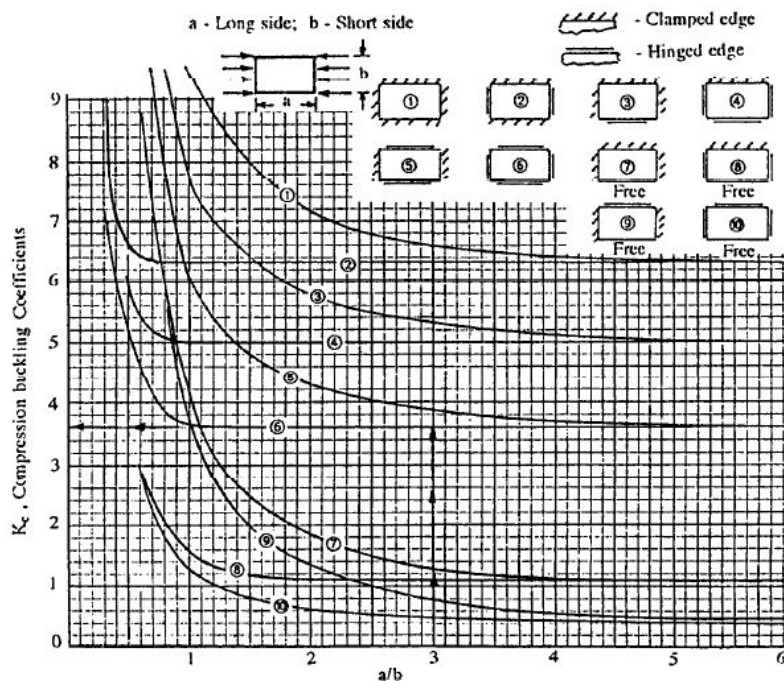


Figure 61-Coefficient de flambement d'un panneau en compression [17]

Pour des plis orientés à $\pm 45^\circ$ et une épaisseur de 2mm , la contrainte critique est de l'ordre de -3.5387MPa (identique pour les deux empennages) ce qui peut être trop faible.

Pour améliorer la résistance en flambement, on peut :

- Augmenter l'épaisseur t du panneau
- Ajouter des nervures pour diminuer la longueur a du panneau
- Remplir le volume avec de la mousse ou du nid d'abeille pour créer un support
- Choisir un matériau plus rigide et donc augmenter E
- Ajouter des stringers pour diminuer la largeur b du panneau

La première solution n'est pas très intelligente puisque l'on ajoute de la matière partout. La seconde réduit la longueur pour une largeur donnée mais on voit que le coefficient de flambement n'est sensible au rapport a/b que dans une plage assez courte. La troisième peut augmenter la masse et réduire le volume interne de la structure. Ensuite, choisir un matériau plus rigide revient en général à

prendre un matériau plus lourd. Enfin, la dernière solution change très peu le coefficient de flambement mais influence plus la contrainte limite en réduisant la largeur.

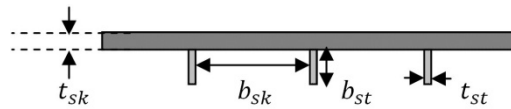


Figure 62-Panneau raidi

Pour un panneau raidi, on distingue le flambement du panneau d'une part et le flambement du raidisseur d'autre part. Il peut cependant arriver que l'ensemble flambe en même temps.

Dans l'hypothèse d'une peau sur appuis simples, la contrainte critique de flambement de la peau est :

$$\sigma_{CR}^{sk} = -3.7 \frac{\pi^2 E_{sk}}{12(1 - \nu_{sk}^2)} \left(\frac{t_{sk}}{b_{sk}} \right)^2$$

Dans l'hypothèse où les raidisseurs sont simplement supportés sur trois bords et on une arête libre, la contrainte critique d'un stringer est :

$$\sigma_{CR}^{st} = -0.43 \frac{\pi^2 E_{st}}{12(1 - \nu_{st}^2)} \left(\frac{t_{st}}{b_{st}} \right)^2$$

La contrainte critique du panneau est la plus faible de ces deux valeurs.

Remarquons que la peau et les raidisseurs ont ici des propriétés différentes. On gardera des plis orientés à $\pm 45^\circ$ pour la peau mais les raidisseurs ont leurs fibres orientées selon leur longueur pour mieux reprendre la tension ou la compression.

En ajoutant un raidisseur au milieu du panneau, la contrainte critique est doublée et vaut -14.1546 MPa . Si le raidisseur a une hauteur de 5 mm et une épaisseur de 2 mm , sa contrainte critique est de -767.5580 MPa . Cette contrainte est bien au-delà de la résistance en compression du bois et il est probable qu'il va flamber selon son inertie moindre bien avant cela.

6.5.3 Application des charges et conditions aux limites

Les charges de portance sont réparties sur la peau des empennages et le facteur de charge est modélisé par une accélération ng . Deux cas de charge sont testés : les cas 6 et 7. De plus, on prendra en compte le signe de la portance de l'empennage vertical. Cela fait donc en tout quatre cas à étudier.

Les conditions aux limites sont données aux figures 60 et 61. La base de l'empennage vertical est fixée au niveau du longeron arrière et du raidisseur tandis que les rotations selon X et Z de l'extrémité de l'empennage horizontal sont bloquées.

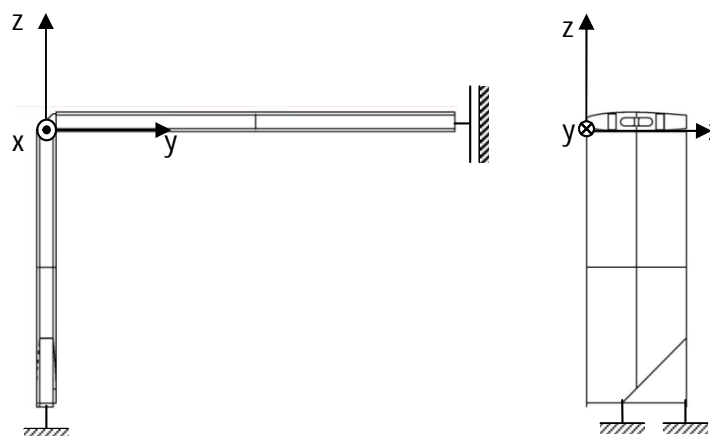


Figure 63-Conditions aux limites

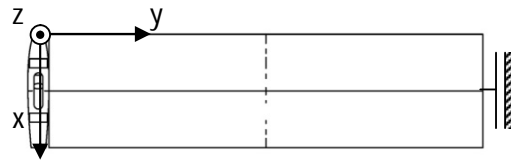


Figure 64-Conditions aux limites (suite)

6.5.4 Résultats pour une portance positive de l'empennage vertical

Pour une portance positive, les résultats montrent que c'est le cas de charge 6 qui est le plus critique. Le déplacement vertical est maximum au milieu de l'empennage horizontal (Figure 65-a)). Comme prévu, les contraintes sont bien maximales à la base de l'empennage vertical (Figure 65-b)).

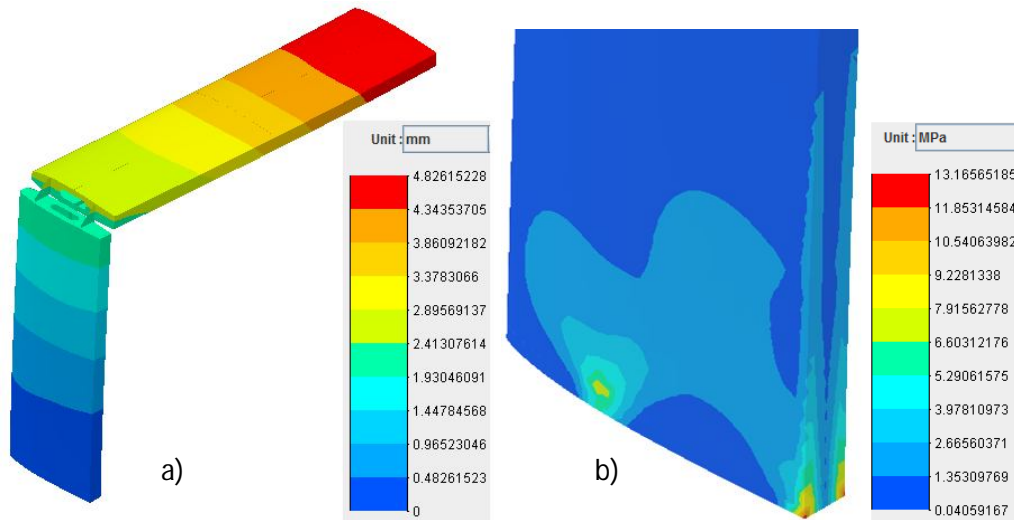


Figure 65-a) Déplacements u_z , b) Contraintes équivalentes

Les critères de Tsai-Wu et de Tsai-Hill sont donnés à la Figure 66. On voit que les critères sont maximums dans la peau et à la base de l'empennage vertical. Cela est dû au fait que la peau est liée aux éléments qui sont fixés et reprend donc un peu trop de tension.

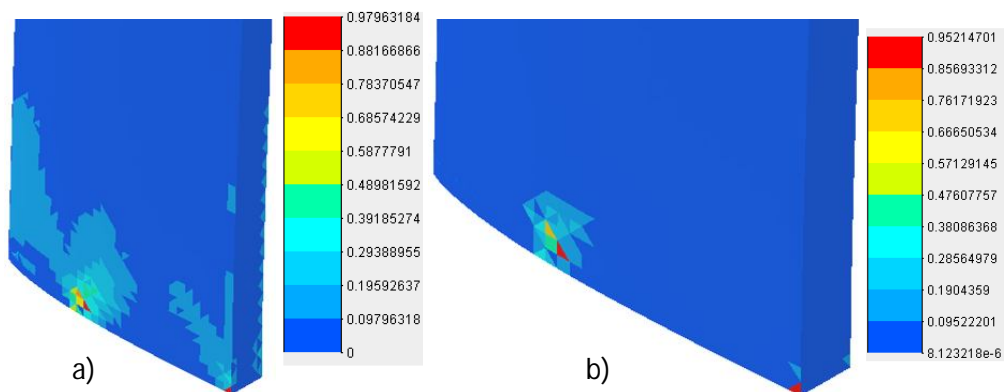


Figure 66-a) Critère de Tsai-Wu, b) Critère de Tsai-Hill

La Figure 67 donne la contrainte équivalente dans les équerres de fixation. Pour une limite d'élasticité de l'ordre de 150 MPa , le facteur de sécurité est de l'ordre de 2.6.

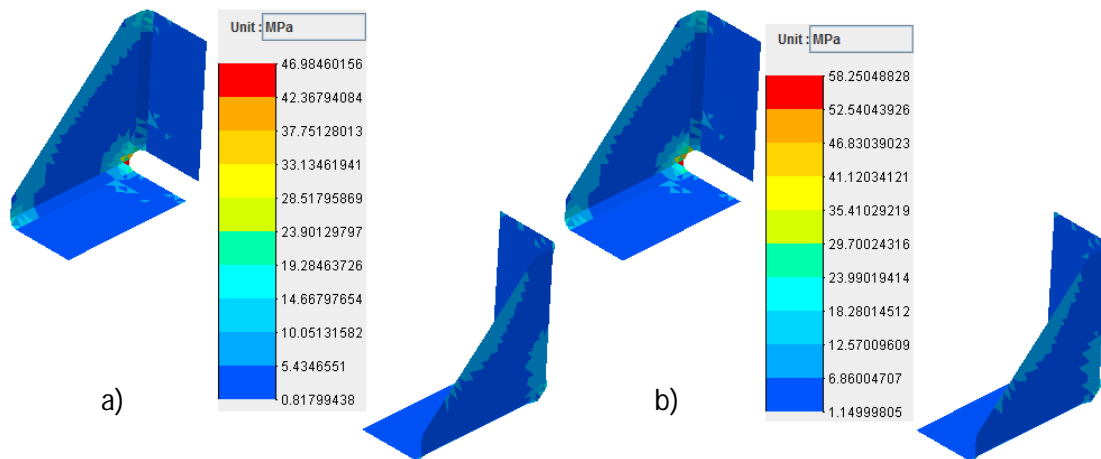


Figure 67-Contraintes de von Mises dans les équerres : a) Cas 6, b) Cas 7

6.5.5 Résultats pour une portance négative de l'empennage vertical

Pour une portance négative, le déplacement est maximum pour le cas de charge 7 (Figure 68).

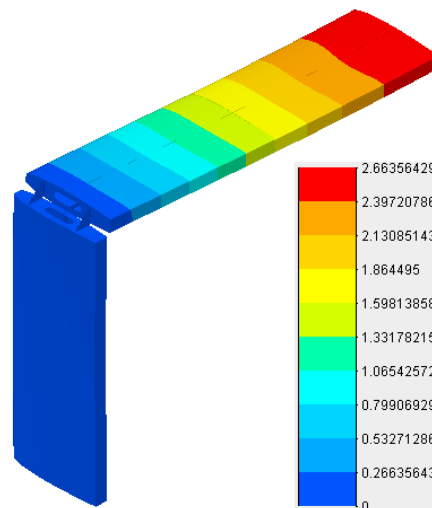


Figure 68-Déplacements u_z [mm] pour le cas de charge 7

La Figure 69 donne une idée de la répartition des contraintes dans l'empennage vertical pour le cas de charge 6. Cette fois, elles sont maximales à la jonction entre les empennages.

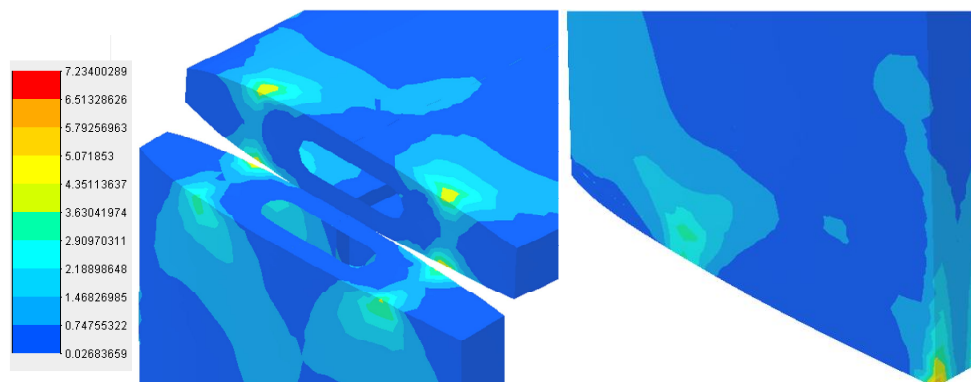


Figure 69-Contraintes équivalentes pour le cas de charge 6 Unités : [MPa]

Les critères de Tsai-Wu et de Tsai-Hill sont maximums pour le cas de charge 6 et sont donnés à la Figure 70.

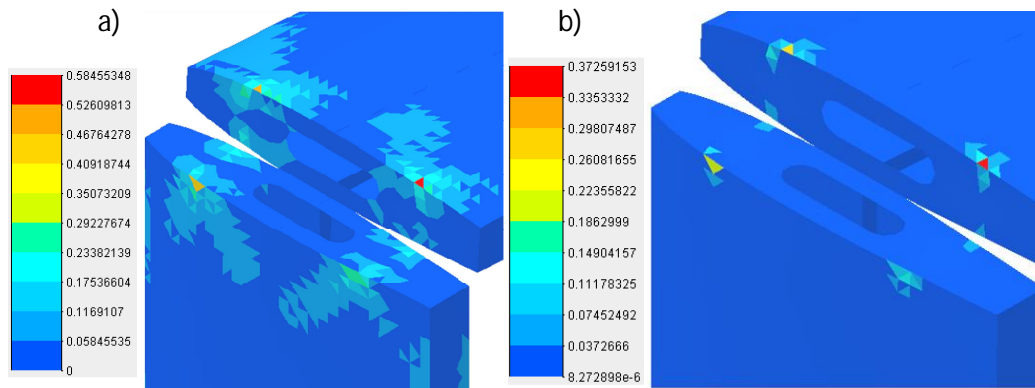


Figure 70- a) Critère de Tsai-Wu, b) Critère de Tsai-Hill

Les contraintes équivalentes dans les équerres sont données à la Figure 71. On voit bien que, comme attendu, les contraintes sont maximales au niveau de la fixation entre les empennages. Néanmoins, le facteur de sécurité de 1.5 est bien respecté.

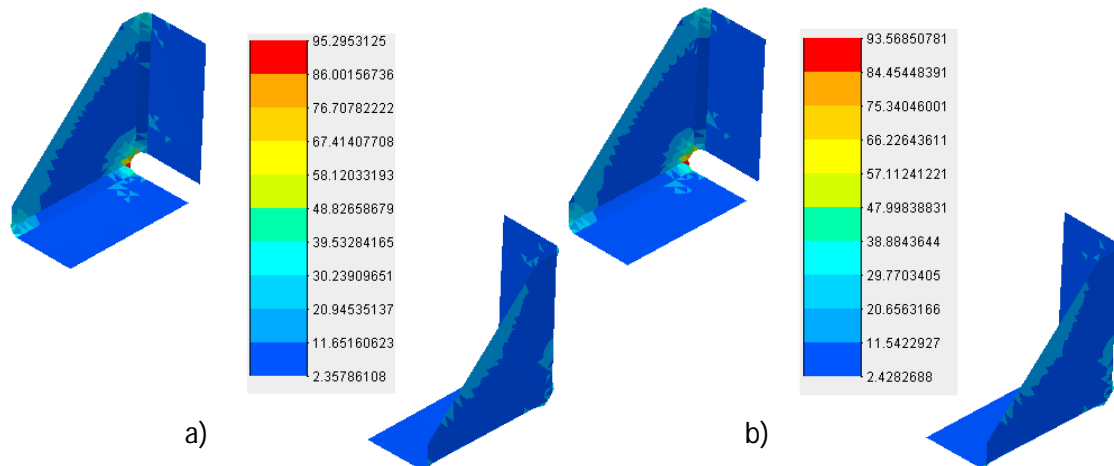


Figure 71-Contraintes de von Mises dans les équerres : a) Cas 6, b) Cas 7

6.5.6 Conclusion

En conclusion, on voit que la structure est apte à résister aux charges appliquées mais certaines zones devront cependant être localement rigidifiées. Par contre, les contraintes étant faibles dans les longerons, on peut éventuellement réduire un peu leur épaisseur, sur une partie au moins.

6.6 Commandes de vol

Trois types de structures sont en général envisageables :

- Métallique (Figure 72 a))
- Bois et entoilage éventuel (Figure 72 b))
- Composite ou structure sandwich (mousse compacte ou nid d'abeille recouverts de carbone) (Figure 73)

La première solution serait trop lourde dans notre cas. La seconde solution nécessite dans notre cas un entoilage, vu les très petites dimensions des commandes. Enfin, la solution sandwich serait facilement réalisable avec par exemple un cœur en mousse polymère (de densité égale à 115 kg/m^3) et d'une peau en composite d'environ un demi millimètre d'épaisseur.

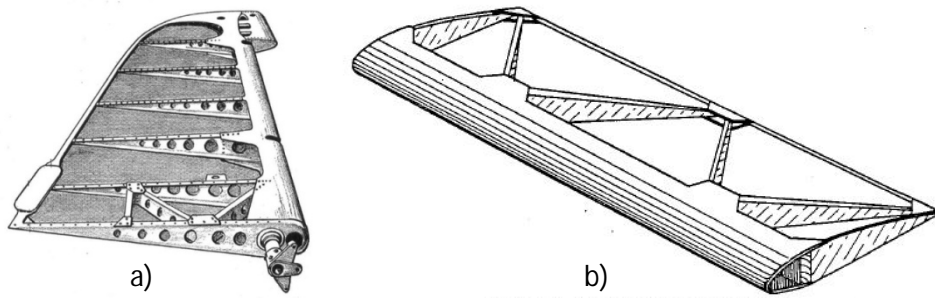


Figure 72-a) Structure métallique d'un élévateur, b) Commande de vol entoïlée

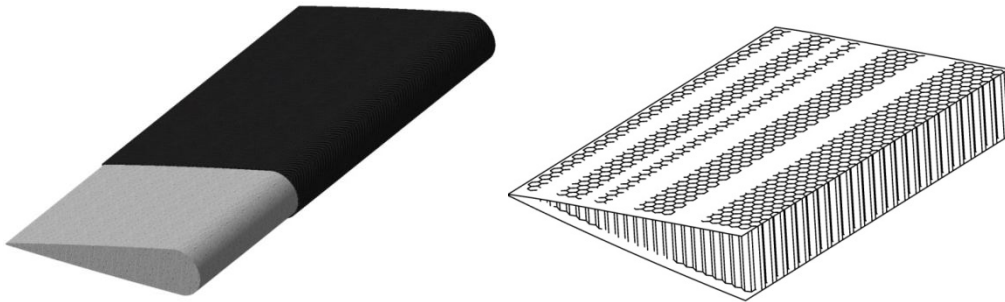


Figure 73-Commande de vol en structure sandwich (mousse et nid d'abeille)

6.7 Géométrie finale

La masse de la structure est estimée en déterminant l'aire de chaque surface par CAO et en la multipliant par leur épaisseur respective.

Pour estimer la masse totale des empennages, il reste à prendre en compte la masse de l'élévateur et des deux gouvernails. On prendra en compte les gouvernes en structure sandwich.

Finalement, la masse sera de l'ordre de 1kg car il faut encore prendre en compte d'autres éléments de fixation, les servos, ... Les masses et la position du centre de gravité sont données dans le Tableau 14.

<i>Masses</i>		
Élément	Masse (kg)	
Empennages	0.6381	
Équerres de fixation (2X)	0.0151	
Élévateur	0.123	
Gouvernail (2X)	2X0.045	
Masse totale	0.8662	
Masse totale estimée	1	
<i>Centre de gravité dans les axes définis dans l'analyse détaillée</i>		
x	y	z
100 mm	500 mm	-62.52767mm

Tableau 14

Les figures 71 et 72 donnent un aperçu de la géométrie finale. Des panneaux d'accès aux servomoteurs sont ajoutés ainsi qu'un trou pour laisser passer la bielle de commande. Il faut remarquer que certaines dimensions et certains arrangements ne sont pas définitifs, il faudra notamment étudier la fixation et l'emplacement des servomoteurs avec plus de précision. De plus, la forme du carénage faisant la jonction entre les empennages n'est pas définitive et de ce fait, la hauteur de l'empennage vertical n'est elle-même pas définitive.

Enfin, des nervures de 2 mm sont fines et peuvent être difficiles à assembler. On pourrait donc les construire soit en balsa, soit en sandwich afin d'augmenter leur épaisseur tout en gardant la même masse. Par exemple, la surface de la deuxième nervure de l'empennage horizontal étant d'environ $0.00147m^2$, il faudrait une épaisseur de 8 mm pour une nervure en balsa.

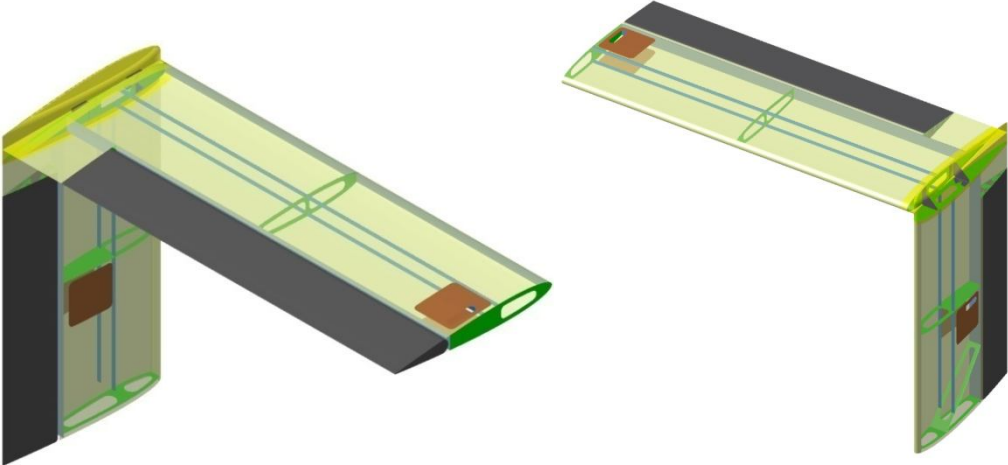


Figure 74-Géométrie finale

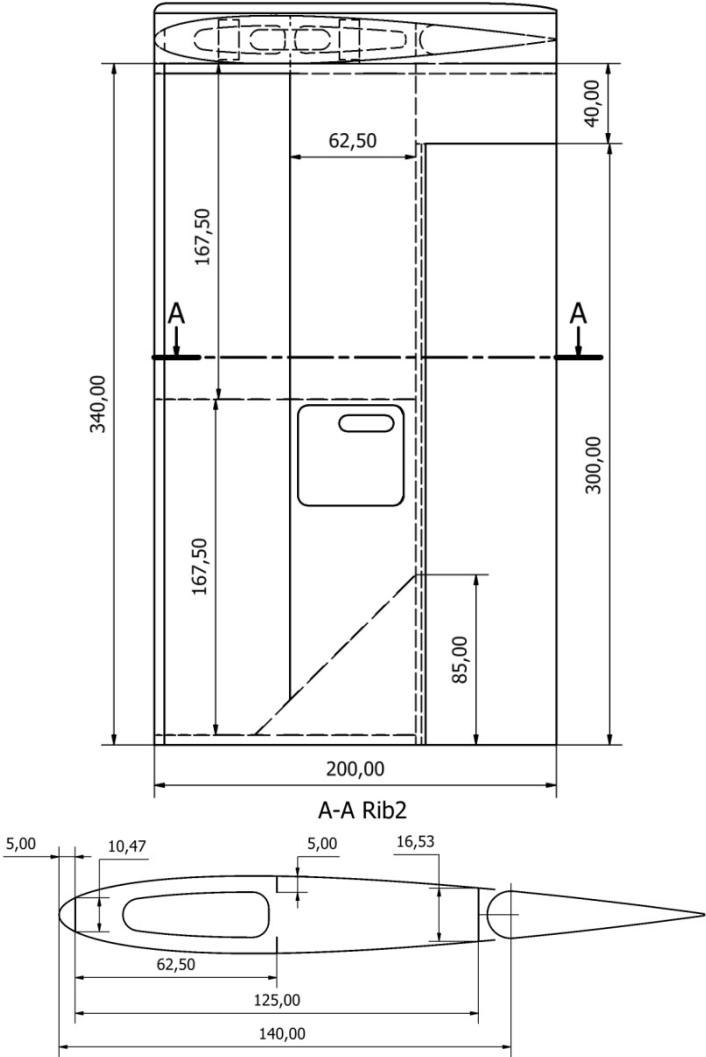


Figure 75-Empennage vertical

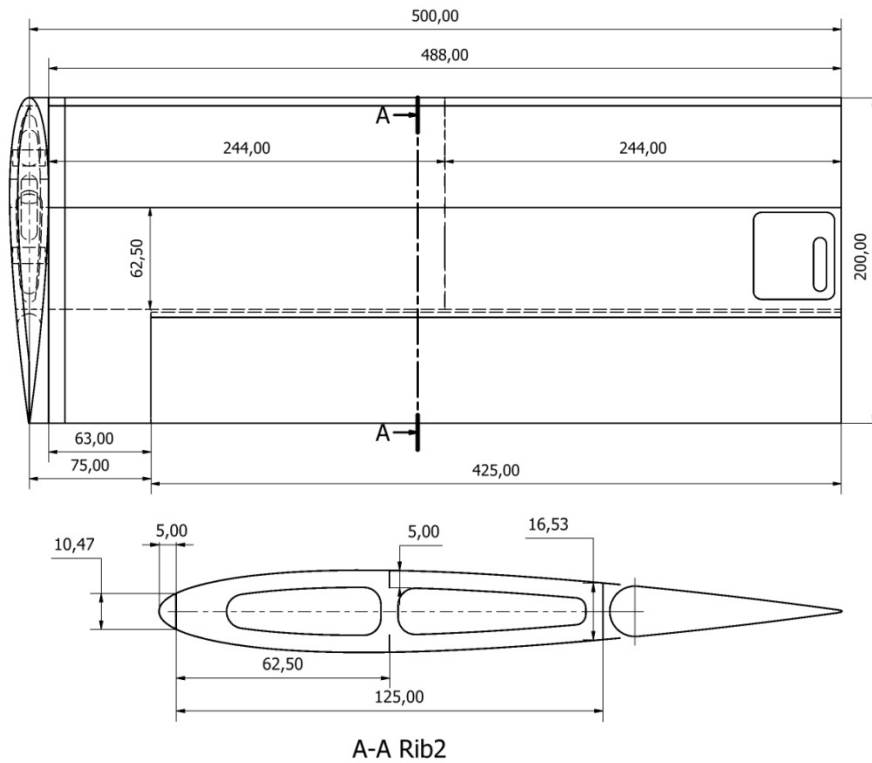


Figure 76-Empennage horizontal

6.8 Autres configurations

La configuration choisie ici n'est pas unique et il existe encore d'autres solutions comme par exemple une solution monocoque composite construite par assemblage de deux demi-coques (Figure 77). L'étude de cette configuration peut être aisée puisque l'on a en fait déjà étudié une structure composite constituée de bois. Il est fort probable que les épaisseurs nécessaires seront plus faibles et compte tenu du rapport de masse entre le composite (ou le plastique) et le bois (Cf. Annexe I), il faudrait une épaisseur deux fois plus petite pour garder la même masse.

Enfin, il est aussi possible de combiner plusieurs matériaux afin d'en exploiter au maximum les propriétés.

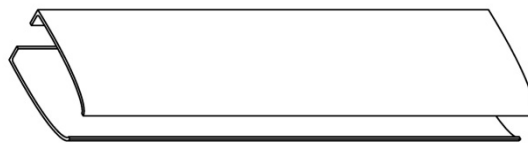


Figure 77

6.9 Bilan de masse intermédiaire

Le bilan de masse à ce stade du design est donné à la figure suivante. On voit que la masse augmente petit à petit.

<i>Bilan de masse intermédiaire</i>		
Groupe charge utile :	Caméra, moteurs, support, batteries,...	2.835 <i>kg</i>
Groupe propulsion :	Moteur	0.407 <i>kg</i>
	Hélice	0.147 <i>kg</i>
	Batteries	1 <i>kg</i>
Structure :	Empennages	1 <i>kg</i>
Masse totale		5.389 <i>kg</i>
Masse total estimée		14 <i>kg</i>
Marge		8.611 <i>kg</i>

Tableau 15

Chapitre 7

Design des poutres supportant les empennages

Ce chapitre décrit la démarche suivie pour la conception des poutres reliant les empennages aux ailes. La géométrie qui sera étudiée est un simple tube puisque c'est celle que l'on retrouve habituellement (cf. Chapitre 2). Le dimensionnement sera tout d'abord réalisé de manière analytique puis une analyse par éléments finis permettra de valider la géométrie.

7.1 Exigences

Le but premier est que la poutre résiste aux efforts appliqués. Cependant, il peut être intéressant de limiter la rotation en bout de poutre afin de réduire la variation d'angle d'attaque de l'empennage horizontal.

La question à se poser est : pour quelles conditions de vol ou cas de charge cette exigence doit être vérifiée ?

On pourrait penser au premier abord que c'est le cas de charge le plus critique. Cependant, ce cas de charge a une occurrence beaucoup plus faible par rapport aux conditions de vol nominales, c'est-à-dire le vol à la vitesse de croisière et à facteur de charge unitaire. De toute façon, le comportement de la poutre est stable. En effet, imaginons que la portance de l'empennage horizontal soit dirigée vers le haut. La poutre va alors être défléchie vers le haut et l'angle d'attaque va donc diminuer ce qui tend à réduire quelque peu la portance de l'empennage. Le même phénomène se produit pour le cas de charge des empennages verticaux.

Enfin, il est clair que la masse de la poutre va influencer les charges appliquées sur l'aile.

En conclusion, il faut donc dimensionner la poutre de façon à ce qu'elle résiste au cas de charge le plus contraignant et que la rotation en bout de poutre soit limitée pour le vol en croisière.

7.2 Matériaux

Les tubes peuvent être réalisés en composite (carbone ou verre) ou en aluminium.

La première solution ne sera pas prise en compte ici car les propriétés de profilés en composite ne sont pas toujours bien connues, à moins d'être spécifiées par le fabricant. De plus, la résistance et la rigidité dépendent de l'orientation des plis qui dépend du mode de fabrication. Vu le mode de chargement des poutres, en flexion principalement, il faudrait des fibres orientées dans le sens de la poutre. Cela n'est possible qu'à condition que le tube soit fabriqué par pultrusion. Si le tube est fabriqué par enroulement filamentaire ou par pull-winding, les fibres seront en général orientées à $\pm 45^\circ$ et la rigidité sera alors diminuée.

7.3 Conditions d'appui

Le mode de fixation de la poutre sur l'aile va conditionner ses conditions d'appui.

On peut imaginer deux modes de fixation principaux : soit la poutre est fixée en un seul point, soit la poutre est fixée en deux points. Dans le premier cas, il est nécessaire de fixer tous les degrés de liberté et la poutre est donc encastree.

Dans le second cas, on peut considérer le cas isostatique pour lequel seuls les degrés de liberté en translation sont fixés car la poutre est fixée sur deux appuis simples (Figure 78).

Cependant, les conditions d'appui vont aussi varier selon le plan considéré. En effet, prenons tout d'abord le plan OXZ parallèle au profil de l'aile. Dans ce plan la poutre est soit encastree soit sur deux appuis simples. Par contre, si on considère le plan OXY parallèle, une portion de poutre sera coincée entre l'aile intérieure et l'aile extérieure et donc ses déplacements selon Y et sa rotation selon Z sont bloqués. La longueur chargée de la poutre varie donc selon le plan considéré.

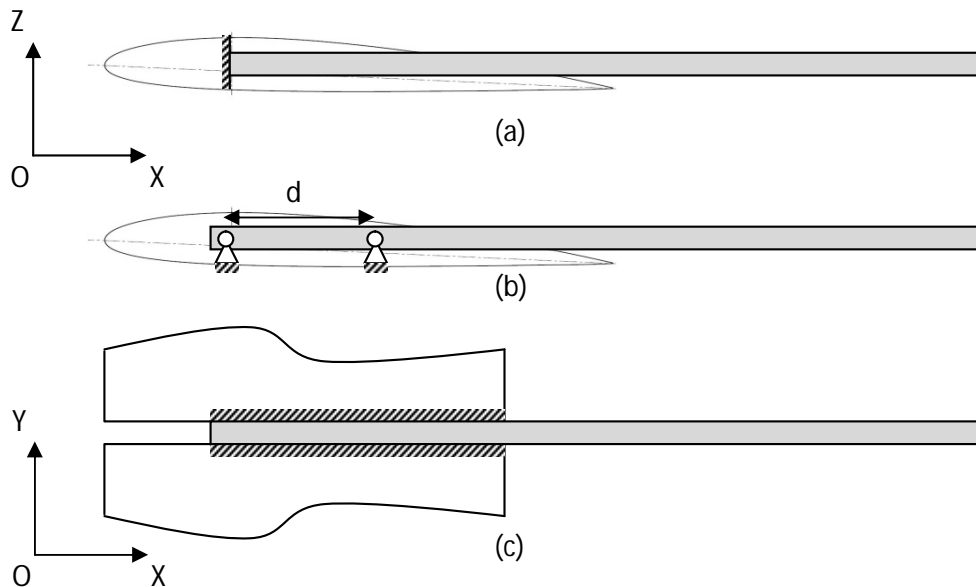


Figure 78-Conditions d'appui de la poutre: (a) Encastree, (b) Sur deux appuis simples, (c) Vue dans le plan OXY

7.4 Charges appliquées

Chacune des deux poutres est soumise à :

- Son poids propre, multiplié par le facteur de charge
- La portance de l'empennage horizontal
- La portance des empennages verticaux
- Le poids propre des empennages, multiplié par le facteur de charge

La traînée des empennages sera négligée ainsi que l'effet de l'angle d'attaque.

Par symétrie, une poutre sera chargée par la moitié de la portance de l'empennage horizontal et par la moitié du poids propre des empennages. Cela n'est possible qu'à condition que le chargement soit symétrique (à angle de roulis faible ou nul par exemple).

Les charges agissant dans le plan OXZ créent un moment de flexion M_y et un effort tranchant T_z (Figure 79) tandis que la portance des empennages verticaux crée un moment de flexion M_z et un effort tranchant T_y (Figure 80).

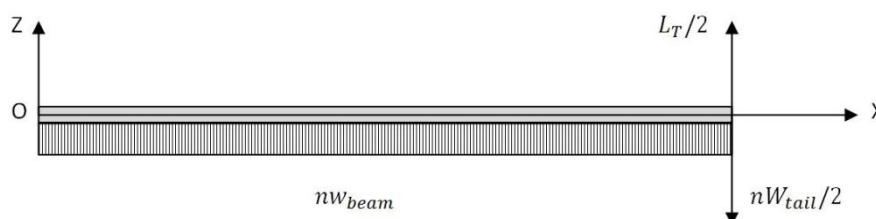


Figure 79-Charges dans le plan OXZ



Figure 80-Charges dans le plan OXY

La suivante donne l'amplitude des charges appliquées sur une poutre en fonction des cas de charge. Elles ont été déterminées dans le Chapitre 5.

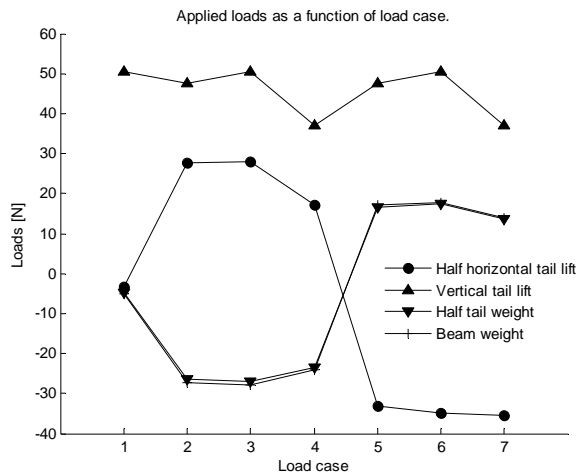


Figure 81-Charges appliquées sur une poutre

7.5 Dimensionnement analytique

7.5.1 Géométrie

La longueur de la poutre est prise entre son point de fixation sur l'aile et le centre aérodynamique des empennages (Figure 82) :

$$L_{beam} = l_t - \frac{c}{4} + x_{ac_w} = 1.4188 \text{ m}$$

où l_t est la distance entre les centres aérodynamiques de l'aile et de l'empennage horizontal, et x_{ac_w} est la position du centre aérodynamique de l'aile, par rapport au bord d'attaque.

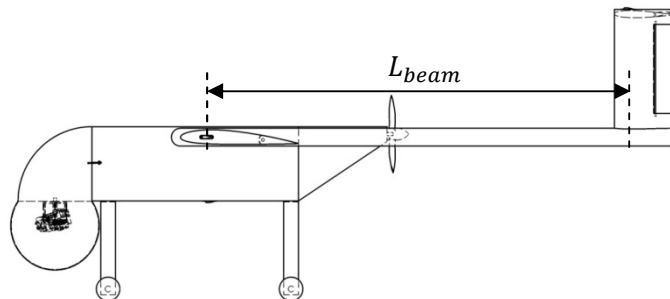


Figure 82-Longueur du tube

Notons que cette longueur n'est pas tout à fait la longueur réelle si une longueur de poutre subsiste après le centre aérodynamique des empennages.

Enfin, le tube sélectionné a un diamètre de 30 mm et une épaisseur de 1.5 mm. On verra que cette géométrie satisfait les exigences.

Pour une étude analytique de base, on considère dans un premier temps que la poutre est encastree au quart de corde de l'aile. C'est en effet là que le profil de l'aile est le plus épais.

7.5.2 Répartition des efforts

Tout d'abord, on peut facilement déterminer les réactions par simple équilibre :

$$\left\{ \begin{array}{l} T_z^R = -nw_{beam}L_{beam} - \frac{nW_{tail}}{2} + \frac{L_T}{2} \\ M_y^R = nw_{beam} \frac{L_{beam}^2}{2} + \frac{nW_{tail}}{2} L_{beam} - \frac{L_T}{2} L_{beam} \\ T_y^R = L_V \\ M_z^R = L_V L_{beam} \end{array} \right.$$

La Figure 83 donne l'amplitude des réactions en fonction du cas de charge. Ces réactions seront directement transmises à l'aile (moment de torsion M_y^R et charge concentrée T_z^R).

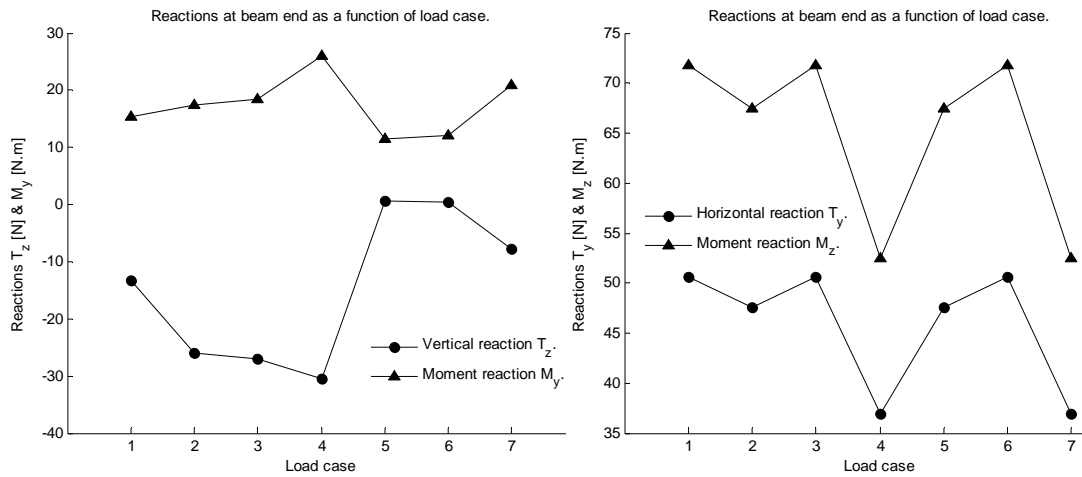


Figure 83-Réactions en bout de poutre en fonction du cas de charge

Pour des charges concentrées, l'effort tranchant est constant tandis que le moment de flexion est linéaire. Pour une charge uniformément répartie, l'effort tranchant est linéaire et le moment de flexion quadratique. La répartition des efforts est déterminée par la méthode décrite dans l'Annexe II :

$$\left\{ \begin{array}{l} T_z(x) = -nw_{beam}(L_{beam} - x) - \frac{nW_{tail}}{2} + \frac{L_T}{2} \\ M_y(x) = nw_{beam} \left(\frac{x^2}{2} - L_{beam}x + \frac{L_{beam}^2}{2} \right) - \left(\frac{nW_{tail}}{2} - \frac{L_T}{2} \right) x + \frac{nW_{tail}}{2} L_{beam} - \frac{L_T}{2} L_{beam} \\ T_y(x) = L_V \\ M_z(x) = L_V(L_{beam} - x) \end{array} \right.$$

On peut vérifier que les moments de flexion sont bien nuls à l'extrémité libre de la poutre. La Figure 84 donne la répartition du moment de flexion et de l'effort tranchant dans la poutre.

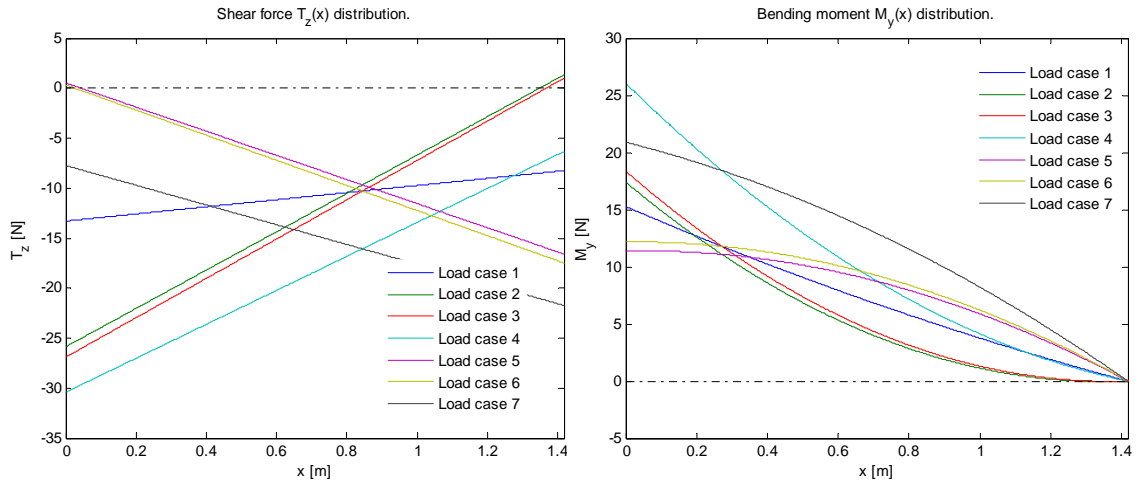


Figure 84-Répartition d'effort tranchant T_z et de moment de flexion M_y dans la poutre

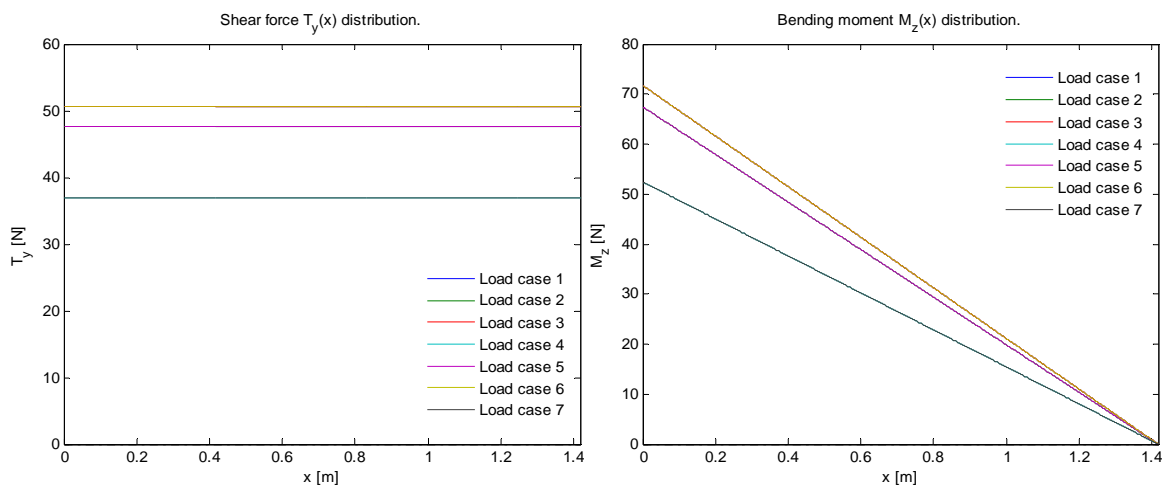


Figure 85-Répartition d'effort tranchant T_y et de moment de flexion M_z dans la poutre

7.5.3 Contraintes

Comme les moments de flexion sont maximums à l'encastrement, c'est aussi là que les contraintes de flexion seront les plus importantes. La contrainte a la forme générale :

$$\sigma_{xx}(y, z) = \frac{M_y z}{I_{yy}} - \frac{M_z y}{I_{zz}}$$

Comme la section est cylindrique, on peut représenter la contrainte en coordonnées polaires dans la section droite :

$$\sigma_{xx}(\theta) = \frac{M_y R \sin \theta}{I_{yy}} - \frac{M_z R \cos \theta}{I_{zz}}$$

Les contraintes de cisaillement sont déterminées par la méthode en Annexe II pour une poutre à parois minces et à section fermée. Le flux de cisaillement, et donc la contrainte, peut aussi être exprimée en coordonnées polaires. On a donc :

$$\tau(\theta) = \frac{T_z R^2 \cos \theta}{I_{yy}} - \frac{T_y R^2 \sin \theta}{I_{zz}}$$

où R est ici le rayon moyen.

Les contraintes obtenues sont données à la Figure 86.

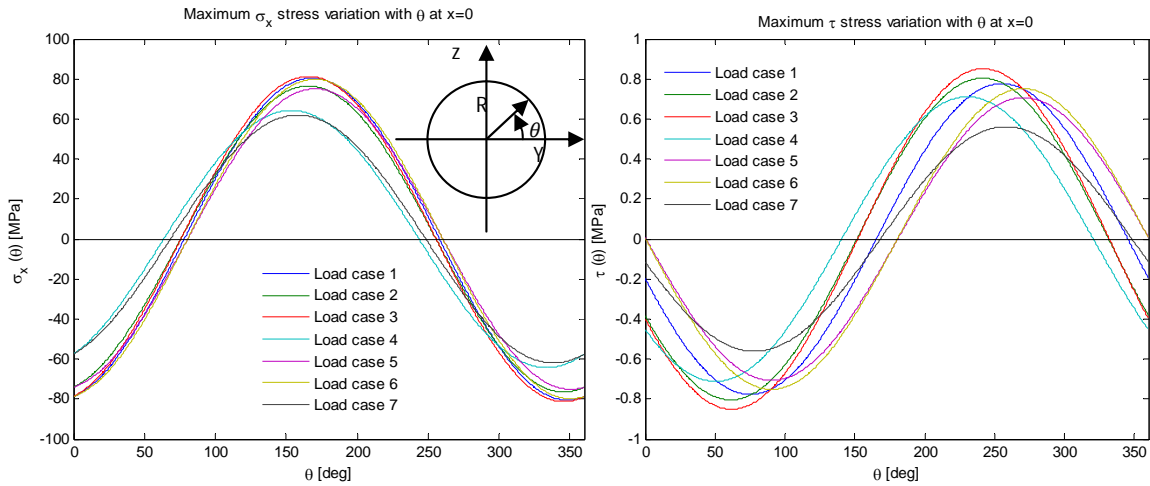


Figure 86-Contrainte de flexion et de cisaillement à l'encastrement

La contrainte équivalente de von Mises est déterminée par :

$$\sigma_{VM}(\theta) = \sqrt{\sigma_{xx}^2(\theta) + 3\tau^2(\theta)}$$

La figure suivante donne la contrainte équivalente en coordonnées polaires..

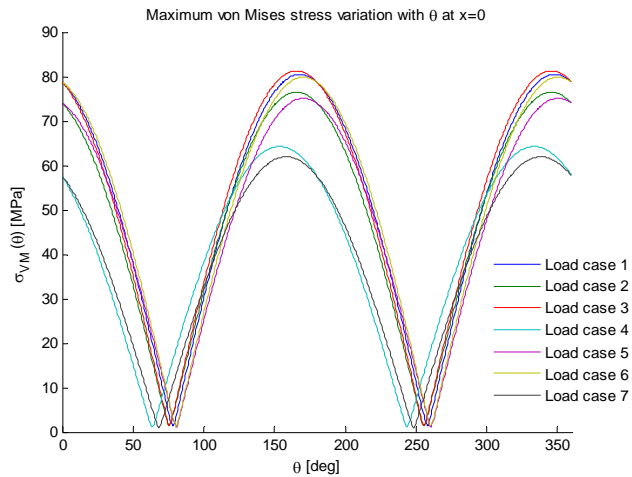


Figure 87-Contrainte équivalente de von Mises

On voit que c'est pour le cas de charge 3 que les contraintes sont les plus élevées ce qui est normal étant donné l'amplitude du moment de flexion M_z par rapport au moment M_y . De plus, les contraintes équivalentes sont très proches des contraintes de flexion car les contraintes de cisaillement sont très faibles. Enfin, pour une limite d'élasticité de l'ordre de 150 MPa , le facteur de sécurité de 1.5 est bien satisfait.

Les déplacements en bout de poutre sont déterminés par le principe de superposition et ont pour expression :

$$\begin{cases} u_z = \frac{\left(\frac{L_T}{2} - \frac{nW_{tail}}{2}\right)L_{beam}^3}{3EI_{yy}} - \frac{nW_{beam}L_{beam}^4}{8EI_{yy}} \\ u_y = \frac{L_V L_{beam}^3}{3EI_{zz}} \end{cases}$$

De même, les rotations en bout de poutre sont :

$$\begin{cases} \phi_y = \frac{\left(\frac{nW_{tail}}{2} - \frac{L_T}{2}\right)L_{beam}^2}{2EI_{yy}} + \frac{nw_{beam}L_{beam}^3}{6EI_{yy}} \\ \phi_z = \frac{L_V L_{beam}^2}{2EI_{zz}} \end{cases}$$

Il faut remarquer que la rotation donnée ici ne reflète pas la réelle modification de l'angle d'attaque de l'empennage horizontal puisqu'il faut encore ajouter la torsion de l'aile.

La Figure 88 montre les déplacements et rotations obtenus.

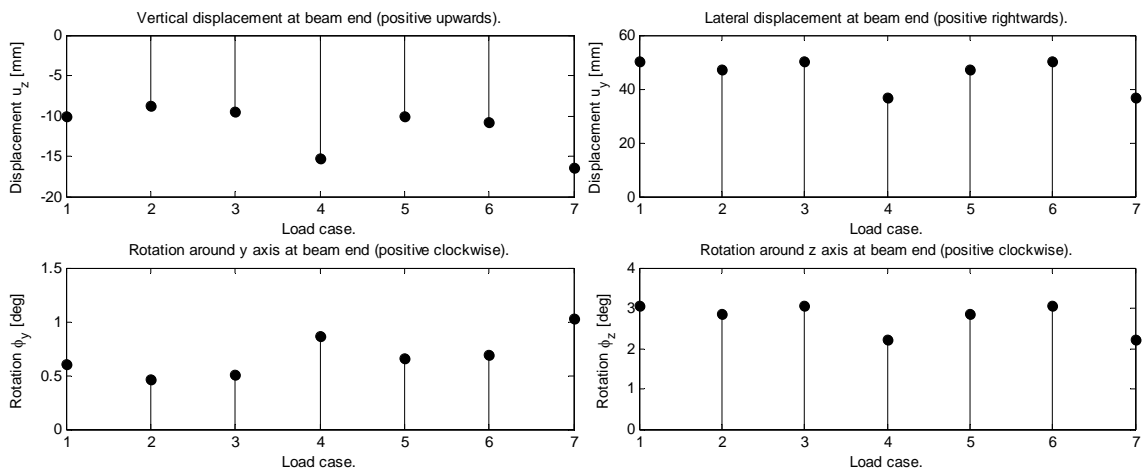


Figure 88-Déplacements et rotations en bout de poutre en fonction des cas de charge

Le déplacement selon l'axe Y sera en réalité plus faible à cause de la présence de l'aile qui réduit la longueur chargée de la poutre. La Figure 89 donne les déplacements et les rotations obtenus avec la portance de l'empennage vertical seulement, dans le cas où la longueur est réduite à 1.3188 m. On voit que le déplacement et la rotation sont plus faibles.

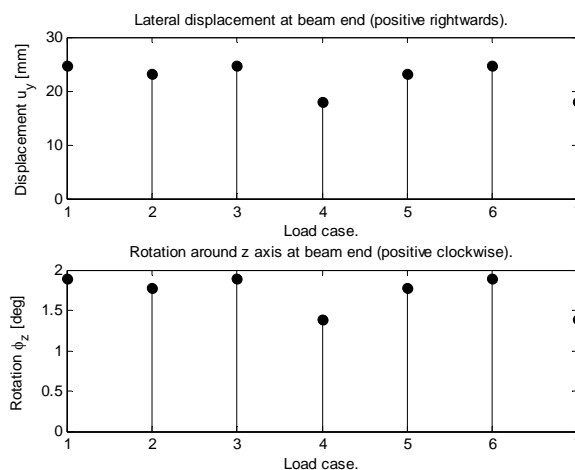


Figure 89-Déplacements et rotations pour une longueur réduite

7.5.4 Autres conditions d'appui

Si la poutre est fixée sur deux appuis simples séparés d'une distance $d = 120 \text{ mm}$ (Figure 90), les réactions verticales sont :

$$\begin{cases} T_z^A = -nw_{beam}L_{beam} - \frac{nW_{tail}}{2} + \frac{L_T}{2} - T_z^B \\ T_z^B = \frac{L_{beam}}{2d} (-nw_{beam}L_{beam} - nW_{tail} + L_T) \end{cases}$$

Les réactions en fonction du cas de charge sont données à la Figure 91. On voit que cette fois, c'est le cas de charge 4 qui est le plus critique.

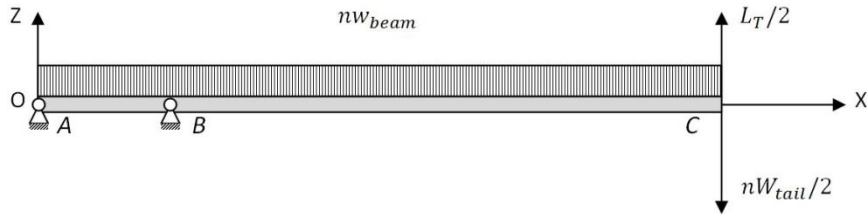


Figure 90

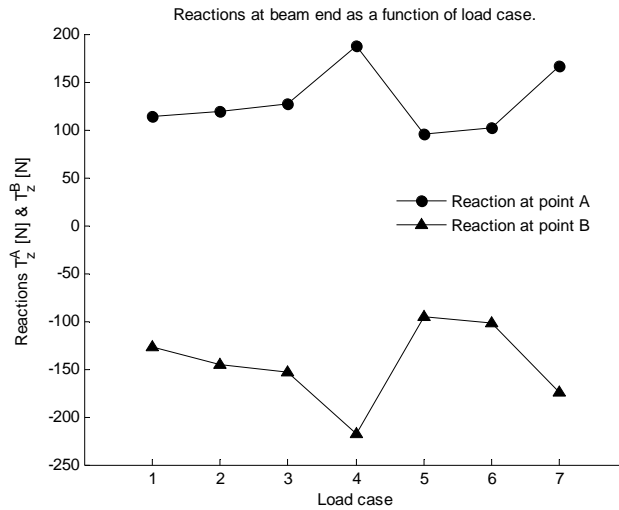


Figure 91-Réactions verticales aux points A et B

La Figure 92 donne la distribution de moment de flexion et d'effort tranchant dans la poutre, pour les différents cas de charge. On voit que les efforts sont maximums en $x = d$.

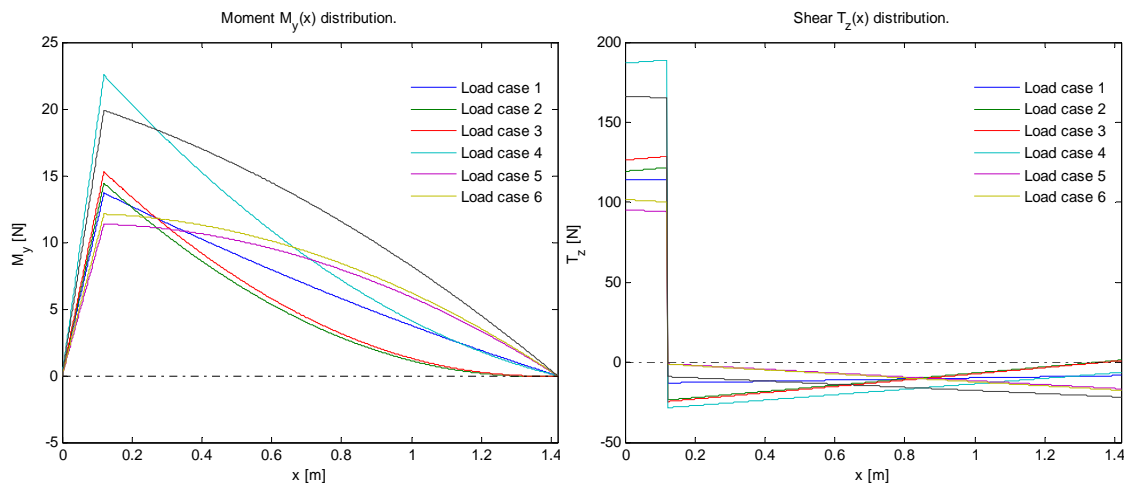


Figure 92-Distribution de moment de flexion et d'effort tranchant

La Figure 93 donne les contraintes de flexion et de cisaillement en $x = d$ en coordonnées polaires. On voit que les contraintes de cisaillement sont très faibles par rapport aux contraintes de flexion. Les contraintes données ici sont plus faibles car on ne prend pas en compte la portance de l'empennage vertical. La Figure 94 montre la contrainte équivalente obtenue et l'on voit qu'elle est très proche de la contrainte de flexion.

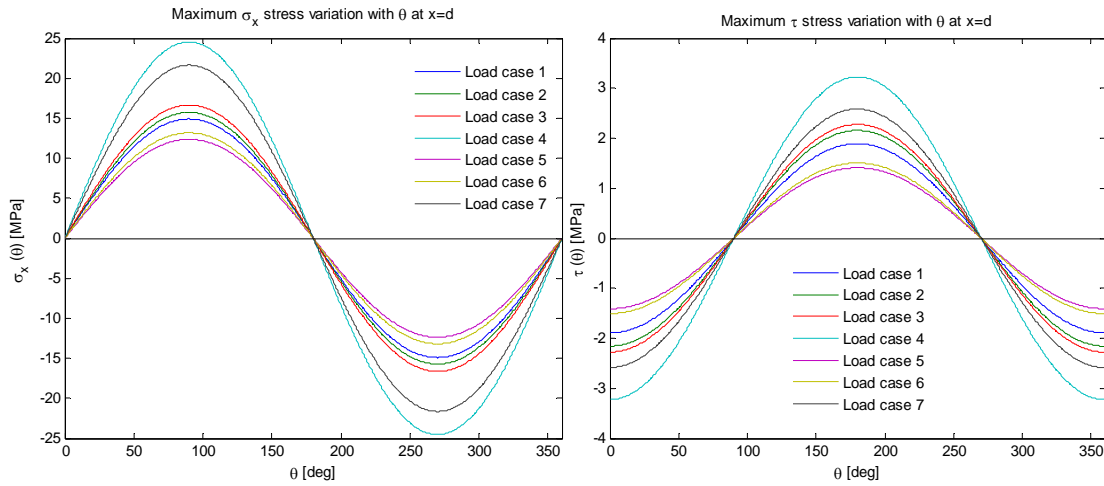


Figure 93-Contraintes de flexion et de cisaillement en $x=d$

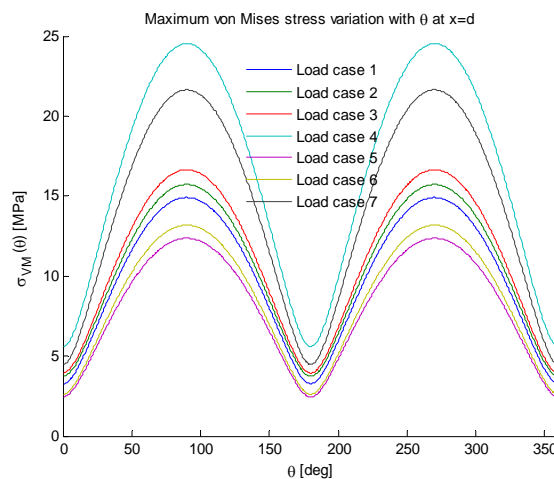


Figure 94-Contrainte équivalente de von Mises

La Figure 95 montre la distribution de déplacement et de rotation le long de la poutre.

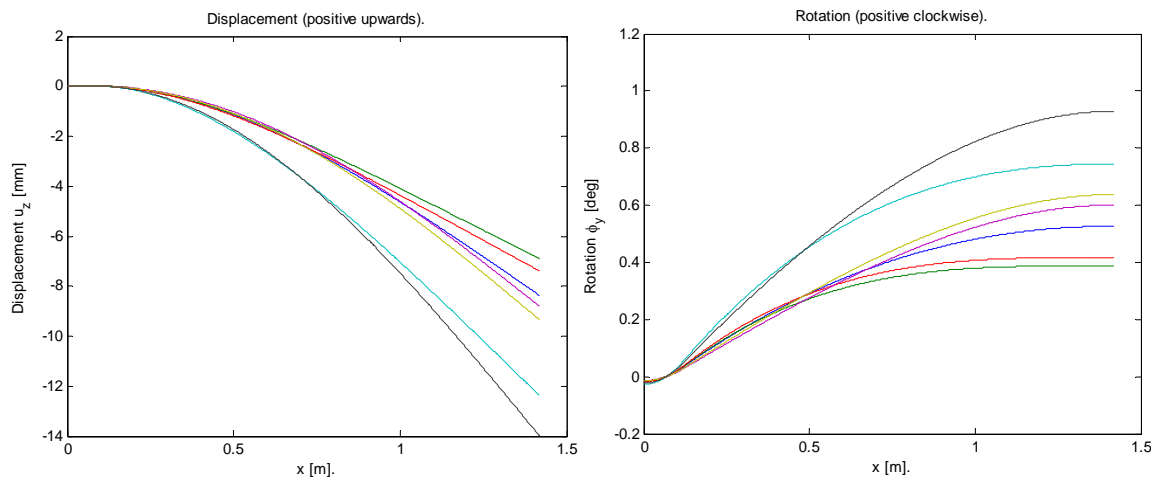


Figure 95-Déplacements et rotations

On voit que le déplacement et la rotation sont maximums pour le dernier cas de charge. En ce qui concerne le déplacement et la rotation engendrés par la portance de l'empennage vertical, ils seront assez proches de ceux calculés au point précédent.

7.5.5 Conclusion

En conclusion, la géométrie choisie peut être gardée pour l'analyse détaillée qui va suivre.

7.6 Modélisation par éléments finis

7.6.1 Poutre encastrée

Dans ce cas la poutre est encastrée en $x = 0$ mais le déplacement selon Y et la rotation selon Z de la section comprise entre les deux ailes sont bloqués. Le chargement appliqué est celui du cas de charge 3.

La Figure 96 montre les déplacements et les rotations obtenus. Le déplacement en bout de poutre est bien du même ordre de grandeur que celui calculé de manière analytique. La même conclusion peut être faite pour les rotations.

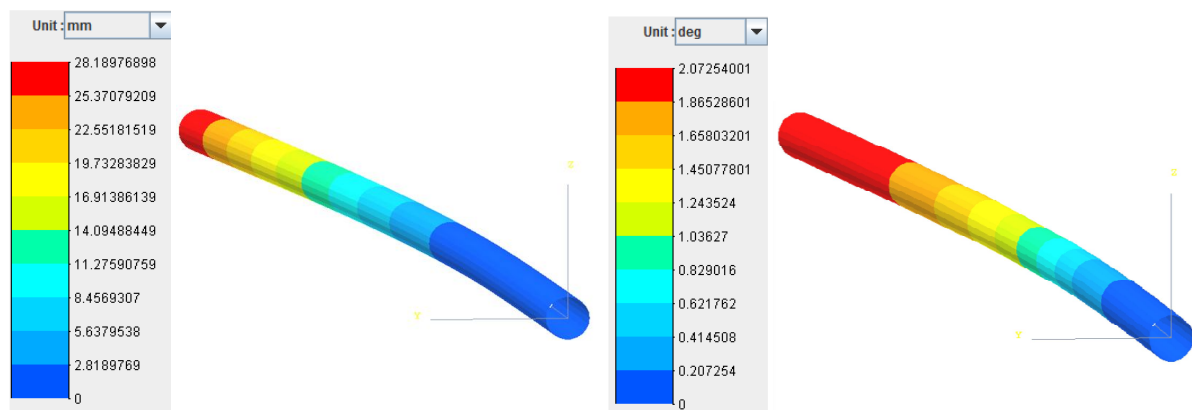


Figure 96-Déplacements (norme) et rotations (norme)

Enfin, la Figure 97 donne les contraintes équivalentes obtenues. Si la limite d'élasticité est de l'ordre de 150 MPa , le facteur de sécurité de 1.5 est bien satisfait.

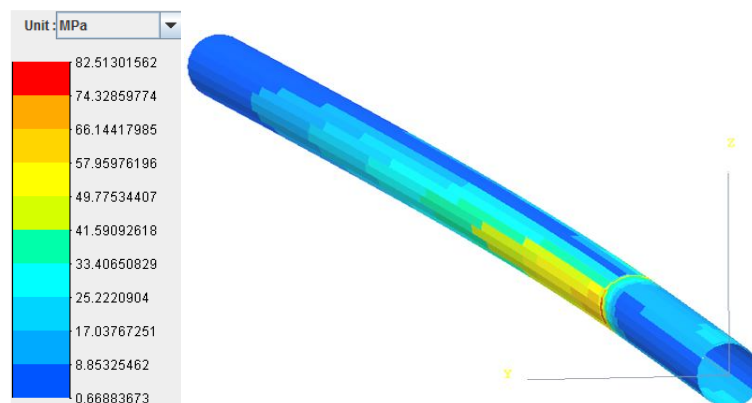


Figure 97-Contraintes équivalentes de von Mises

7.6.2 Poutre sur appuis simples

Cette fois, la poutre est fixée au niveau de deux trous percés dans le tube. Les degrés de liberté en translation selon Z et X ainsi que la rotation selon X sont bloqués au niveau des trous. De plus, la translation selon Y et la rotation selon Z de la partie de poutre située entre les deux tronçons d'aile sont bloqués. La géométrie est donnée à la figure suivante. L'écartement des deux fixations est un peu différent.

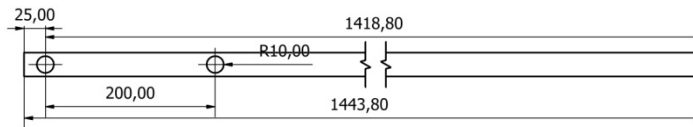


Figure 98

La Figure 99 montre les déplacements et les rotations obtenus. Ils sont un peu plus faibles qu'au cas précédent.

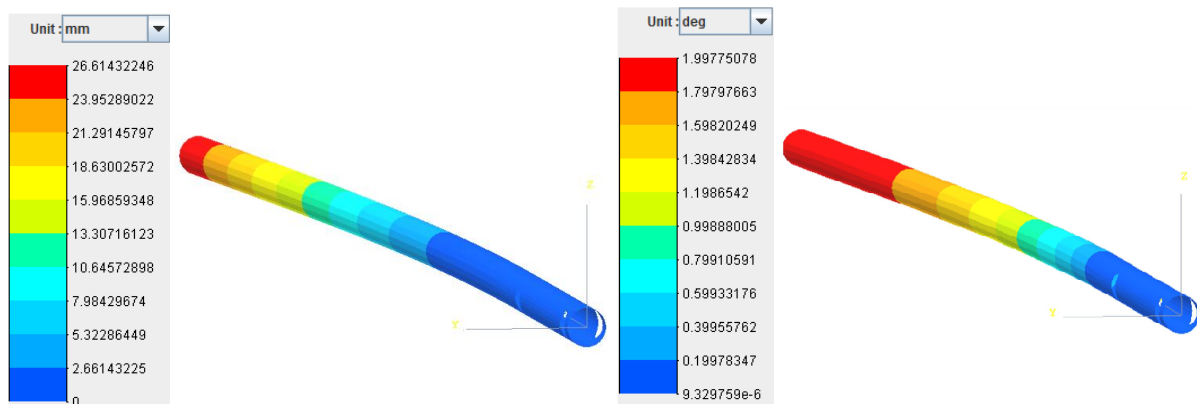


Figure 99-Déplacements (norme) et rotations (norme)

La figure suivante donne les contraintes équivalentes de von Mises. Elles sont elles aussi un peu plus faibles.

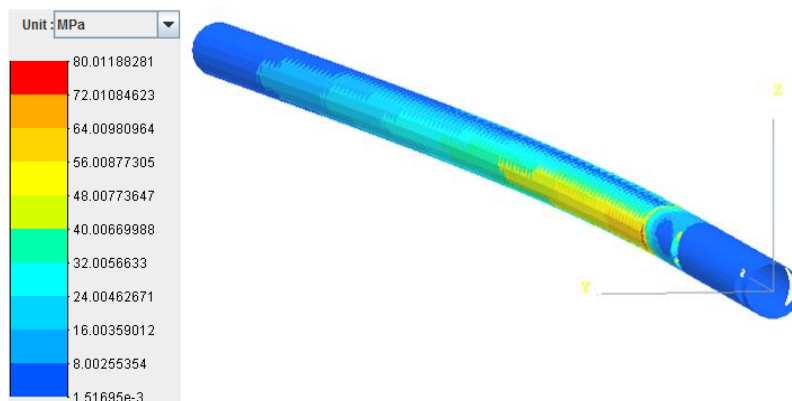


Figure 100-Contraintes équivalentes de von Mises

7.6.3 Conclusion

Les résultats sont très semblables dans les deux cas car les conditions aux limites selon l'axe Y sont presque identiques et car la portance de l'empennage vertical a une amplitude plus élevée que les autres charges, c'est donc elle qui engendre le plus grand déplacement.

En conclusion, la géométrie sélectionnée satisfait bien les exigences en termes de déplacements, de rotations et de contrainte.

7.7 Géométrie finale

Les caractéristiques de la poutre sont données dans le Tableau 16. Le diamètre retenu correspond au diamètre que l'on peut observer sur d'autres drones possédant cette configuration.

A la longueur chargée qui fut estimée plus haut, on ajoute 150 *mm* qui correspondent à la distance entre le centre aérodynamique et le bord de fuite de l'empennage vertical. 50 *mm* supplémentaires sont éventuellement ajoutés vers l'avant pour prendre en compte l'incertitude sur la position réelle des fixations sur l'aile.

<i>Données géométriques</i>		
Section $D \times t$ [mm]		30 × 1.5
Aire [m^2]		1.343×10^{-4}
Inertie $I_{yy} = I_{zz}$ [m^4]		1.3674×10^{-8}
<i>Masse</i>		
Masse par unité de longueur [kg/m]		0.3626
Longueur réelle estimée [m]		1.5688 + 0.05
Masse estimée [kg]		0.5689 + 0.0181
Masse totale des deux poutres [kg]		1.1378 + 0.0363
<i>Centre de gravité par rapport au nez [m]⁶</i>		
x	y	z
1.3094 – 0.025	0	0.226

Tableau 16

7.8 Bilan de masse intermédiaire

Le bilan de masse est donné dans le tableau suivant.

<i>Bilan de masse intermédiaire</i>		
Charge utile :	Caméra, moteurs, support, batteries,...	2.835 kg
Groupe propulsion :	Moteur	0.407 kg
	Hélice	0.147 kg
	Batteries	1 kg
Structure :	Empennages	1 kg
	Poutres empennages	1.1378 + 0.0363 kg
Masse totale		6.5268 + 0.0363 kg
Masse total estimée		14 kg
Marge		7.47 – 0.0363 kg

Tableau 17

⁶ Pour rappel, l'origine des axes pour mesurer la position du centre de gravité du drone est placée au nez et sur le fond du fuselage

Chapitre 8

Design de l'aile

Ce chapitre est consacré à l'étude de l'aile. Comme les chapitres précédents, la première partie consiste en un examen des différentes architectures et de leurs matériaux associés. La seconde partie consiste tout d'abord en une analyse simple et analytique de la structure. Ensuite, une analyse plus approfondie sera réalisée par éléments finis (Samcef), celle-ci devant mener à une configuration finale.

8.1 Géométrie générale de l'aile

La figure suivante donne les dimensions générales extérieures d'une demi-aile.

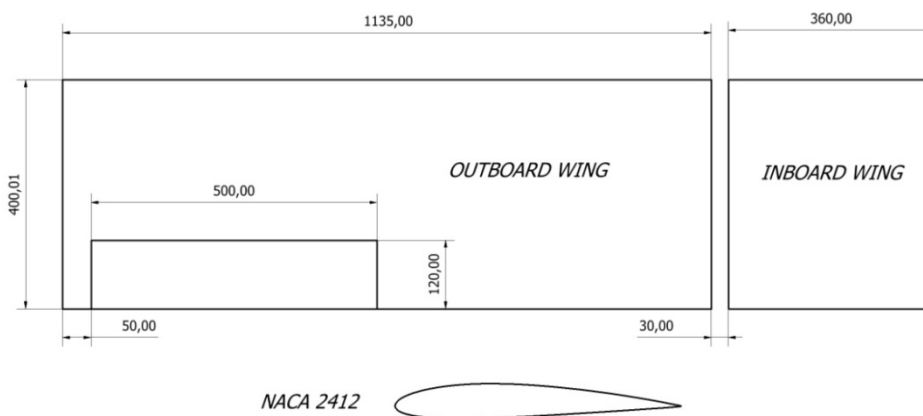


Figure 101-Géométrie générale de l'aile

8.2 Différentes architectures

L'architecture de la structure d'une aile dépend des charges appliquées, des matériaux utilisés, de la géométrie externe de l'aile, du volume de carburant, De plus, l'assemblage des éléments dépend des matériaux utilisés. Cette section présente quelques configurations.

8.2.1 Arrangements généraux

Il existe des arrangements généraux, c'est-à-dire le nombre et l'emplacement des éléments de la structure, qui peuvent être adaptés à différents matériaux. D'autres configurations existent mais elles ne pourraient être appliquées ici car elles sont utilisées pour la construction d'avions de grandes dimensions ou pour des avions de combat.

Semelles ou booms locales

Dans cette configuration, on fait l'hypothèse que seules les semelles des longerons reprennent les charges de flexion et que la peau reprend uniquement les contraintes de cisaillement. Ce type de structure est constitué de deux longerons et de deux panneaux d'aile (à l'intrados et à l'extrados).

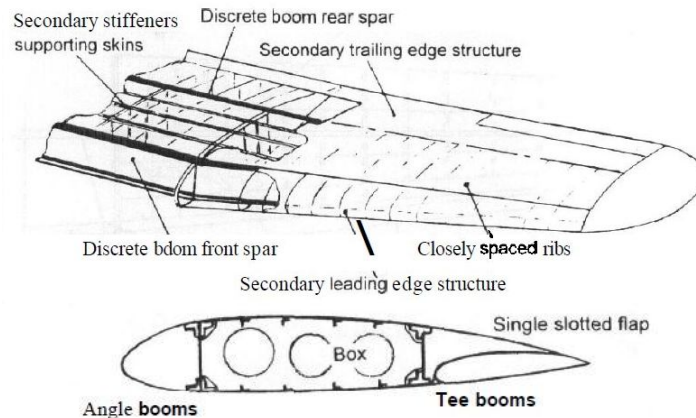


Figure 102-Structure à booms discrètes (réf. [13])

Une variante consiste à n'utiliser qu'un seul longeron et est appelée "D-nose". Elle est utilisée pour les structures faiblement chargées. Le longeron doit être placé là où l'épaisseur de l'aile est maximale pour avoir un maximum d'inertie en flexion. En général, les parois du bord d'attaque ont une épaisseur plus élevée pour augmenter la résistance à la torsion.

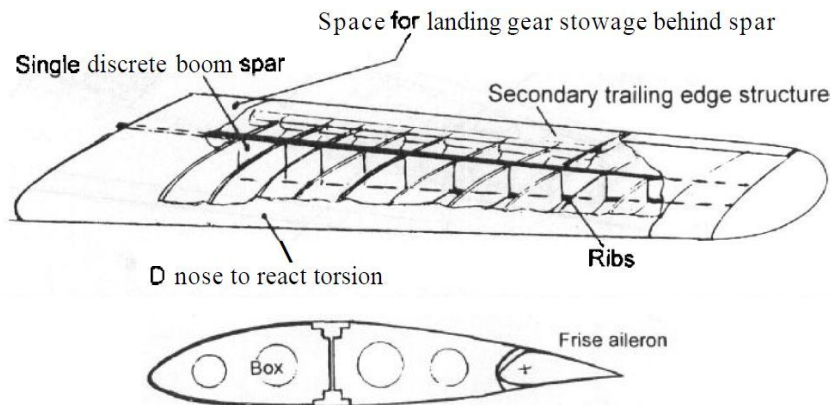


Figure 103-Structure à un seul longeron (réf. [13])

L'inconvénient de cette structure est le développement de contraintes de flexion importantes dans les semelles. De plus, la peau peut flamber en cisaillement et reprendre aussi une partie des contraintes de flexion. La peau peut être stabilisée en ajoutant des nervures faiblement espacées ou des raidisseurs.

Booms distribuées

Pour des charges modérées à élevées, il convient d'utiliser une peau raidie pour reprendre une partie des charges de flexion.

« Braced-wing »

Cette version est couramment rencontrée sur les avions légers à aile haute (Piper cub, Cessna 150, ...) surtout lorsque l'aile surplombe la cabine. On peut l'observer aussi sur le drone RQ-2 Pioneer. Ce type d'architecture permet de réduire le moment de flexion par rapport à une aile cantilever et simplifie aussi le système de fixation sur le fuselage car moins de degrés de liberté doivent être fixés. Par contre la traînée augmente à cause du ou des mats.

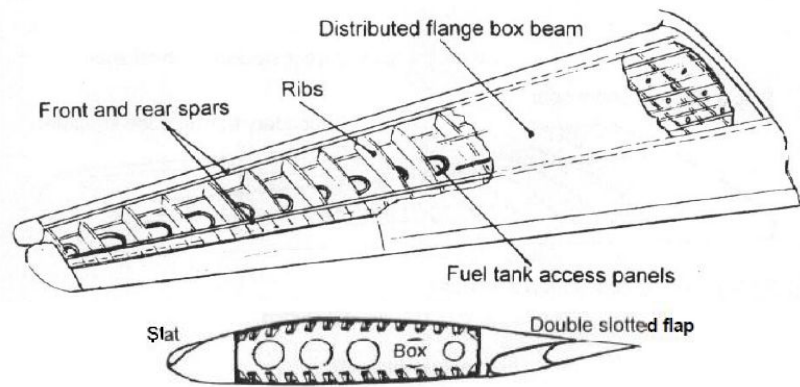


Figure 104-Structure à booms distribuées (réf. [13])

Emplacement des longerons

Pour une structure à deux longerons, le longeron avant doit être positionné le plus en avant possible. Il est en général placé à 12-18% de la corde locale. Le longeron arrière doit être placé le plus en arrière possible mais son emplacement est limité par la présence de flaps ou d'un aileron. Typiquement, il est placé à 55-70% de la corde locale. Dans le cas particulier où l'on a qu'un seul longeron, celui-ci est placé à environ 30-40% de la corde.

Emplacement et orientation des nervures

Les nervures doivent être espacées de telle manière à éviter le flambement des panneaux d'aile. Cependant, d'autres considérations sont à prendre en compte. Il faut prendre en compte l'emplacement des charnières des flaps et des ailerons, des points d'emport de charges externes, des points d'attache des moteurs, des points de fixation du train,.... Pour une aile sans flèche, les nervures sont orientées perpendiculairement au(x) longeron(s). Par contre, pour une aile en flèche, les nervures peuvent être orientées parallèlement au fuselage ou perpendiculairement au longeron arrière.

8.2.2 Structure métallique

Couramment rencontrée, ce type de structure sera difficilement applicable ici à cause des procédés d'assemblage (rivetage principalement) et de mise à forme des tôles (par emboutissage pour les avions légers).

8.2.3 Structure composite

Beaucoup de drones existants sont construits en composite. Ce type de construction possède l'avantage de pouvoir réduire le nombre de pièces à assembler puisqu'il est possible de mouler de grands ensembles. En ce qui concerne la masse, le composite est plus léger que l'aluminium à condition toutefois d'exploiter correctement l'empilement et l'orientation des plis. Si ce type de structure est utilisé, seuls des procédés simples comme la polymérisation à température ambiante pourront être utilisés en raison du manque d'outillage adapté. Enfin, le composite susceptible d'être utilisé sera plutôt de type fibre de verre car il est meilleur marché que le composite à fibres de carbone.

8.2.4 Structure en bois

Les avantages d'une telle construction sont :

- L'assemblage aisé par collage des éléments entre eux
- La possibilité de faire des éléments sur mesure car la découpe des éléments est aisée
- La possibilité d'orienter les fibres du bois comme dans les composites

- Très bon marché

Les inconvénients sont :

- Les inconnues sur les propriétés du bois utilisé
- L'influence des paramètres extérieurs, l'humidité principalement

Pour construire et designer une structure en bois, il importe de suivre quelques règles (pour plus de précision à ce sujet, voir la référence [6]).

La forme de certains composants est spécifique à ce type de construction notamment à cause du mode d'assemblage. En général, les éléments d'une telle structure sont constitués de profilés en bois et de parois en contreplaqué. L'épaisseur des plis d'un contreplaqué est en général de l'ordre d'un millimètre.

Les figures 105 et 106 donnent une idée de la structure d'ailes en bois, entoilés partiellement.

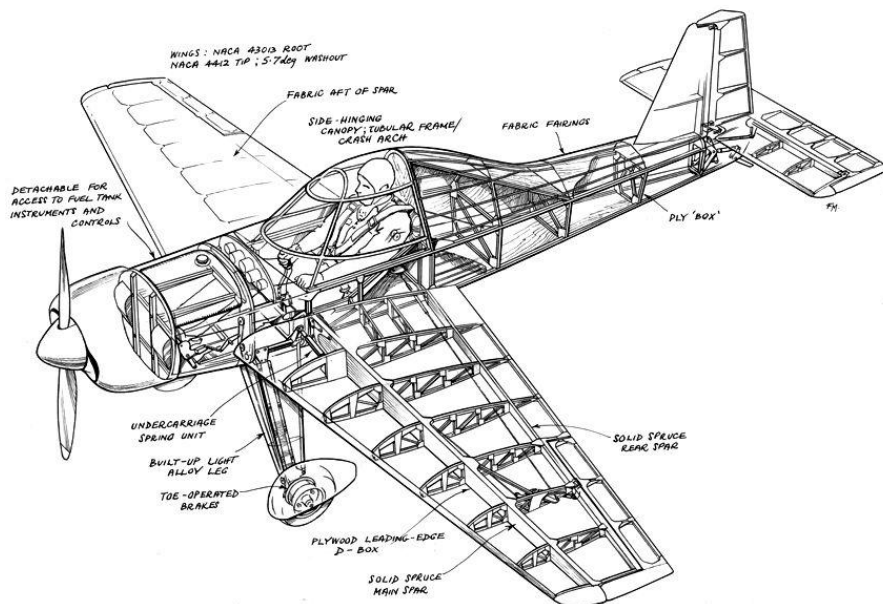


Figure 105-Goodwin-JG3 (réf. [11])

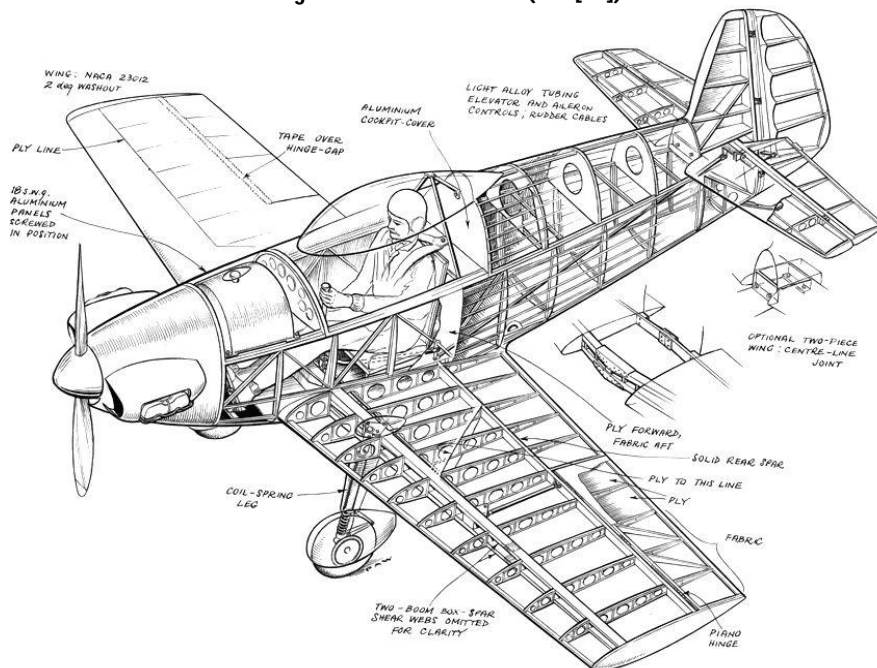


Figure 106-Taylor-Titch JG3 (réf. [11])

Différents types de longerons

Les longerons en bois sont souvent construits par assemblage afin d'utiliser des orientations de fibres différentes pour les semelles et pour l'âme. En général, les semelles ont leurs fibres orientées dans le sens de l'envergure tandis que l'âme a ses plis orientés à $\pm 45^\circ$ pour reprendre du cisaillement. La Figure 107 donne un aperçu de quelques géométries possibles.

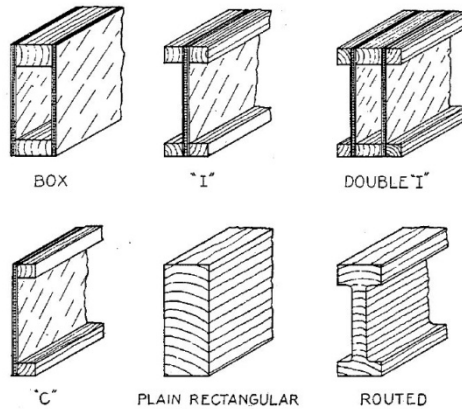


Figure 107-Géométries de longerons en bois JG3 (réf. [8])

La Figure 108 compare la rigidité en flexion et en torsion de différentes sections possibles, pour une même hauteur et pour une même section (donc pour une même masse). Ces propriétés sont calculées par les formules adaptées aux composites (Cf. Annexe II). Le matériau utilisé est le Douglas-Fir donné dans l'Annexe I.

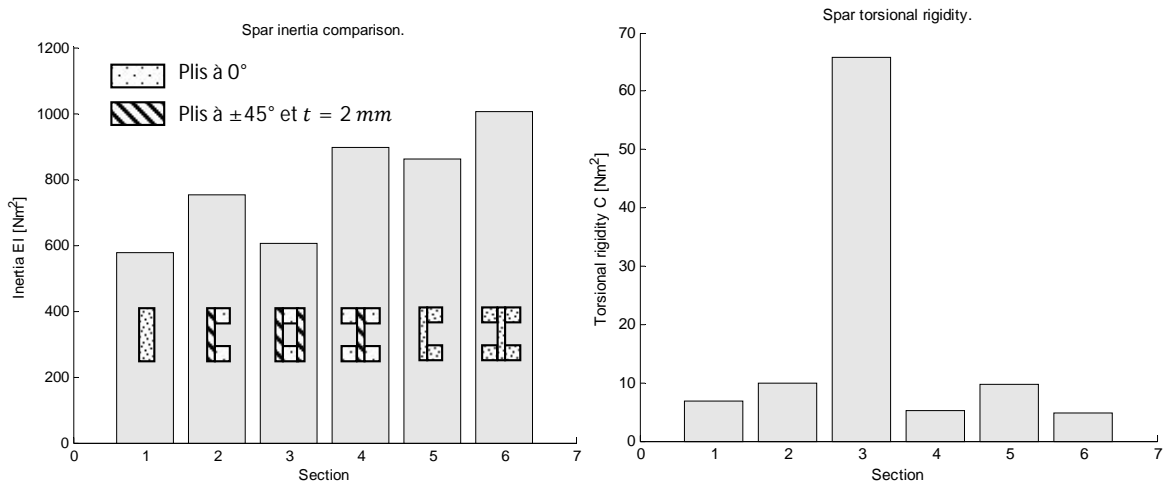


Figure 108

On voit qu'il y a un compromis entre la résistance à la flexion et la résistance à la torsion. La résistance en flexion est maximale pour des plis à 0° tandis que la rigidité en torsion est maximale pour une section fermée.

Différentes géométries de nervures

Il existe un grand nombre de nervures différentes. La géométrie dépend du chargement et de leur assemblage principalement. La géométrie dépend aussi du type de longeron utilisé. On rencontre deux grands cas de figure :

- soit la nervure est interrompue par le longeron
- soit le longeron est interrompu

Dans le dernier cas, la totalité du longeron n'est pas interrompue afin de garder une bonne résistance. En général, les semelles du longeron sont continues et les âmes sont discontinues.

Enfin, les nervures peuvent être construites en un seul tenant ou bien par assemblage pour former une sorte de treillis.

La Figure 109 montre quelques nervures courantes en bois.

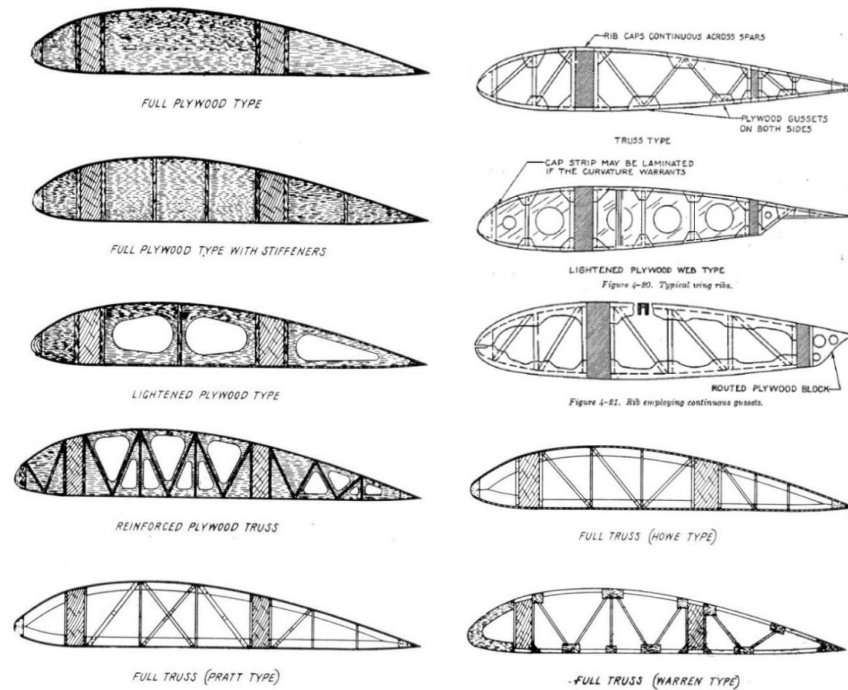


Figure 109-Géométries de nervures en bois (réf. [8])

Parmi toutes ces nervures, la configuration la plus facile à réaliser est une nervure pleine percée de trous circulaires. Les trous peuvent être placés le long de la ligne de cambrure pour être à égale distance de l'intrados et de l'extrados. Il est également possible d'avoir une découpe intérieure simplement décalée par rapport aux bords extérieurs.

Différentes cellules

La Figure 110 donne un aperçu des sections que l'on peut réaliser. La discussion sur le nombre de longerons a déjà été faite précédemment.

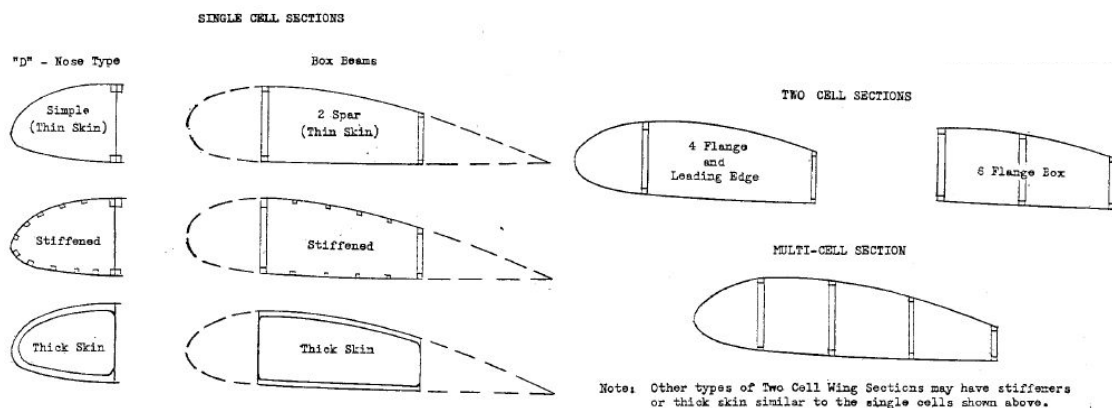


Figure 110-Sections typiques en bois (réf. [8])

Différentes peaux

Pour la construction des panneaux d'aile on peut trouver :

- un coffrage en bois pour le bord d'attaque et un entoilage complet ou partiel du reste de l'aile
- une peau complète en bois
- un entoilage complet

Il faut noter que dans le cas d'une aile entoilée, le nombre de nervures est en général important pour fournir à la peau un support suffisant. De plus, dans le dernier cas il faut rigidifier le bord d'attaque ainsi que le bord de fuite. Il existe plusieurs types d'entoilages : tissu ou toile plastique thermo-collable.

8.2.5 Architecture retenue

Dans un premier temps, une structure en bois sera étudiée. Toutefois, le bois étant un composite, l'étude qui sera faite pourra être facilement applicable au cas d'une structure composite à fibre de verre par exemple. Le matériau utilisé est donné dans l'annexe consacrée aux matériaux (Annexe I).

Enfin, comme le profil est assez mince, l'arrangement de type mono-longeron n'est pas adapté. Deux longerons seront donc utilisés afin d'augmenter l'inertie en flexion.

8.3 Charges appliquées sur l'aile

L'aile subit d'une part l'effet de ses charges propres : la portance, le moment aérodynamique et son poids propre ; et d'autre part les charges de réactions au niveau de la fixation des poutres reliant les empennages à l'aile. On prendra en compte les réactions calculées dans le cas où la poutre est encastree (Cf. Chapitre 7).

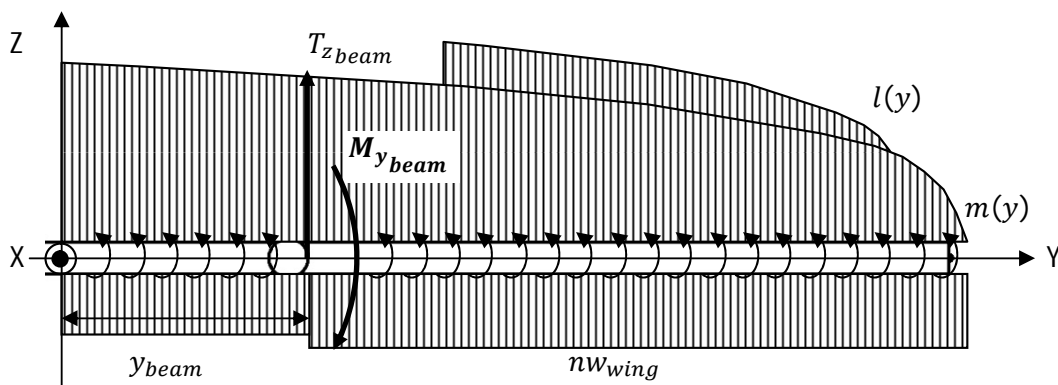


Figure 111-Charges appliquées

On fait ici l'hypothèse que le poids propre est réparti uniformément, mais pas nécessairement le même sur les sections d'aile. Cette hypothèse est justifiée par la forme de l'aile : pas de taper ratio ni de flèche. Le moment aérodynamique est supposé uniforme tandis que la distribution de portance est celle calculée dans le Chapitre 5. La traînée de l'aile sera négligée.

En résumé :

- la flexion est créée par la portance (déflexion des ailerons comprise), le poids propre et la contribution des empennages,
- le cisaillement est créé par les mêmes efforts que les charges engendrant de la flexion puisque le moment de flexion n'est pas constant,

- la torsion est créée par le moment aérodynamique (déflexion des ailerons comprise), les empennages, le poids propre et la portance si le centroïde et le centre aérodynamique ne coïncident pas par le centre de torsion.

Enfin, le cas de charge le plus critique va dépendre :

- du facteur de charge (influence le poids et la portance),
- de la vitesse (influence la portance totale),
- de l'angle de braquage des ailerons (influence l'incrément de portance locale au droit de l'aileron).

8.4 Exigences de la structure

La structure doit être dimensionnée en rigidité pour la torsion afin de limiter :

- la torsion de l'aile pour limiter la variation d'angle d'attaque et éviter le control-reversal,
- la rotation au bout de la poutre soutenant les empennages pour limiter la variation d'angle d'attaque de l'empennage horizontal.

Dans le premier cas, la torsion de l'aile due aux poutres des empennages peut entraîner une augmentation d'angle d'attaque de l'aile. Ainsi, le bout de l'aile peut décrocher plus vite que le reste de l'aile, réduisant alors l'efficacité des ailerons.

Lorsqu'un aileron est défléchi vers le bas, la portance augmente car la contribution de portance due à l'aileron augmente. De plus, le moment aérodynamique devient plus négatif. A cause du moment aérodynamique, l'angle d'attaque de l'aile diminue et donc la contribution de portance due à l'angle d'attaque perçus par l'aile diminue. Si l'aile se tord de trop, l'effet attendu de l'aileron est alors inversé et il devient très difficile de contrôler l'avion. Le même effet peut survenir à l'empennage horizontal, c'est pourquoi il convient de limiter la torsion de l'aile due aux empennages.

8.5 Etude analytique

Cette étude a pour but de déterminer une géométrie de base qui servira par la suite pour l'analyse plus détaillée de l'aile.

8.5.1 Géométrie

Tout d'abord, la structure est constituée de bois (profilés et contreplaqué) sauf le bord d'attaque qui est en plastique car sa courbure importante peut être difficile à réaliser en bois.

Ensuite, deux longerons sont utilisés. La position du longeron avant est choisie de telle manière à avancer le plus possible le centre de cisaillement afin de limiter la torsion induite par la portance. La position du longeron arrière est déterminée par l'aileron pour l'aile extérieure et est avancé au maximum pour l'aile intérieure. La section choisie pour chaque longeron est une section en I à quatre booms de section carrée. Les booms ont une section de 50 mm^2 pour l'aile intérieure et de 32 mm^2 pour l'aile extérieure. Les fibres de l'âme et des booms sont orientées à 0° pour reprendre un maximum de flexion.

Enfin, afin d'augmenter la rigidité en torsion, on prendra en compte une section à trois cellules.

Les panneaux d'aile situés entre les deux longerons sont constitués de deux plis d'un millimètre d'épaisseur et orientés à $\pm 45^\circ$ pour reprendre le cisaillement et la torsion. Enfin, les deux panneaux du bord de fuite ont une épaisseur de 2 mm et leurs plis sont orientés à $[0^\circ \ 90^\circ]$.

La Figure 112 donne les dimensions générales des deux sections d'aile. Précisons que l'angle de calage de 3° est pris en compte.

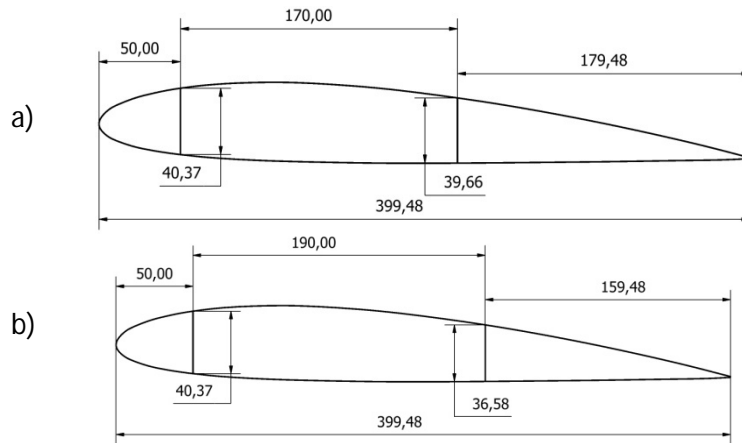


Figure 112-Dimensions générales : a) Aile intérieure, b) Aile extérieure

8.5.2 Idéalisations

Tout d'abord, on fera l'hypothèse que seules les booms reprennent de la flexion. La section des booms comprend l'idéalisation des âmes des longerons (Cf. Annexe II) ainsi que l'aire des semelles. Ensuite, on fera l'hypothèse que les booms 2 et 3 sont à la même hauteur pour simplifier le calcul des inerties et du centroid. Ce dernier est calculé dans des axes dont l'origine coïncide avec la boom 2. Enfin, les panneaux en contre plaqués sont homogénéisés selon la méthode décrite dans l'Annexe II. Comme les stratifiés pris en compte ici ne sont pas symétriques, les couplages associés à la matrice **B** vont apparaître. La Figure 113 donne les conventions de notation pour les booms et les parois.

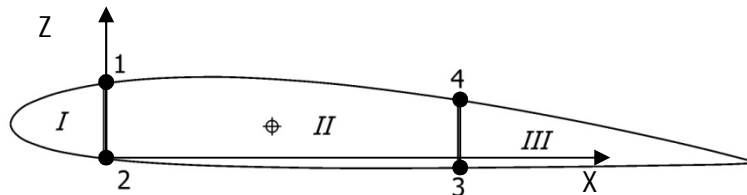


Figure 113-Section idéalisée

Le Tableau 18 donne les propriétés géométriques et homogénéisées des parois. Ces propriétés sont communes aux deux sections d'aile.

Parois	Épaisseur [mm]	Matériau	Orientations des plis	Module longitudinal E_y [MPa]	Module de cisaillement G [MPa]
1-2 courbe (bord d'attaque)	1	Plastique	/	2000	769.2308
1-2 droite (âme du longeron avant)	2	Contreplaqué	[0°]	13550	1000
2-3 (intrados)	2	Contreplaqué	[±45°]	3185.8	3463.1
3-4 courbe (Bord de fuite)	2	Contreplaqué	[0° 90°]	7348.6	1000
3-4 droite (âme du longeron arrière)	2	Contreplaqué	[0°]	13550	1000
4-1 (extrados)	2	Contreplaqué	[±45°]	3185.8	3463.1

Tableau 18

Le Tableau 19 donne les propriétés spécifiques à chacun des tronçons d'aile. Elles ont été déterminées par les méthodes décrites dans l'Annexe II.

Propriété	Aile intérieure	Aile extérieure
Centroid (x,z)	(85,20) mm	(93.5,18.5) mm
Masse par unité de longueur	1.1153 kg/m	0.883 kg/m
Position longitudinale du centre de cisaillement par rapport au centroid	2.3677 mm	-5.6249 mm
Inertie I_{xx}	$1.8194 \times 10^{-7} \text{ mm}^4$	$1.0578 \times 10^{-7} \text{ mm}^4$
Inertie I_{zz}	$3.2821 \times 10^{-6} \text{ mm}^4$	$2.7478 \times 10^{-6} \text{ mm}^4$
Inertie I_{xz}	$-8.6965 \times 10^{-9} \text{ mm}^4$	$-7.0033 \times 10^{-8} \text{ mm}^4$

Tableau 19

8.5.3 Conditions aux limites

On fera l'hypothèse que chaque aile intérieure est encadrée. De plus, tous les degrés de liberté sont transmis entre l'aile intérieure et l'aile extérieure.

8.5.4 Répartition des efforts dans la structure

La répartition des efforts dus aux charges aérodynamiques vont être fonction de l'angle de déflexion de l'aileron. Assez logiquement, on doit s'attendre à avoir des efforts maximums pour les angles maximums de braquage, c'est-à-dire $\pm 20^\circ$. Pour cette raison, seules les charges résultantes obtenues à angle de braquage non nul seront données.

Tout d'abord, les efforts engendrés par la portance sont calculés par intégration numérique du profil de portance⁷. Ensuite, l'incrément de portance dû à l'aileron étant considéré comme uniforme, on a une simple charge uniformément répartie sur une portion de poutre. Dans ce cas, les efforts tranchants sont donc linéaires tandis que les moments de flexion sont quadratiques. En sommant les deux distributions, on obtient les distributions d'efforts donnés aux figures 109 et 110. Enfin, comme la portance ne passe pas par le centre de cisaillement, il apparaît un moment de torsion. Celui-ci est discontinu car les deux tronçons d'aile n'ont pas les mêmes centres de cisaillement (Figure 116).

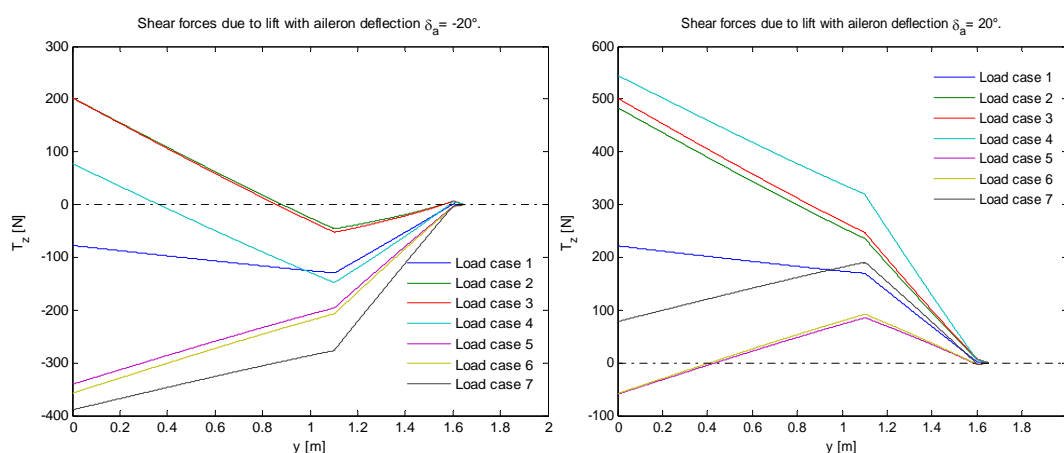


Figure 114-Répartition des efforts tranchants pour les charges totales de portance

⁷ Cela peut aussi se faire de analytiquement étant donné que la distribution est connue (cf. Chapitre 5)

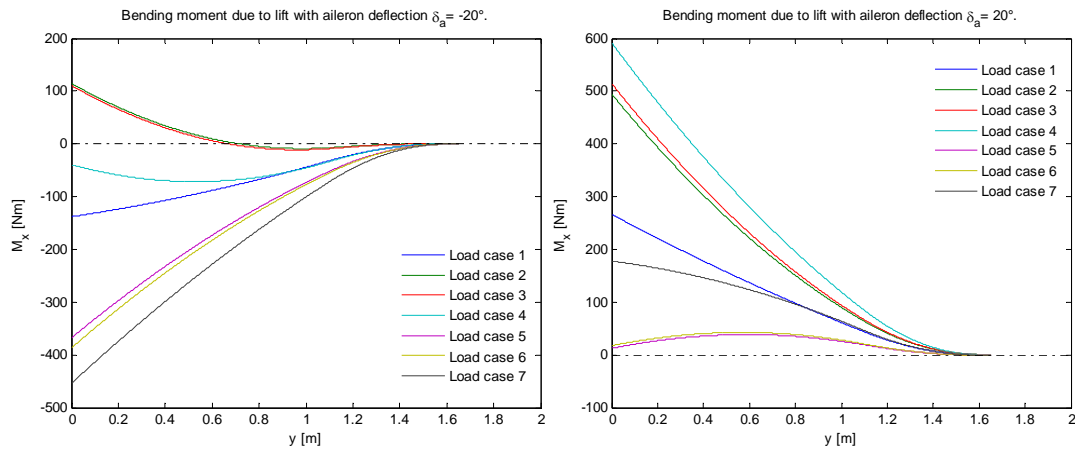


Figure 115-Distribution de moment de flexion due à la portance totale

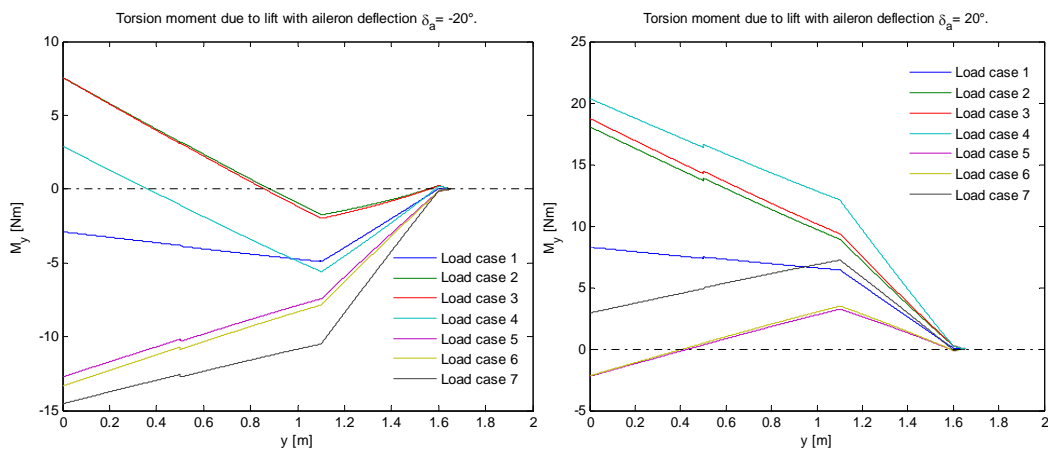


Figure 116-Distribution des moments de torsion causés par la portance

Le moment aérodynamique engendre un moment de torsion linéaire dans l'aile puisqu'il est réparti uniformément. Une légère cassure apparaît au droit de l'aileron à cause de la variation de moment (Figure 117).

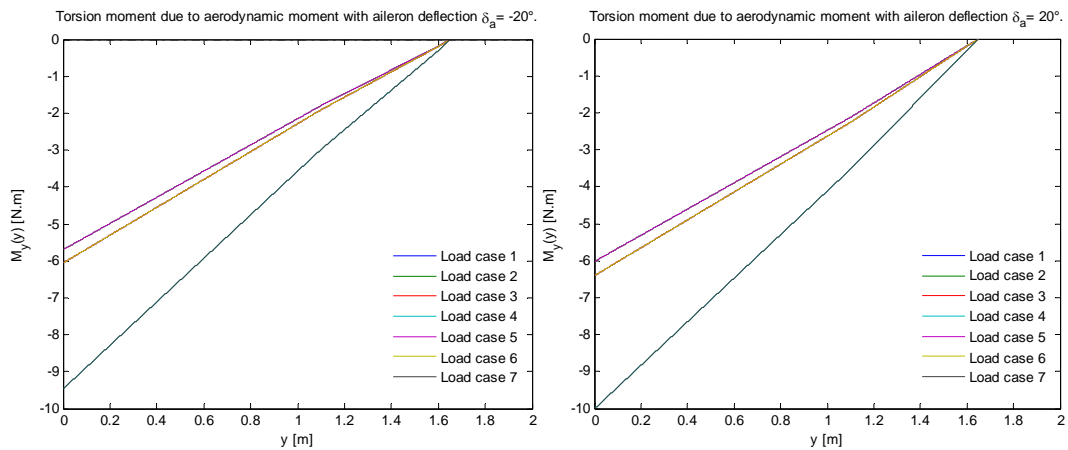


Figure 117-Distribution de moment de torsion dû au moment aérodynamique

Comme le poids propre est considéré comme étant uniformément réparti, les efforts tranchants sont linéaires tandis que les moments de flexion sont quadratiques. De plus, ces efforts sont indépendants de la déflexion d'un aileron. Une cassure apparaît à cause de la différence de masse entre les deux ailes (Figure 118).

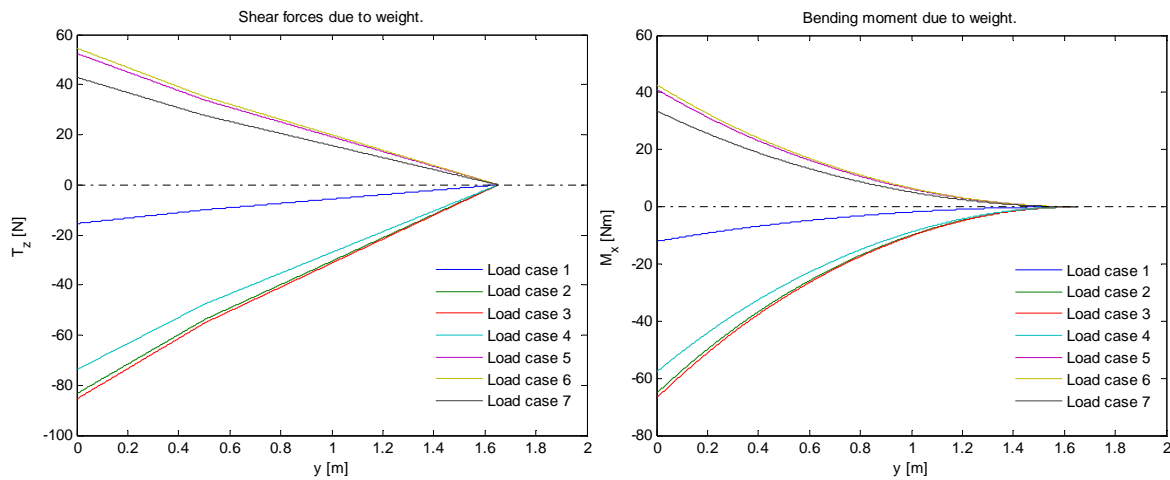


Figure 118-Distribution d'effort tranchant et de moment de flexion dus au poids

La réaction verticale résultante au bout des poutres supportant les empennages constitue une charge concentrée et engendre donc un effort tranchant constant et un moment de flexion linéaire dans l'aile intérieure. Enfin, le moment de flexion résultant engendre un moment de torsion constant dans l'aile intérieure (Figure 119).

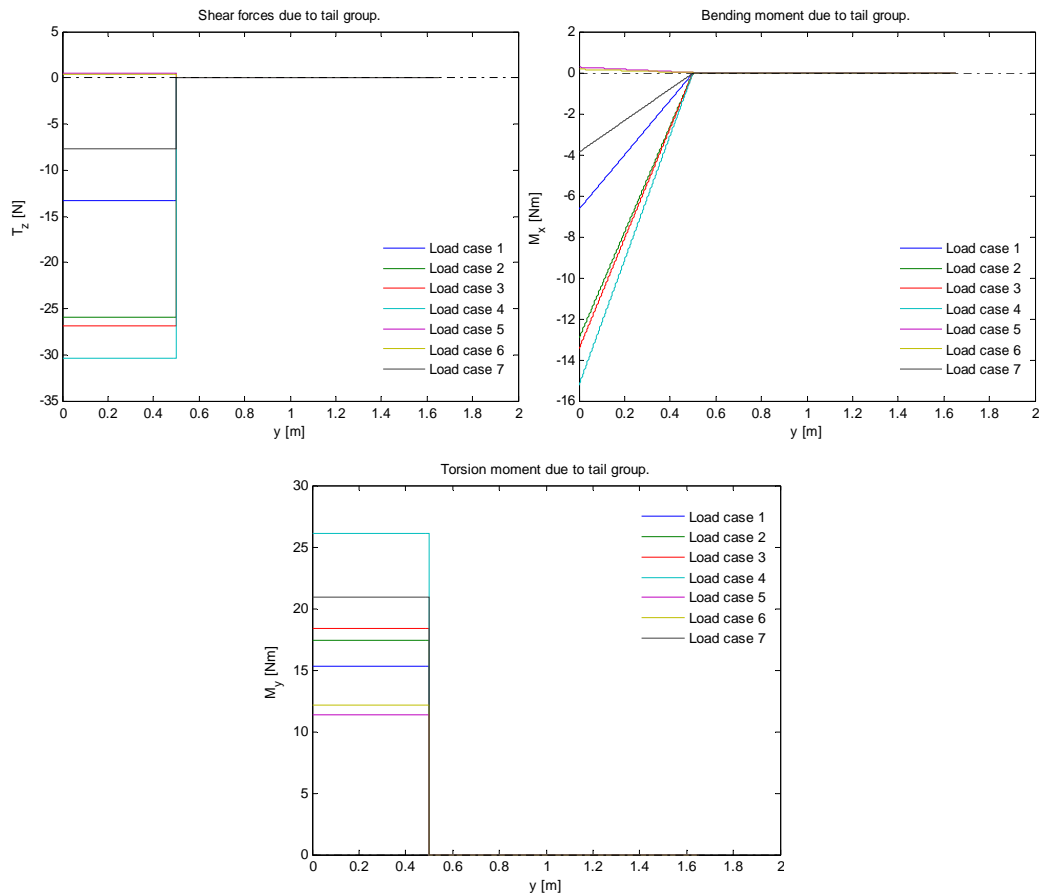


Figure 119-Efforts dus aux empennages

Par superposition, on peut obtenir la distribution totale des efforts dans l'aile. Les figures suivantes donnent la répartition d'effort tranchant, de moment de flexion et de moment de torsion.

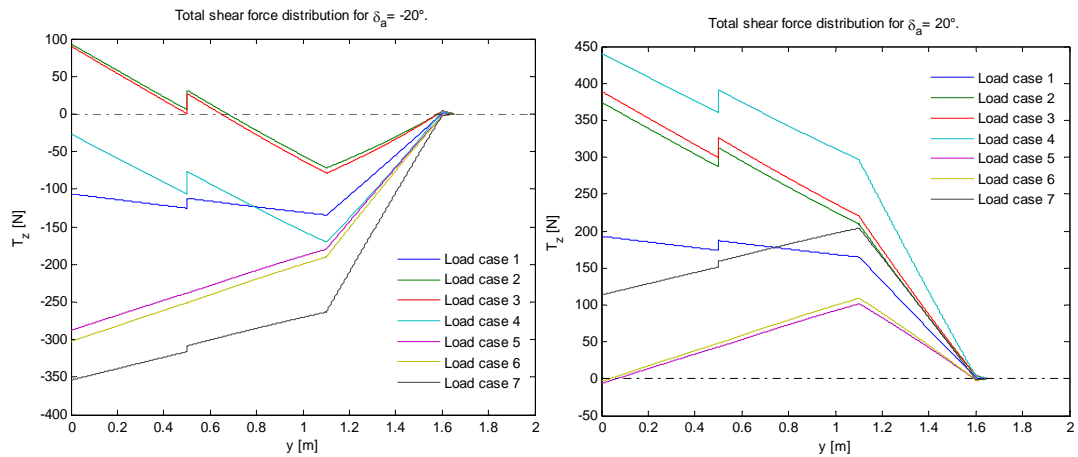


Figure 120-Distribution d'effort tranchant pour les angles de braquage maximums des ailerons

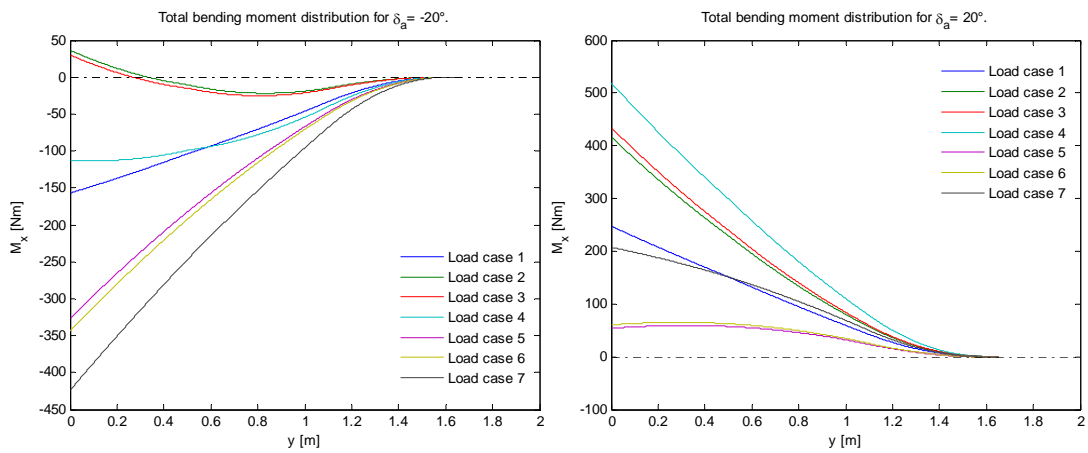


Figure 121-Distribution de moment de flexion pour les angles de braquage maximums des ailerons

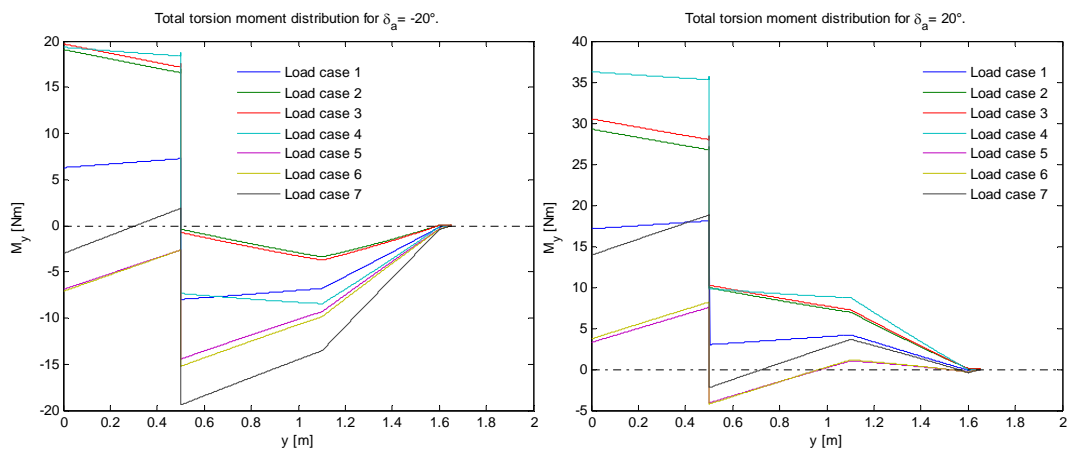


Figure 122-Distribution de moment de torsion pour les angles de braquage maximums des ailerons

Le Tableau 20 donne les charges en $y = 0$ m et en $y = 0.5$ m dans le cas où la déflexion d'un aileron est nulle.

Charges résultantes pour une déflexion d'aileron $\delta_a = 0^\circ$							
Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
$T_z(0)$ [N]	43.28	233.41	239.34	206.66	-146.83	-152.78	-120.10
$M_x(0)$ [N.m]	45.17	225.88	231.76	202.90	-135.99	-141.41	-108.07
$M_y(0)$ [N.m]	11.60	23.69	24.60	27.35	-1.52	-1.40	5.67
$T_z(0.5)$ [N]	24.16	145.95	149.54	126.67	-97.19	-101.20	-82.28
$M_x(0.5)$ [N.m]	23.72	109.20	112.12	99.75	-62.25	-64.68	-47.58
$M_y(0.5)$ [N.m]	12.74	22.02	22.95	27.15	2.22	2.53	10.14

Tableau 20

De ces résultats, on voit que c'est le cas pour lequel l'angle de braquage vaut 20° que les charges sont les plus grandes, en particulier pour le cas de charge 4. On voit aussi que sans la déflexion des ailerons, les charges sont maximales pour le troisième cas de charge car le facteur de charge est maximum. Par contre, quand un aileron est défléchi ce sont les cas de charge qui ont la vitesse la plus élevée qui dominent (cas 4 et 7). Le Tableau 21 donne les valeurs numériques de efforts maximums en $y = 0\text{ m}$ et en $y = 0.5\text{ m}$.

$T_z(0)$ [N]	$T_z(0)$ [N]	$T_z(0)$ [N]	$T_z(0)$ [N]	$T_z(0)$ [N]	$T_z(0)$ [N]
440.37	440.37	440.37	440.37	440.37	440.37

Tableau 21

8.5.5 Contraintes de flexion

Les contraintes de flexion sont calculées aux quatre booms car elles seules reprennent de la flexion. La méthode de calcul est exposée dans l'Annexe II. Les tableaux 22 et 23 donnent les contraintes de flexion en $y = 0\text{ m}$ et en $y = 0.5\text{ m}$ pour les différents cas de charge et pour un angle d'aileron de 20° . On voit que les contraintes sont bien maximales pour le cas de charge 4.

Contraintes de flexion dans les booms de l'aile intérieure en $y = 0\text{ m}$ [MPa]							
Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
σ_{yy}^1	-27.39	-46.09	-48.08	-57.47	-5.97	-6.70	-22.99
σ_{yy}^2	27.51	46.29	48.28	57.72	5.99	6.73	23.09
σ_{yy}^3	26.90	45.25	47.21	56.43	5.86	6.58	22.58
σ_{yy}^4	-27.01	-45.45	-47.41	-56.68	-5.88	-6.61	-22.67

Tableau 22-Contraintes de flexion à l'encastrement

Contraintes de flexion dans les booms de l'aile extérieure en $y = 0.5\text{ m}$ [MPa]							
Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
σ_{yy}^1	-28.38	-43.04	-45.02	-56.15	-10.78	-11.75	-28.42
σ_{yy}^2	30.25	45.87	47.98	59.84	11.48	12.52	30.29
σ_{yy}^3	23.22	35.21	36.83	45.93	8.81	9.61	23.25
σ_{yy}^4	-24.80	-37.61	-39.34	-49.07	-9.42	-10.27	-24.84

Tableau 23-Contraintes de flexion dans l'aile extérieure

Les contraintes de flexion sont un peu élevées mais cela provient du fait que seul les longerons reprennent la flexion car les panneaux latéraux ne sont pas idéalisés et ne reprennent donc pas de flexion. Notons enfin que les contraintes sont discontinues entre les deux tronçons d'aile puisque leur inertie de section est différente.

8.5.6 Contraintes de cisaillement

Les contraintes de cisaillement sont dues aux efforts tranchants et à la torsion. Pour le calcul de ces contraintes il faut se référer à l'Annexe II. Les tableaux 24 et 25 donnent les contraintes de cisaillement totales en $y = 0$ et en $y = 0.5$. Encore une fois, c'est pour le quatrième cas de charge que les contraintes sont maximums. De plus, les contraintes sont maximales dans les longerons puisque ces parois sont orientées dans le même sens de l'effort tranchant résultant.

<i>Contraintes de cisaillement dans les parois de l'aile intérieure en $y = 0$ m [MPa]</i>							
Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
τ_{12}^C	-0.09	-0.22	-0.23	-0.24	0.04	0.04	-0.007
τ_{12}^I	-0.69	-1.421	-1.48	-1.63	0.10	0.10	-0.32
τ_{23}	0.48	0.82	0.85	1.01	0.09	0.10	0.39
τ_{34}^C	0.20	0.38	0.39	0.45	0.01	0.02	0.14
τ_{34}^I	1.46	2.74	2.86	3.27	0.03	0.06	0.94
τ_{41}	0.48	0.82	0.85	1.01	0.09	0.10	0.39

Tableau 24

<i>Contraintes de cisaillement dans les parois de l'aile extérieure en $y = 0.5$ m [MPa]</i>							
Cas de charge	1	2	3	4	5	6	7
τ_{12}^C	-0.29	-0.48	-0.51	-0.61	-0.07	-0.08	-0.25
τ_{12}^I	-1.07	-1.77	-1.85	-2.23	-0.26	-0.30	-0.94
τ_{23}	0.07	0.12	0.13	0.15	0.01	0.02	0.06
τ_{34}^C	0.08	0.14	0.14	0.179	0.02	0.02	0.07
τ_{34}^I	1.06	1.75	1.83	2.20	0.26	0.29	0.92
τ_{41}	0.07	0.12	0.13	0.15	0.01	0.02	0.066

Tableau 25

8.5.7 Rotations

La distribution de rotations s'obtient par intégration du taux de torsion le long de la poutre. Le taux de torsion est calculé par la méthode adaptée à une section d'aile à plusieurs cellules et est exposée dans l'Annexe II.

Il est important de noter que si la distribution de moment de torsion est discontinue, ce ne sera pas le cas des rotations car on doit avoir continuité des rotations entre les deux ailes. La Figure 123 donne la distribution de rotation le long de la poutre pour un braquage positif de l'aileron. On voit que celle-ci est tout à fait acceptable.

Notons que le comportement en torsion sera différent dès lors que l'on considère l'aileron. En effet, les sections d'aile situées devant l'aileron n'ont plus que deux cellules.

Pour le cas de charge 4, la rotation au bout de la poutre soutenant les empennages est de l'ordre de 1° . La rotation totale de l'empennage horizontal dans ce cas est de l'ordre de 1.3° .

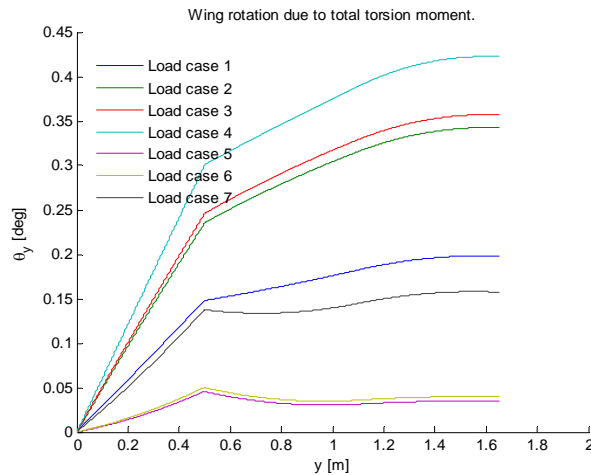


Figure 123-Rotations

8.5.8 Conclusion

En conclusion, la résistance de la géométrie en torsion est satisfaisante mais celle en flexion est à améliorer. Enfin, les rotations sont acceptables.

8.6 Etude détaillée de l'aile intérieure

8.6.1 Description de la géométrie et des propriétés matérielles du modèle

Du point de vue de ses dimensions, la section de l'aile est identique à celle du modèle analytique. Cependant, un raidisseur est ajouté au milieu des panneaux d'aile pour mieux reprendre le flambement et la flexion. Le raisonnement fait pour les empennages est tout à fait applicable ici et ne sera donc pas répété. Chaque raidisseur a une hauteur de 5mm et une largeur de 2mm et ses fibres sont orientées à 0° pour reprendre les charges de traction et de compression.

Ensuite, trois nervures sont ajoutées : une à mi-longueur et une à l'extrémité. La nervure du milieu est percée afin d'être plus légère tandis que la nervure d'extrémité est pleine car elle devra reprendre des charges concentrées importantes venant de l'aile extérieure et des empennages.

Enfin, le bord d'attaque est cette fois constitué de composite à fibre de verre. Cela n'augmente pas la masse par rapport au plastique mais cela ajoute de la rigidité en flexion.

La Figure 124 montre plus en détail les dimensions générales des différents composants ainsi que les axes du modèle Catia. L'envergure de cette section correspond à la distance entre le centre du fuselage et l'axe du tube reliant l'aile aux empennages (soit 50cm) à laquelle on a retiré la demi-largeur du fuselage et le rayon du tube. La Figure 125 donne les épaisseurs de paroi, leur matériau ainsi que les orientations des plis. L'axe longitudinal correspond à l'axe Y.

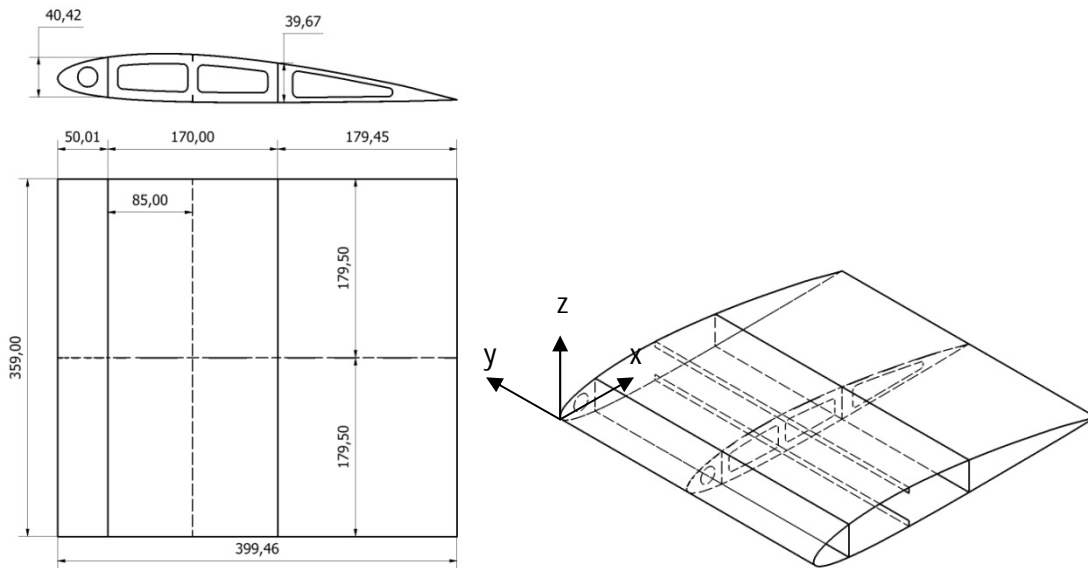


Figure 124-Dimensions générales du modèle de l'aile intérieure

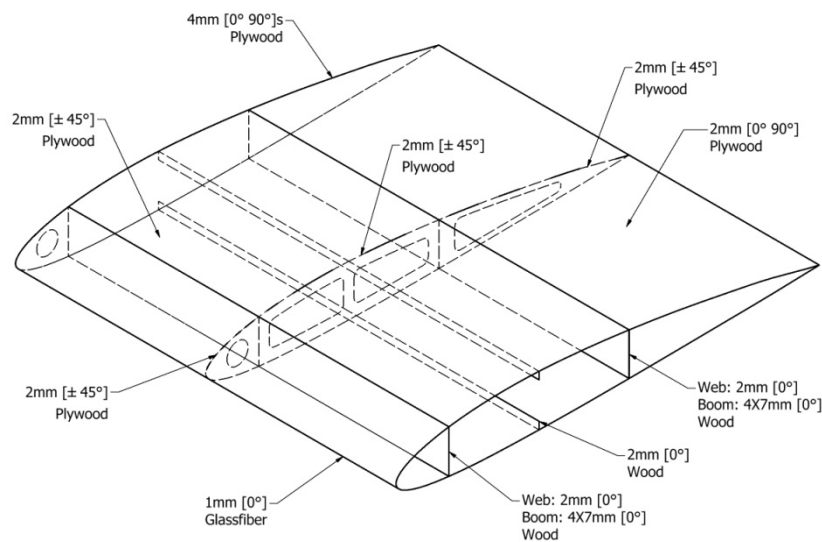


Figure 125-Epaisseur et orientation des plis du modèle de l'aile intérieure

8.6.2 Application des charges et conditions aux limites

Parmi les cas de charge présentés plus haut, c'est le quatrième cas qui est retenu car il présente les charges les plus élevées.

Tout d'abord, la portance est appliquée sur l'extrados et l'intrados via une charge résultante. Son amplitude est déterminée en faisant une moyenne entre la portance à l'emplanture ($y = 0m$) et la portance en $y = 0.5m$. Ensuite, le poids propre est modélisé par une accélération ng . Enfin, les charges venant de l'aile extérieure (moment de flexion et de torsion et effort tranchant résultants en $y = 0.5m$) ainsi que les charges venant de la poutre supportant les empennages sont appliquées sur un point connecté aux arrêtes de l'extrémité de cette section d'aile.

Comme conditions aux limites, l'aile est encastree à l'emplanture.

8.6.3 Résultats

Les déplacements selon l'axe z obtenus sont donnés à la Figure 126 tandis que les rotations selon l'axe y sont données à la Figure 127.

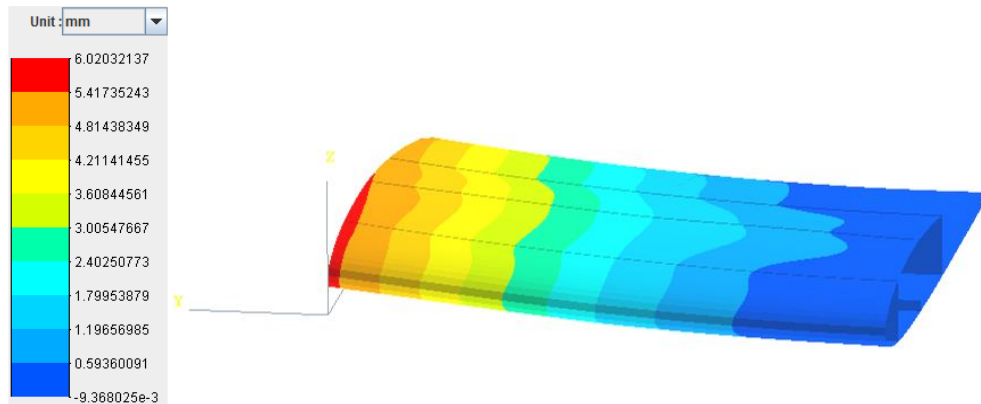


Figure 126-Déplacements u_z

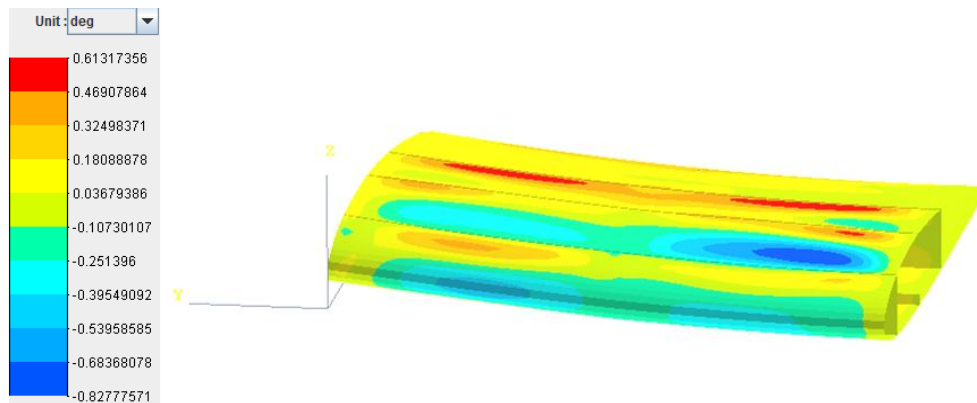


Figure 127-Rotations θ_y

Les contraintes selon l'axe Y sont données à la Figure 128. On voit que les contraintes sont maximales dans le bord d'attaque car il est plus rigide que les éléments en contreplaqué.

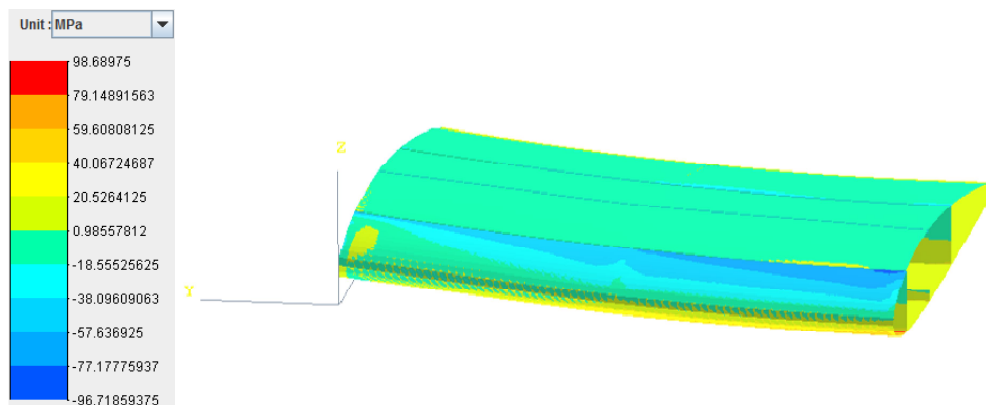


Figure 128-Contraintes équivalentes

Les critères de Tsai-Wu et de Tsai-Hill sont donnés à la Figure 129 et à la Figure 130. On voit que les critères sont assez élevés mais c'est seulement très localement que la limite est dépassée.

Il sera donc peut être nécessaire d'augmenter localement certaines épaisseurs, d'autant plus que comme les critères sont quadratiques en les contraintes, le critère doit être en dessous de $1/1.5^2 = 0.4444$.

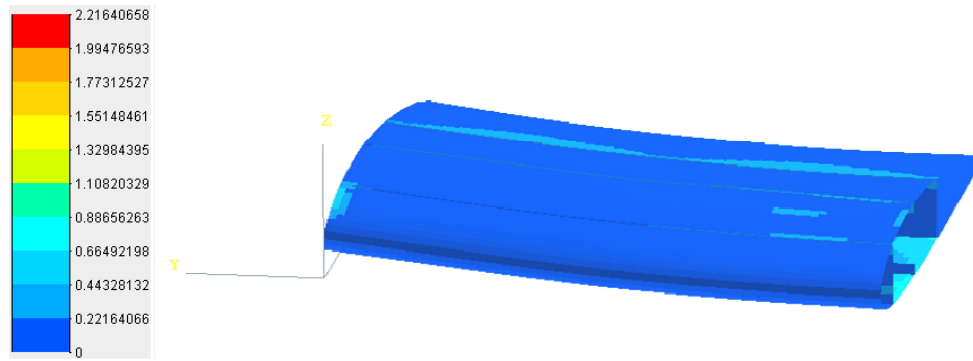


Figure 129-Critère de Tsai-Wu

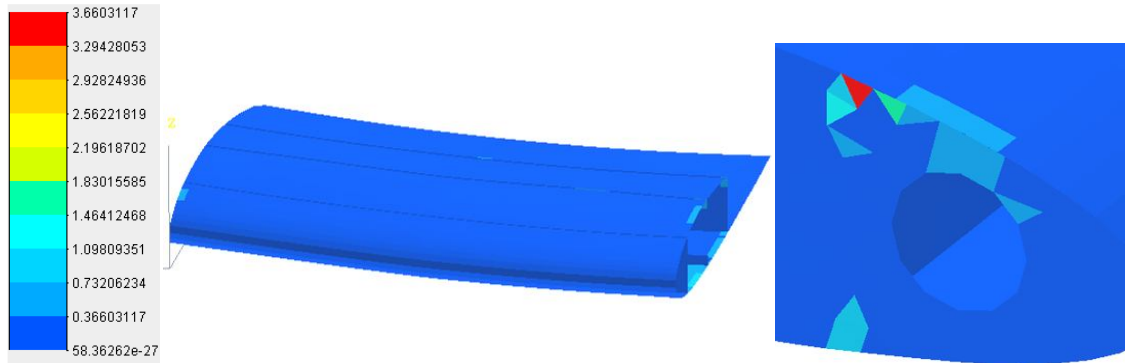


Figure 130-Critère de Tsai-Hill

8.6.4 Conclusion

En conclusion on peut dire que les exigences de résistance et de rigidité sont bien remplies pour l'aile intérieure. Cette géométrie est donc gardée pour l'instant.

8.7 Etude détaillée de l'aile extérieure

8.7.1 Description de la géométrie et des propriétés matérielles du modèle

L'emplacement des longerons ainsi que la section des semelles sont identiques au modèle analytique. Par contre, des raidisseurs sont ajoutés pour les mêmes raisons que pour l'aile intérieure. De plus, l'emplacement de l'aileron est pris en compte.

La longueur de l'aile est réduite car on peut envisager de placer un bout d'aile en plastique ou en composite sur la longueur comprise entre le bord de l'aileron et le bout d'aile, soit 5 cm. Cette section est en effet peu chargée et il ne sert donc à rien d'y placer des éléments structuraux importants. De plus, cela permet le démontage facile de l'aileron et on pourrait même envisager d'y placer le servo-moteur de l'aileron. La longueur de la section d'aile étudiée correspond à la différence entre l'envergure de l'aile, la distance entre le centre du fuselage et le tube reliant les empennages à l'aile, le rayon du tube et le bout d'aile :

$$L_{outboard} = 1.65 - 0.5 - 0.015 - 0.05 = 1.085 \text{ m}$$

Enfin, le bord d'attaque est ici en composite à fibres de verre pour les mêmes raisons que pour l'aile intérieure.

La Figure 131 montre plus en détail les dimensions générales de la structure ainsi que les axes du modèle Catia. La Figure 132 donne les épaisseurs de paroi, leur matériau ainsi que les orientations des plis. L'axe longitudinal correspond à l'axe Y.

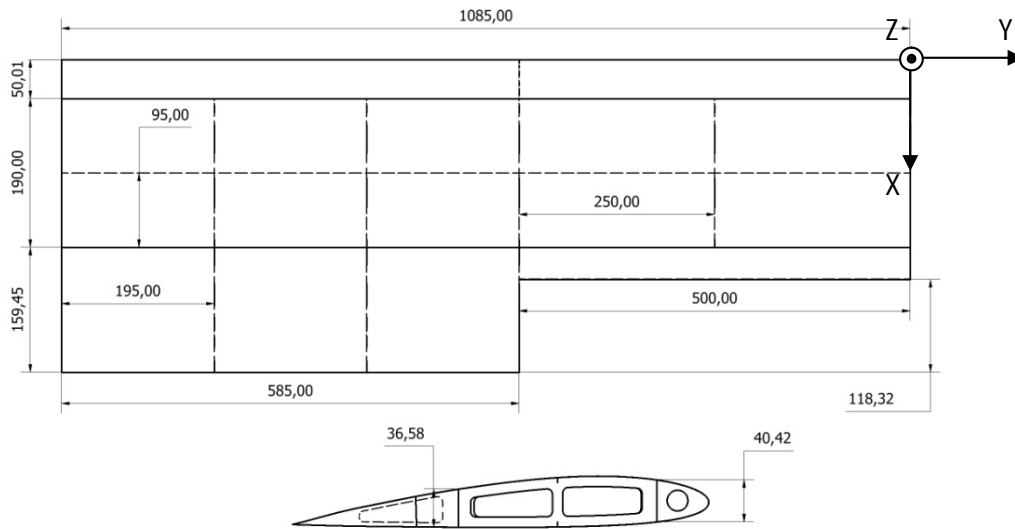


Figure 131-Dimensions générales de la structure de l'aile extérieure

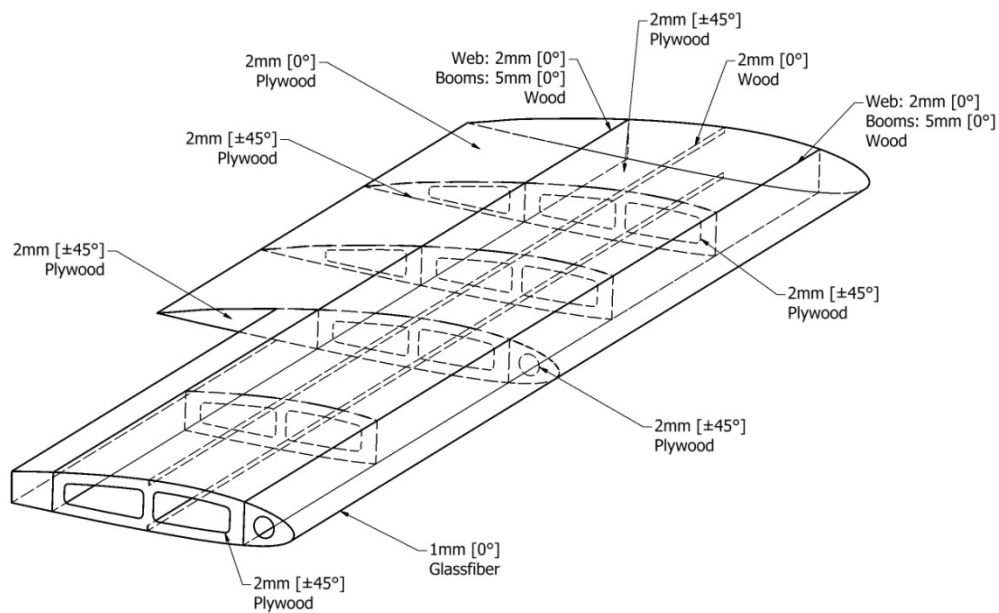


Figure 132-Epaisseur et orientation des plis du modèle de l'aile extérieure

8.7.2 Application des charges et conditions aux limites

La portance est appliquée de la même manière que pour l'aile intérieure mais on fait ici simplement la moyenne entre la portance en $y = 0.5 m$ et la portance en bout d'aile. La portance due à l'aileron est distribuée sur les arrêtes de l'envergure de l'aileron. Le poids est modélisé de la même manière que celui de l'aile intérieure.

Comme conditions aux limites, l'aile est encastree au niveau de la jonction avec l'aile intérieure.

8.7.3 Résultats

Les déplacements selon l'axe Z sont montrés à la Figure 133. On voit que le déplacement en bout d'aile reste modéré. En combinant ce déplacement à celui obtenu en bout de l'aile intérieure, on a un déplacement total d'environ $32.5 mm$.

Les rotations selon l'axe Y sont données à la Figure 134. En combinant la rotation en bout d'aile avec celle obtenue en bout de l'aile intérieure, on ne devrait pas dépasser les 1° de rotation.

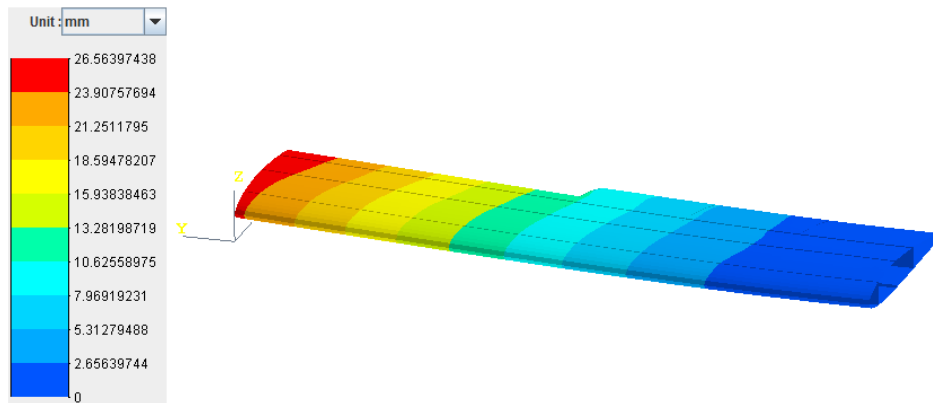


Figure 133-Déplacements u_z

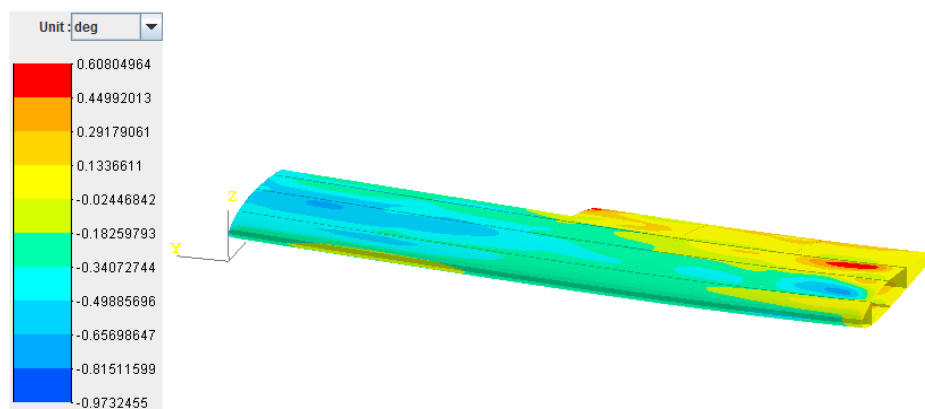


Figure 134-Rotations θ_y

Les contraintes équivalentes sont données à la Figure 135. Ces contraintes sont les contraintes globales et ne représentent donc pas les contraintes dans les plis. On peut cependant voir que les contraintes sont maximales dans le bord d'attaque, comme pour l'aile intérieure. Il faut noter que cette distribution de contrainte dépend des conditions aux limites imposées.

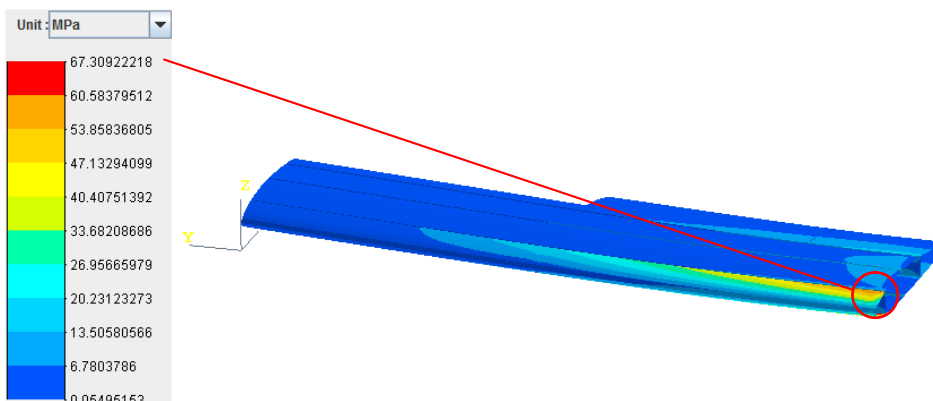


Figure 135-Contraintes équivalentes

Les critères de Tsai-Wu et de Tsai-Hill sont donnés aux figures 136 et 137. On voit que globalement, les critères sont bien satisfaits. Comme pour l'aile intérieure, il reste cependant quelques zones à épaissir.

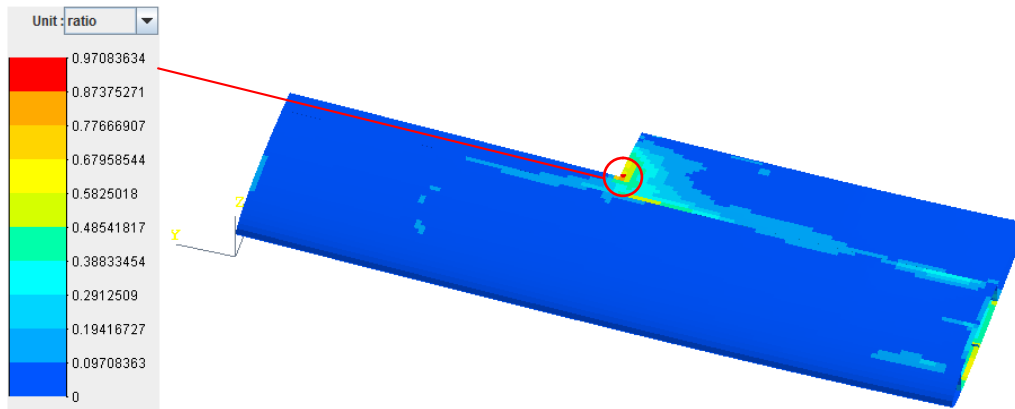


Figure 136-Critère de Tsai-Wu

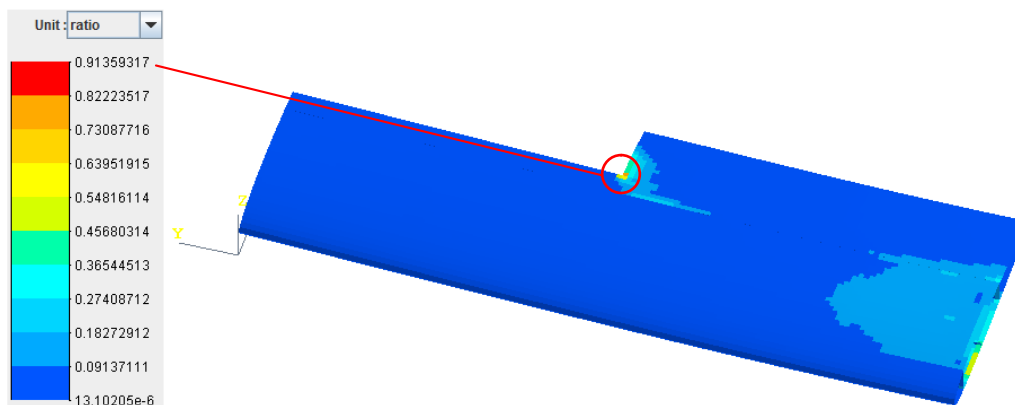


Figure 137-Critère de Tsai-Hill

8.7.4 Conclusion

Tout d'abord, on peut dire que les exigences en raideur sont bien satisfaites car le déplacement et la rotation en bout d'aile sont faibles. Ensuite, les exigences de résistance sont globalement satisfaites mais quelques points de la structure sont encore à rigidifier.

8.8 Commandes de vol

Les différents types de structure utilisées pour les commandes de vol ont déjà été données dans le chapitre consacré à l'étude des empennages. Dans le cas d'une structure sandwich (carbone/mousse), la masse d'un aileron s'élève à environ 190 g.

8.9 Configuration finale

Les tableaux suivants donnent la masse et le centre de gravité des deux tronçons d'aile et de l'aile complète. Les masses données ici sont celles qui ont été calculées dans Samcef.

<i>Aile intérieure</i>	
Masse estimée de la structure	0.516 kg
Masse totale des deux ailes intérieures	1.032 kg
Centre de gravité dans les axes liés à l'aile (x,y,z)	(180,0, -3.8) mm

Tableau 26

<i>Aile extérieure</i>	
Masse estimée de la structure	1.22 kg
Masse d'un aileron	0.190 kg
Masse du bout d'aile	0.032 kg
Masse totale des deux ailes extérieures	2.884 kg
Centre de gravité dans les axes liés à l'aile (x,y,z)	(169.38, 0, -3) mm
<i>Aile complète</i>	
Masse totale	3.916 kg
Centre de gravité par rapport au nez	(721.9, 0, 222.8) mm

Tableau 27

Les figures suivantes donnent un aperçu de l'aile finale ainsi que quelques dimensions. La poutre liant l'aile aux empennages a été ajoutée, sans toutefois préciser son système de fixation. Comme son diamètre est plus faible que l'épaisseur de l'aile sur une grande longueur, il serait possible de recouvrir partiellement l'aile à cet endroit. Enfin, il reste à prévoir un accès pour le servomoteur de l'aileron, à moins que celui-ci ne soit placé en bout d'aile.

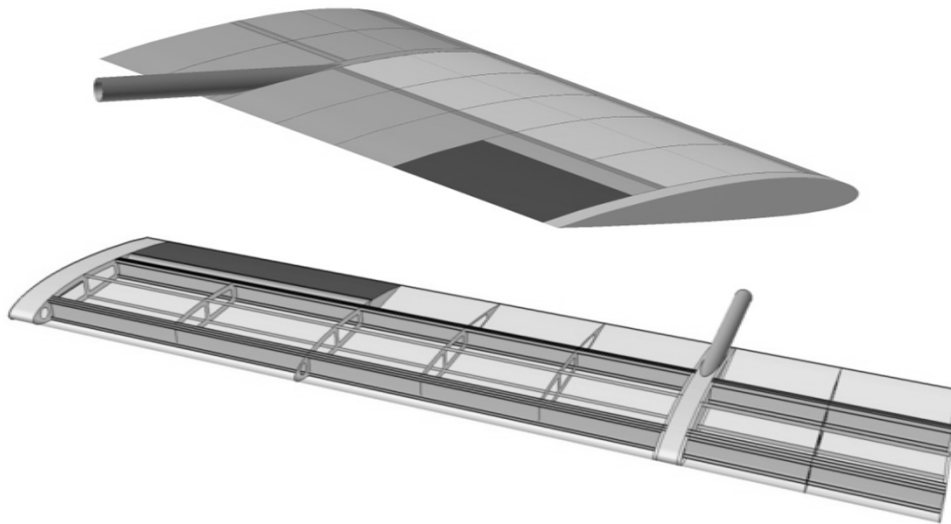


Figure 138

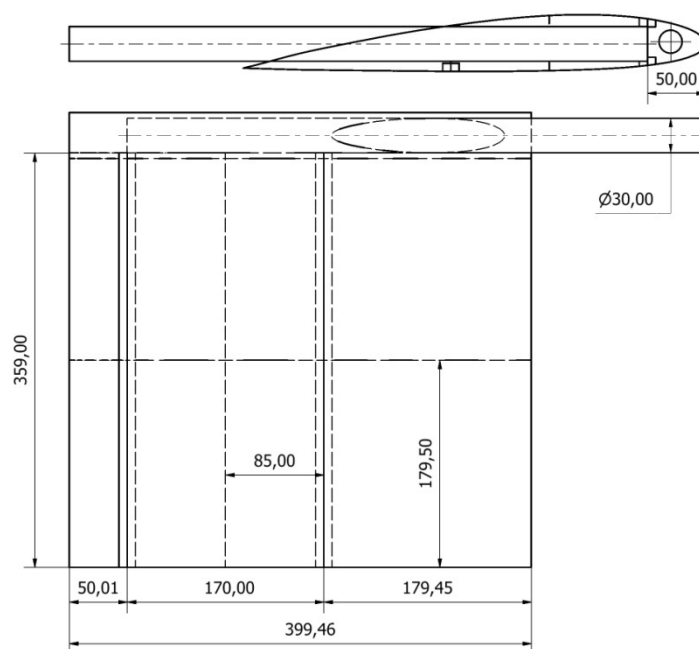


Figure 139-Dimensions générales de l'aile intérieure

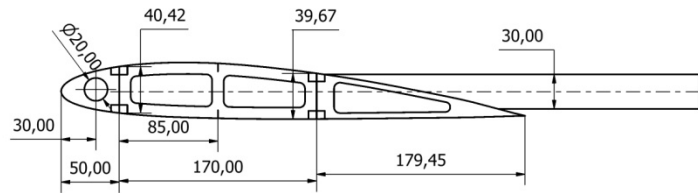


Figure 140-Nervure typique de l'aile intérieure

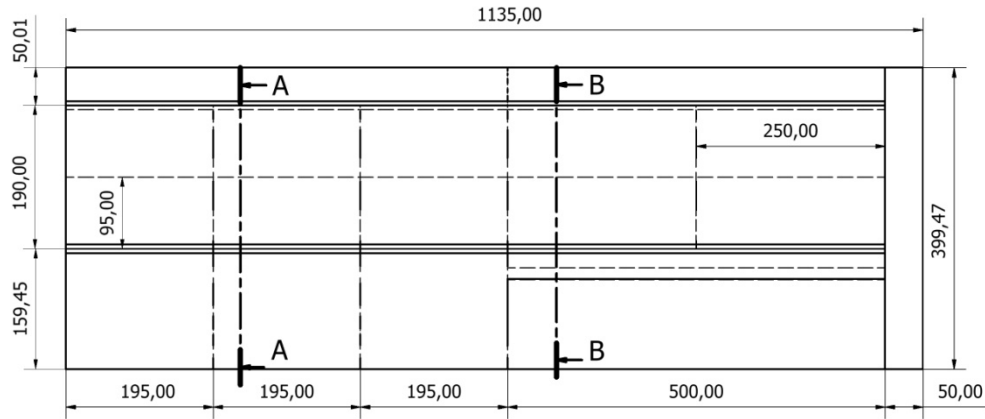


Figure 141-Aile extérieure

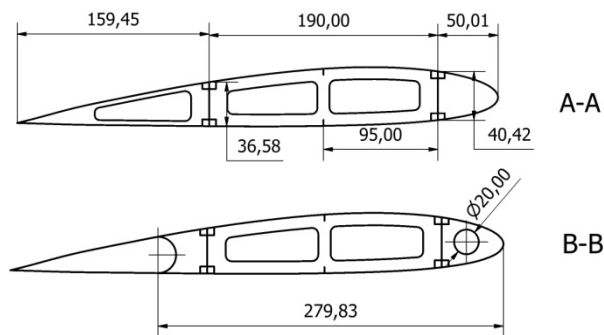


Figure 142-Nervures typiques de l'aile extérieure

8.10 Bilan de masse intermédiaire

Le tableau suivant donne les propriétés de masse à ce stade du design.

<i>Bilan de masse intermédiaire</i>		
Groupe charge utile :	Caméra, moteurs, support, batteries,...	2.835 kg
Groupe propulsion :	Moteur	0.407 kg
	Hélice	0.147 kg
	Batteries	1 kg
Structure :	Empennages	1 kg
	Poutres empennages	1.1378 + 0.0363 kg
	Aile complète	3.916 kg
Masse totale		10.479 kg
Masse total estimée		14 kg
Marge		3.52 kg

Tableau 28

Chapitre 9

Dimensionnement du fuselage

Ce chapitre décrit le design du fuselage. Les trois parties principales seront étudiées séparément. On commencera par la partie avant, contenant la charge utile. Ensuite, se sera au tour de la partie arrière sur laquelle est monté le moteur. Enfin, on terminera par la section principale.

9.1 Dimensions générales

Les dimensions générales du fuselage sont données à la figure suivante.

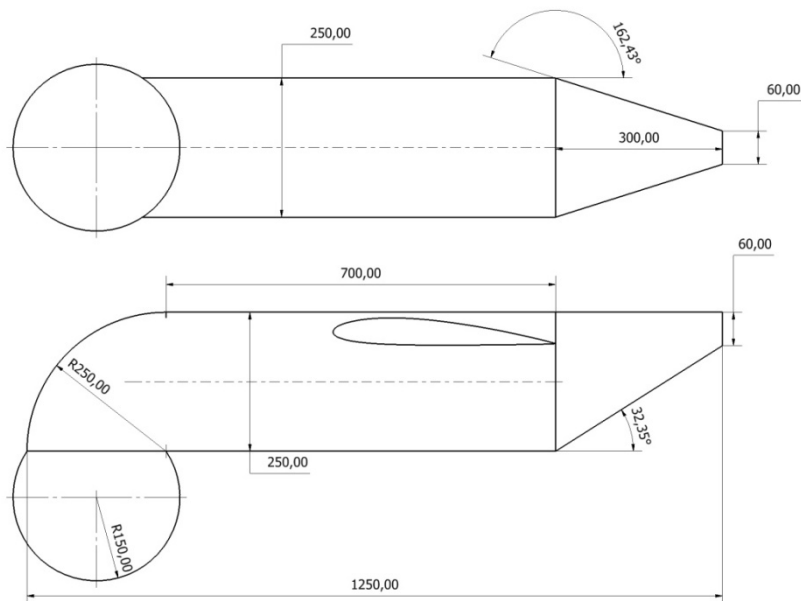


Figure 143-Dimensions générales du fuselage

Pour rappel, le fuselage comprend trois sous-ensembles, données à la Figure 144.

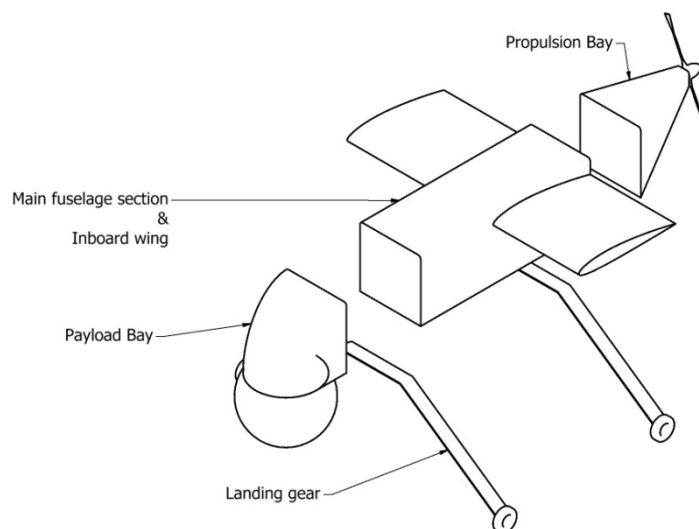


Figure 144-Sous ensembles du fuselage

9.2 Partie avant du fuselage

C'est dans cette partie qu'est placée la camera 3D. Il faut donc intégrer un support pour la camera qui soit suffisamment rigide et léger.

Les masses de la charge utile qui avaient été estimées (voir la référence [2]) sont reprises dans le tableau suivant.

<i>Composants</i>	<i>Masse</i>
Camera	397 g
Webcams	10 g
Moteurs	225 g
Supports	288 g
Batteries	1kg
Total	1.920 kg

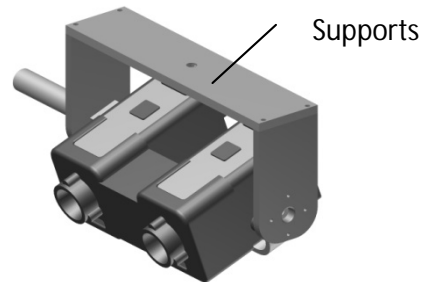


Tableau 29

Les batteries ne seront pas placées dans cette partie mais plutôt dans la partie centrale du fuselage. La masse comprise dans cette partie est donc de 0.920 kg environ. Enfin, notons que la masse des supports peut être réduite car ils sont légèrement surdimensionnés.

On doit encore ajouter la masse de la sphère qui est de l'ordre de 278 g pour une sphère en plexiglass de 1 mm d'épaisseur⁸ et la masse d'un carénage plastique ou composite qui vaut d'environ 200g si l'épaisseur est de 1 mm.

9.2.1 Charges appliquées

Cette section est principalement soumise au poids propres des éléments la constituant :

- La caméra
- Le support de la caméra et les actuateurs
- Le carénage
- La sphère
- ...

Le poids de ces éléments doit être multiplié par le facteur de charge. Le cas le plus critique est celui pour lequel le facteur de charge est le plus grand, donc pour le troisième cas (Cf. Chapitre 5).

9.2.2 Support caméra

Le support est destiné à soutenir l'arbre vertical autour duquel tourne la caméra.

Diverses versions sont possibles. La Figure 145 donne deux configurations où la camera serait fixée sur un support qui comprend également des fixations pour la sphère et le carénage. La dernière est uniquement destinée à supporter la caméra et sa géométrie est telle que les contraintes soient presque identiques en tout point du support (loi en \sqrt{x}). De plus, elle est raidie latéralement pour reprendre des charges latérales (en virage par exemple).

La première solution a une masse de 237 g, la seconde 208 g et la dernière de 14.5 g à laquelle il faut rajouter des supports pour la sphère et le carénage.

⁸ Environ le double pour une épaisseur de 2 mm !

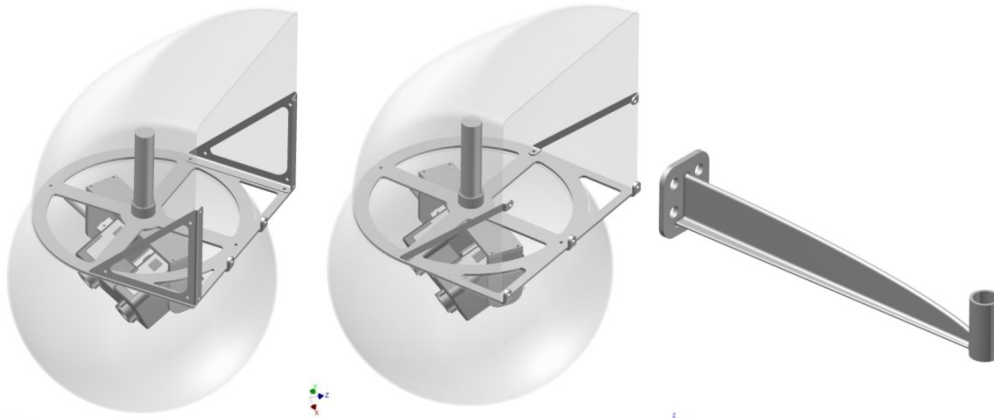


Figure 145-Supports camera

9.2.3 Masse totale

La masse totale est estimée dans le Tableau 30. On fait l'hypothèse que le centre de gravité de la caméra ainsi que toutes les masses s'y rapportant (moteurs, webcam,...) est situé au centre de la sphère. Cela ne changeant presque pas la position longitudinale du centre de gravité.

<i>Composants</i>	<i>Masse</i>	<i>Centre de gravité par rapport au nez (x,y,z)</i>
Caméra	397 g	(125,0, -83) mm
Webcams	10 g	(125,0, -83) mm
Moteurs	225 g	(125,0, -83) mm
Sphère	278 g	(125,0, -83) mm
Supports	288 g + 237 g ou 208 g	(125,0, -45.5 ou - 48) mm
Carénage	200 g	(131,0,130) mm
<i>Total (structure)</i>	1.003 kg ou 974 g	(126.2,0,44.5) mm
<i>Total</i>	1.635 ou 1.606 kg	(125.7,0, -45) mm

Tableau 30

9.3 Partie arrière du fuselage

La partie arrière du fuselage comprend le moteur et son hélice ainsi que le contrôleur. Les batteries du moteur peuvent être déplacées pour assurer le bon positionnement du centre de gravité. La Figure 146 donne les dimensions générales de cette partie ainsi que les axes associés. Notons qu'une partie démontable est prévue afin d'avoir accès au moteur, lequel fait environ 60 mm de long. La section qui sera étudiée ici est donc plus courte (240 mm).

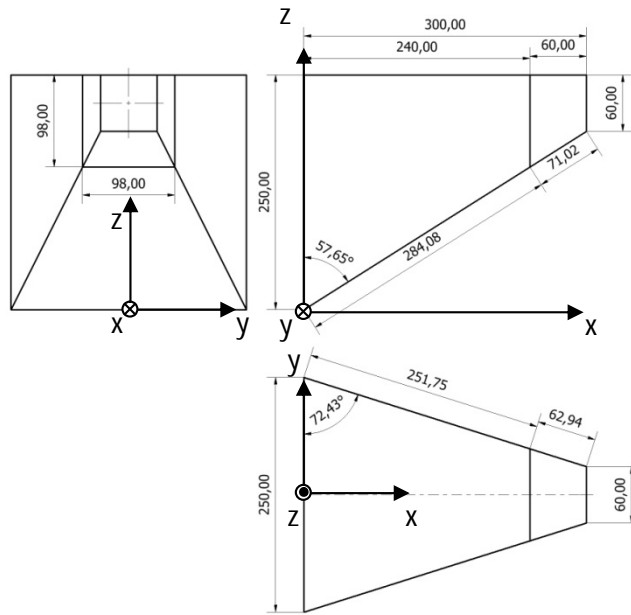


Figure 146-Géométrie générale de la partie arrière

Les charges appliquées sur cette partie sont :

- La poussée du moteur : la poussée maximale est la poussée statique
- Le couple de réaction du moteur
- Le poids propre de la structure et des éléments internes, multipliés par le facteur de charge

Les essais en soufflerie ont donné une poussée statique d'environ 47.6 N (voir référence [12]) avec une hélice de 55 cm de diamètre.

La puissance réelle du moteur et la vitesse de rotation étant encore mal connues, on se contentera d'ordres de grandeur pour l'instant. Le couple sera d'autant plus grand que la puissance est grande et que la vitesse de rotation est petite. Si la puissance est d'environ 1400W (voir référence [10]) et que la vitesse de rotation est de l'ordre de 2500 trs/min, on a le couple suivant :

$$Q = \frac{P}{\theta} = 5.347 Nm$$

Deux solutions principales sont envisageables : une structure tubulaire comme c'est souvent le cas pour les bâtis moteur ou une structure quasi-monocoque en bois ou en composite.

9.3.1 Analyse d'une structure tubulaire

La structure envisagée est composée de quatre tubes en aluminium. Ils sont modélisés par des éléments de poutre (donc pouvant reprendre de la flexion). Le tableau suivant donne les propriétés géométriques des tubes ainsi que la masse totale des tubes.

Tube	Longueur	Section (D x t)	Inertie
1	251.7 mm	8 x 1 mm	$1.3744 \times 10^{-10} m^4$
2	298		
3	251.7 mm		
4	298		
Masse des tubes	65.3 g		

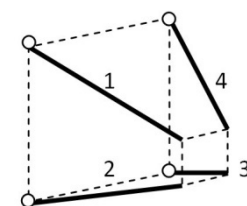


Tableau 31

Les charges appliquées sont la poussée maximale, le poids du moteur avec son hélice et le couple moteur. Elles sont appliquées en un nœud connecté à une plaque rigide reliant les extrémités des quatre tubes. Enfin, les charges de poids sont supposées symétriques, c'est-à-dire qu'il n'y a pas de roulis. Comme conditions aux limites, on bloque simplement les degrés de liberté en translation des extrémités des quatre tubes.

La Figure 147 donne les déplacements obtenus dans Samcef. On voit qu'ils sont acceptables.

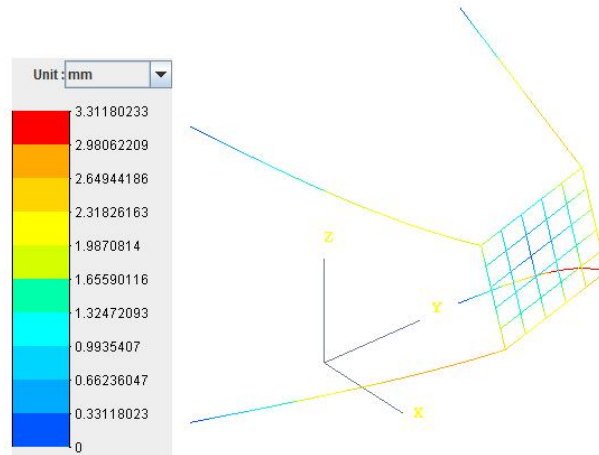


Figure 147-Déplacements (norme)

La Figure 148 donne les efforts axiaux ainsi que les contraintes axiales dans les tubes. Enfin, la Figure 149 donne les contraintes équivalentes. Ces dernières sont bien inférieures à la limite d'élasticité de l'aluminium, au facteur de sécurité près.

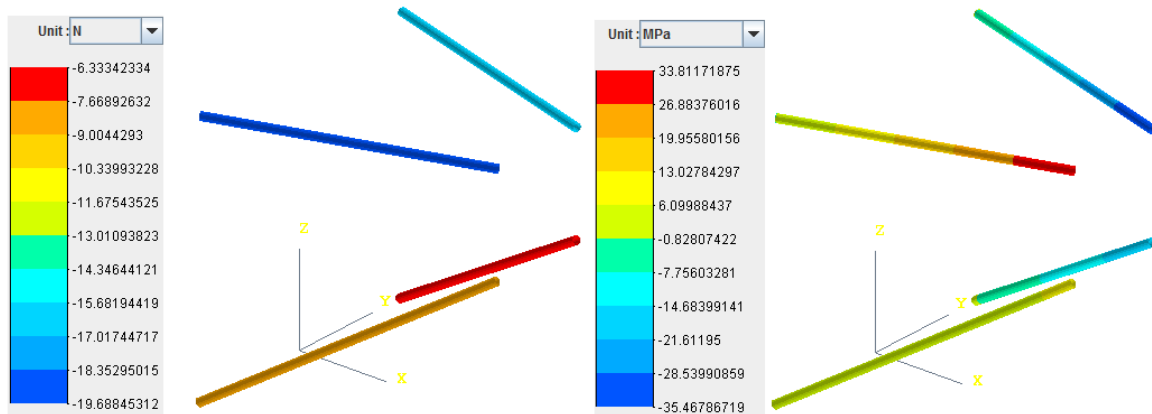


Figure 148-Efforts axiaux et contraintes axiales dans les tubes

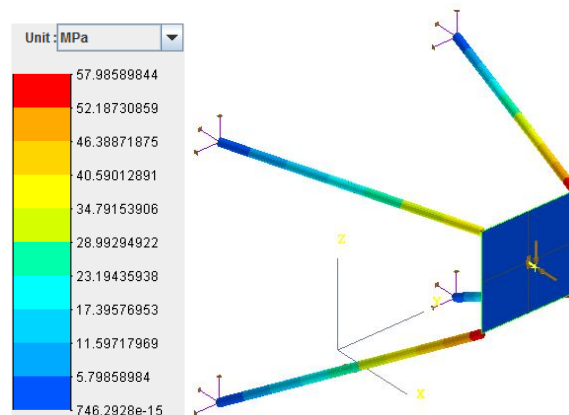


Figure 149-Contraintes équivalentes

On peut vérifier que les tubes ne risquent pas le flambement en utilisant la formule de la charge critique d'Euler pour une colonne sur deux appuis simples:

$$P_{CR} = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

Pour les tubes les plus longs (soit 298 mm), on trouve une charge d'environ 1kN ou une contrainte axiale de 48.6273 MPa.

La structure résiste donc bien aux charges appliquées.

Aux tubes, il faut encore ajouter des parois, et une plaque est nécessaire pour fixer le moteur. Pour une peau en plastique de 0.5 mm d'épaisseur, on a une masse de 47.95 g. Pour une plaque de 1mm d'épaisseur en aluminium, on aura une masse de 26 g. En conclusion, la masse est de l'ordre de 113.25 g.

9.3.2 Analyse d'une structure en bois

La structure est composée de quatre panneaux reprenant le cisaillement et de quatre booms pour reprendre la compression due à la poussée. Les booms ont une section carrée de 5 mm de côté et ont la même longueur que les tubes. Les parois ont une épaisseur de 1mm et leurs plis inclinés à 45° de telle manière à ce que les fibres soient au maximum sollicitées en traction (Figure 150).

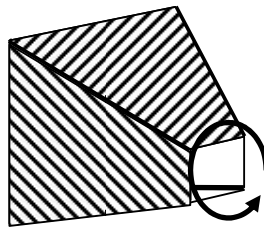


Figure 150-Orientation des panneaux

Les charges appliquées sont identiques au cas précédent. Pour les conditions aux limites, seules les booms sont encastées. Pour les panneaux, on considère qu'ils sont sur appuis simples.

La Figure 151 montre les déplacements obtenus. On voit que ceux-ci sont bien plus faibles que pour la configuration précédente.

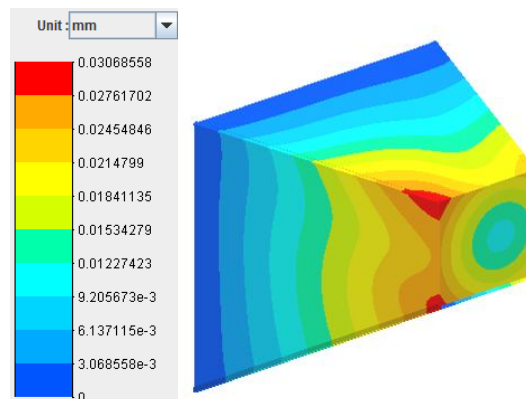


Figure 151-Déplacements (norme)

La Figure 152 donne les efforts axiaux dans les booms ainsi que les contraintes axiales.

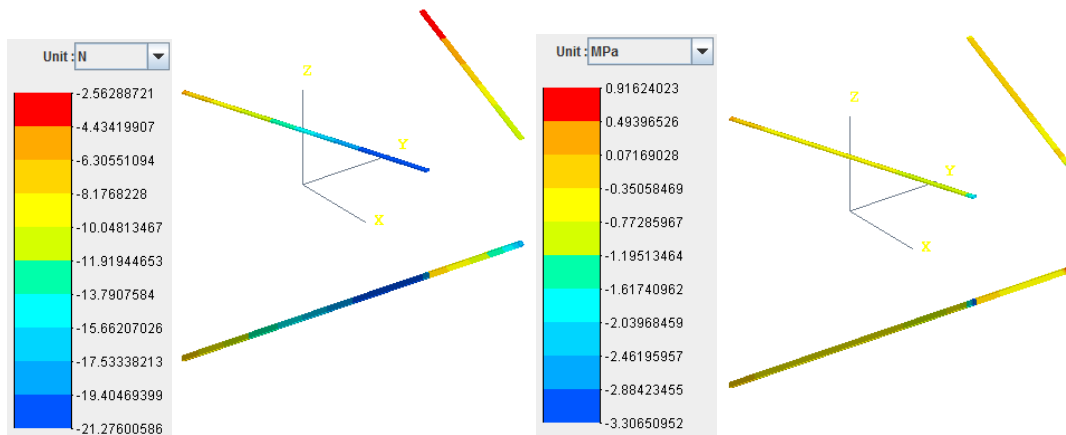


Figure 152-Efforts axiaux et contraintes axiales dans les booms

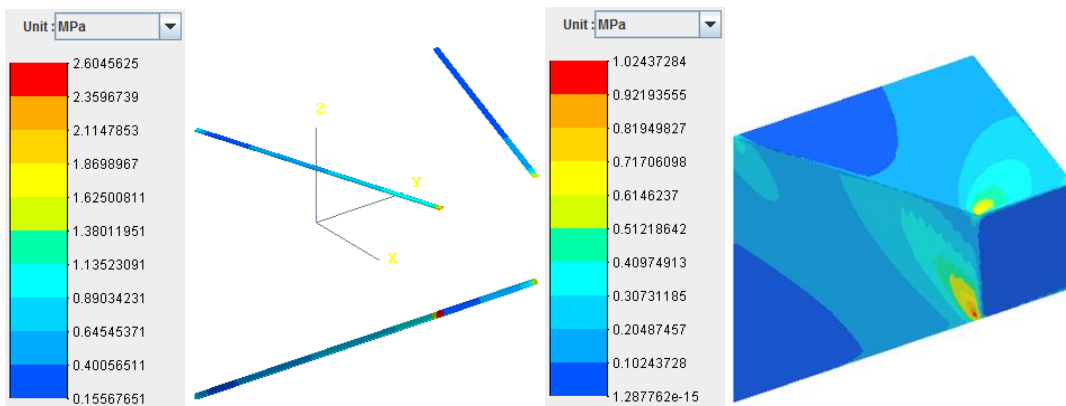


Figure 153-Contraintes équivalentes dans les booms et dans la peau

Le critère de Tsai-Hill est donné à la Figure 154. On voit qu'il est bien en dessous de la limite requise de 0.444.

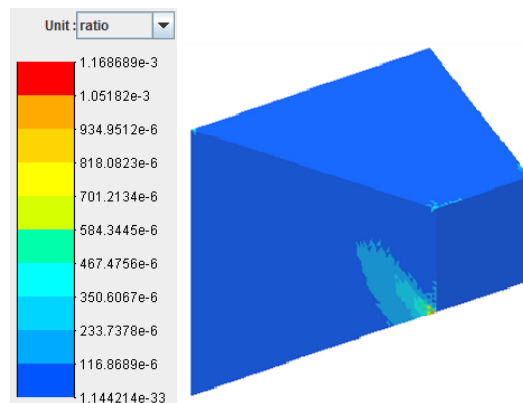


Figure 154-Critère de Tsai-Hill

En conclusion, cette configuration est aussi acceptable. Sa masse est estimée à 64.45 g. En ajoutant la plaque sur laquelle peut se fixer le moteur, on aura une masse de 93.26 g si la plaque est en bois et fait 5 mm d'épaisseur.

9.3.3 Conclusion générale

En conclusion, les deux configurations présentées peuvent convenir. La plus légère semble être la configuration en bois. Toutefois, il s'agit ici d'un design rapide destiné à estimer la masse de cette section. Une étude plus détaillée est donc encore nécessaire, notamment pour étudier avec plus de précision la fixation du moteur. De plus, la poussée et le couple moteur ne sont pas encore connus avec précision. D'autres cas de charge sont donc à explorer.

<i>Eléments</i>	<i>Masse</i>	<i>Centre de gravité (x,y,z)</i>
Moteur	407 g	(270,0,201)
Hélice (D=55cm)	147 g	(300,0,201)
Structure en aluminium	113.25 g	(147.4,0,185.2)
Structure en bois	93.26 g	(110.7,0,155.8)
<i>Total</i>	<i>667.25 g ou 647.26 g</i>	<i>(253.9,0,194.5) ou (255.8,0,198.3)</i>

Tableau 32

9.4 Partie principale

9.4.1 Configuration

Encore une fois, il existe diverses architectures possibles :

- Une structure de type treillis (bois ou aluminium) entoilée ou recouverte d'un revêtement rigide
- Une structure semi-monocoque (cf. Chapitre 4) en bois, en composite, en aluminium ou une combinaison de ceux-ci.

La première configuration se rencontre plutôt pour des avions légers tandis que la seconde est utilisée pour une plus large gamme d'avions.

Dans un premier temps, on étudiera un fuselage en bois constitué de quatre stringers pour reprendre la flexion, d'une peau reprenant le cisaillement et de quatre frames pour reprendre les charges suivantes :

- Les charges venant du train avant et de la partie avant (frame 1)
- Les charges résultantes au niveau du longeron avant (frame 2)
- Les charges résultantes au niveau du longeron arrière (frame 3)
- Les charges venant du train arrière et les charges de propulsion (frame 4)

Enfin, une ouverture est déjà prévue à l'avant pour avoir accès à l'intérieur de cette section de fuselage.

La Figure 155 donne l'arrangement général de la structure.

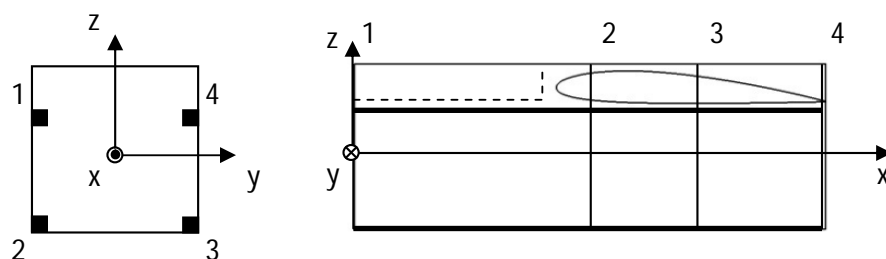


Figure 155

Notons que cet arrangement s'inspire du modèle réalisé en vue des essais en soufflerie.

9.4.2 Etude des frames 1 et 4

Les charges qui sont appliquées sur les frames 1 et 4 seront les plus importantes lors d'un atterrissage. Pour rappel, la force de réaction sur le train est donnée par :

$$F_s = \frac{WN_{gear}}{n_{gear}}$$

Où $N_{gear} = L/W$ est le taux de décélération ou « gear load factor », il est de l'ordre de 3, et n_{gear} est le nombre de points de contact. Pour une masse de 14 kg, la force de réaction pour un point de contact est de 412 N.

Première version

Le frame a ici une configuration rectangulaire classique. La Figure 156 montre les dimensions générales. L'épaisseur est de 6 mm et la séquence d'empilement est $[0^\circ 90_2^\circ]_s$ (les plis à 0° sont orientés selon l'axe Z).

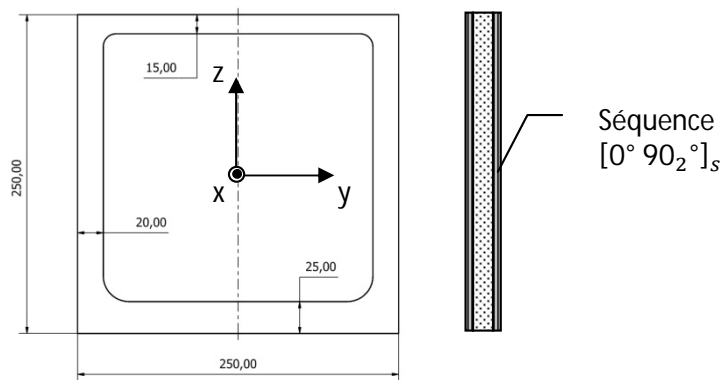


Figure 156-Première géométrie

Le bord supérieur est plus fin car il ne va reprendre quasiment aucun effort mais il est tout de même nécessaire pour maintenir un support pour la peau. Les bords latéraux ne doivent pas être trop fins pour éviter leur flambement et pour laisser suffisamment d'espace pour laisser passer ou pour fixer les stringers.

Comme conditions aux limites, on fait l'hypothèse que les bords latéraux sont encastrés ainsi que le bord supérieur. On fera aussi le calcul dans le cas où seul le bord supérieur est encastré.

Le chargement est supposé symétrique si les deux roues touchent le sol en même temps. C'est ce cas de charge qui est considéré dans un premier temps car le mode de fixation exact du train est encore inconnu à ce stade. Dans ces conditions, seul un demi frame sera étudié. La charge est donc de 103 N et est appliquée en tant que charge résultante.

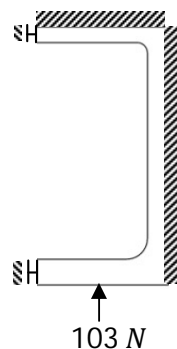


Figure 157-Conditions aux limites et chargement

La Figure 158 donne les déplacements obtenus avec les deux types de conditions aux limites. On voit que les déplacements sont plus grand dans le second cas ce qui est assez logique.

Enfin, la Figure 159 montre le critère de Tsai-Hill pour les deux cas de conditions aux limites. On voit qu'il est bien inférieur à 0.44 dans les deux cas.

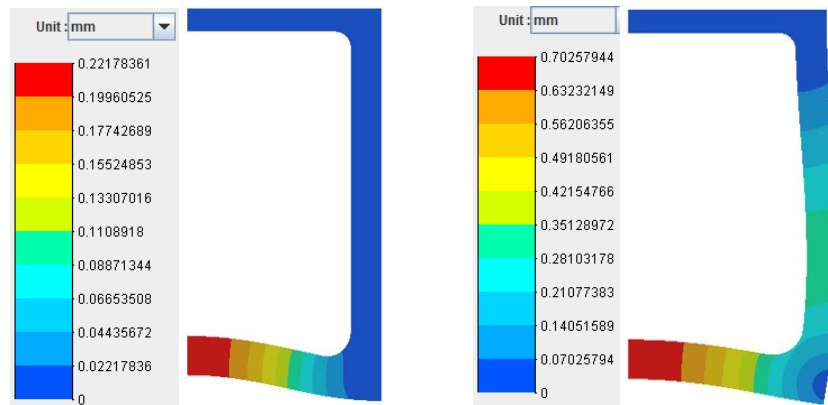


Figure 158-Déplacements (norme) pour les deux types de conditions aux limites

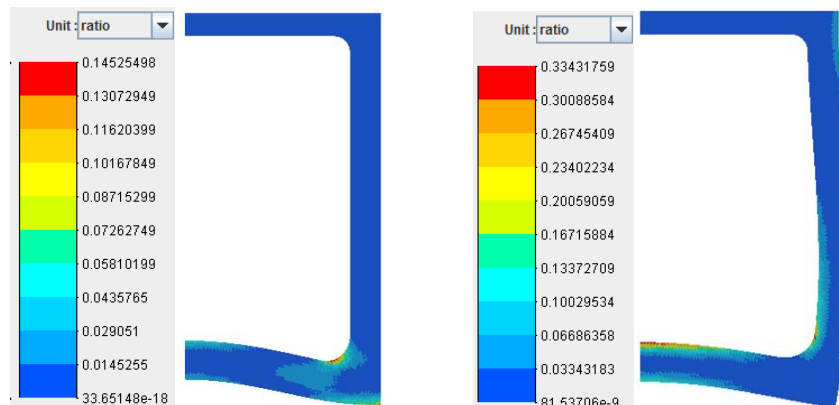


Figure 159-Critère de Tsai-Hill

En conclusion, cette géométrie résiste très bien mais il convient d'être attentif au fait que la répartition réelle du chargement est encore mal connue. La masse de ce modèle est de 67g.

Seconde version

La géométrie générale est donnée à la Figure 160. Le nombre de plis et leur orientation sont identiques au cas étudié précédemment. Cette version permet de reprendre une partie des efforts dans les deux barres inclinées. Théoriquement, les parois latérales ainsi que la paroi supérieure sont inutiles mais elles sont quand même nécessaires comme support pour la peau et les stringers.

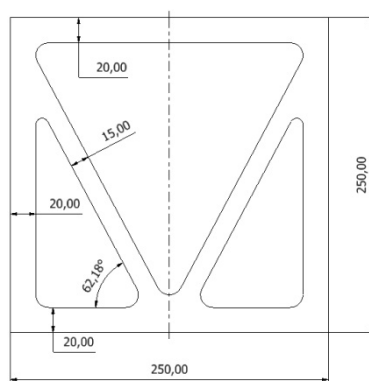


Figure 160-Géométrie de la seconde configuration

La Figure 161 donne les déplacements obtenus ainsi que le critère de Tsai-Hill pour les mêmes conditions aux limites et le même chargement qu'au cas précédent.

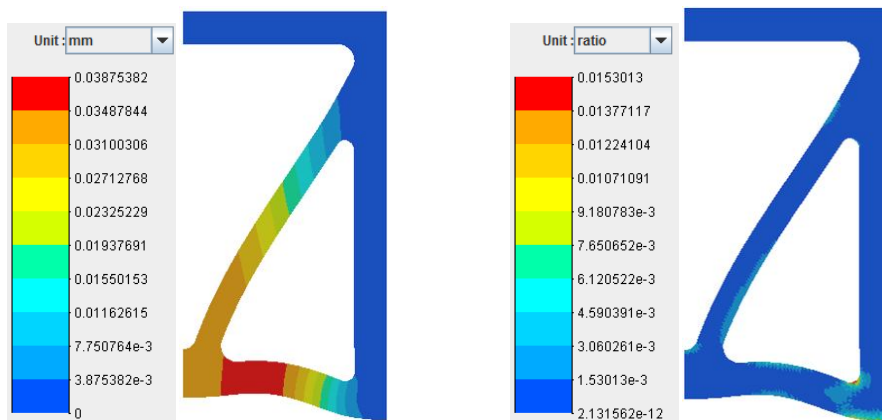


Figure 161-Déplacements et critère de Tsai-Hill pour la seconde configuration

En conclusion, cette version remplit elle aussi toutes les exigences mais sa masse est un peu plus élevée que la précédente, soit 90 g.

9.4.3 Dimensionnement des stringers et de la peau

Pour choisir la section des stringers, deux sections de fuselage sont étudiées : une section devant le deuxième frame et une section derrière le troisième frame.

Première section

Tout d'abord, la section du fuselage peut être idéalisée en quatre booms reprenant la flexion et une peau reprenant le cisaillement. De plus, cette section ne comporte que trois panneaux à cause d'une ouverture pratiquée dans le haut du fuselage. Cette ouverture est supposée faire toute la longueur de la section étudiée. Les parois sont constituées de contreplaqué de 2 mm d'épaisseur et dont les plis sont orientés à $\pm 45^\circ$ pour reprendre le cisaillement. La Figure 162 donne la géométrie générale et les axes associés.

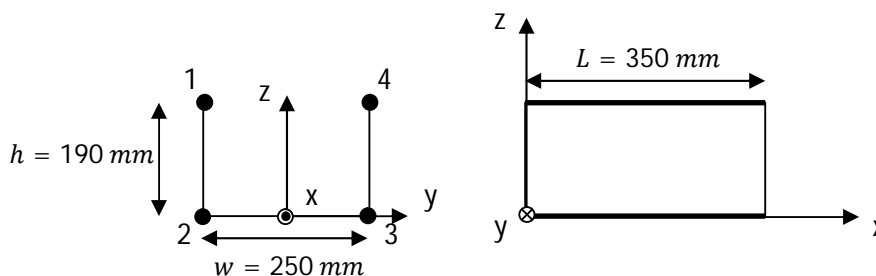


Figure 162-Géométrie de la section 1

Les charges appliquées sont :

- Le poids des éléments situés dans la partie avant du fuselage, soit $P_{payload} = 16 N$, appliqué en $x = -125 mm$
- Le poids du train avant, soit environs $P_{nlg} = 9.81 N$, appliqué en $x = 0$
- Le poids des deux batteries, soit environs $P_b = 19.62 N$, appliqué en $x = 0$
- Le poids propre de la structure, supposé uniformément réparti

Les poids sont multipliés par le facteur de charge le plus critique, soit 5.53g. De plus, on prend en compte un éventuel angle de roulis θ .

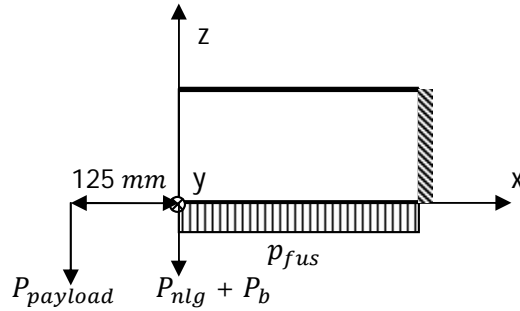


Figure 163-Conditions aux limites et chargement

Comme conditions aux limites, on fait l'hypothèse que la structure est encadrée en $x = L$. Dans ce cas, les efforts sont maximums en $x = L$ et sont :

$$\begin{cases} T_z = -n(P_{payload} + P_{nlg} + P_b + p_{fus}L) \sin \theta \\ T_y = -n(P_{payload} + P_{nlg} + P_b + p_{fus}L) \cos \theta \\ M_y = -n \left(0.6P_{payload} + (P_{nlg} + P_b)L + \frac{p_{fus}L^2}{2} \right) \cos \theta \\ M_z = -n \left(0.6P_{payload} + (P_{nlg} + P_b)L + \frac{p_{fus}L^2}{2} \right) \sin \theta \end{cases}$$

Comme les composantes latérales des efforts tranchants ne passent pas par le centre de cisaillement, de la torsion va apparaître. Elle est ici négligée.

Les contraintes de flexion et de cisaillement sont calculées par les méthodes exposées en Annexe. Elles sont reprises dans les tableaux 33 et 34 pour deux angles de roulis. Ces résultats sont calculés pour des stringers de section carrée de 10 mm de côté. On voit que quel que soit l'angle de roulis, les contraintes restent bien inférieures aux limites, tant pour les contraintes de flexion que pour les contraintes de cisaillement. Enfin, on voit qu'assez logiquement, les contraintes ne sont plus symétriques avec un angle de roulis.

Angle de roulis nul			
Contraintes de flexion σ_x [MPa]		Contraintes de cisaillement τ [MPa]	
Boom 1	2.7231	Paroi 1-2	0.3638
Boom 2	-2.7231	Paroi 2-3	0
Boom 3	-2.7231	Paroi 3-4	-0.3638
Boom 4	2.7231		

Tableau 33

Angle de roulis de 10°			
Contraintes de flexion σ_x [MPa]		Contraintes de cisaillement τ [MPa]	
Boom 1	2.3223	Paroi 1-2	0.3103
Boom 2	-3.0411	Paroi 2-3	-0.0960
Boom 3	-2.3223	Paroi 3-4	-0.4063
Boom 4	3.0411		

Tableau 34

Seconde section

L'analyse de cette section est similaire à la précédente. De plus, la géométrie est elle aussi similaire : les stringers ont la même géométrie mais la section est supposée fermée.

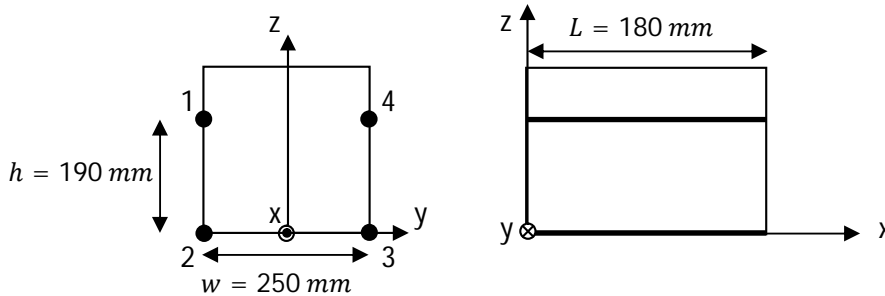


Figure 164-Géométrie générale

Les charges appliquées ont :

- Le poids des éléments de la section arrière, soit $P_{prop} = 6.545 \text{ N}$, appliqué en $x = 433.9 \text{ mm}$
- Le poids propre p_{fus} , supposé réparti uniformément
- Le poids du train arrière $P_{mlg} = P_{nlg}$, appliqué en $x = 180 \text{ mm}$
- La poussée statique $T = 47.6 \text{ N}^9$
- Le couple moteur $Q = 5.347 \text{ N}$

Comme conditions aux limites, on fait l'hypothèse que la structure est encastree en $x = 0$. Dans ce cas, les efforts en $x = L$ sont :

$$\begin{cases} N = T \\ T_z = -n(P_{prop} + P_{mlg} + p_{fus}L) \sin \theta \\ T_y = -n(P_{prop} + P_{mlg} + p_{fus}L) \cos \theta \end{cases}$$

$$\begin{cases} M_x = Q \\ M_y = -n \left(0.434P_{prop} + 0.18P_{mlg} + \frac{p_{fus}L^2}{2} \right) \cos \theta \\ M_z = -n \left(0.434P_{prop} + 0.18P_{mlg} + \frac{p_{fus}L^2}{2} \right) \sin \theta \end{cases}$$

Les tableaux 35 et 36 donnent les contraintes obtenues. On voit qu'une fois de plus celles-ci sont assez faibles, du moins pour le cas de charge considéré. En conclusion, les stringers sélectionnés précédemment sont également satisfaisants pour cette section.

Angle de roulis nul			
Contraintes de flexion σ_x [MPa]		Contraintes de cisaillement τ [MPa]	
Boom 1	-0.7008	Paroi 1-2	0.1146
Boom 2	-0.7008	Paroi 2-3	-0.0214
Boom 3	-0.7008	Paroi 3-4	-0.1573
Boom 4	0.7008	Paroi 4-1	-0.0214

Tableau 35

⁹ Bien que la poussée réelle soit plus faible en vol

Angle de roulis de 10°			
Contraintes de flexion σ_x [MPa]		Contraintes de cisaillement τ [MPa]	
Boom 1	0.5976	Paroi 1-2	0.1082
Boom 2	-0.7826	Paroi 2-3	-0.0436
Boom 3	-0.5976	Paroi 3-4	-0.1596
Boom 4	0.7826	Paroi 4-1	-0.0078

Tableau 36

9.4.4 Etude du modèle complet

Cette fois c'est la section principale du fuselage qui est analysée par éléments finis. La géométrie ainsi que les dimensions générales sont données à la Figure 165. Les stringers ont une section carrée de 10 cm de côtés. Un stringer supplémentaire est ajouté sous le fuselage. Enfin, la partie arrière du fuselage est aussi représentée ainsi que l'ouverture à l'avant. Notons que d'autres ouvertures seront peut-être nécessaires.

La Figure 166 donne la section des frames. Le premier est légèrement modifié pour y fixer la charge utile tandis que le dernier est identique à la première configuration présentée plus haut.

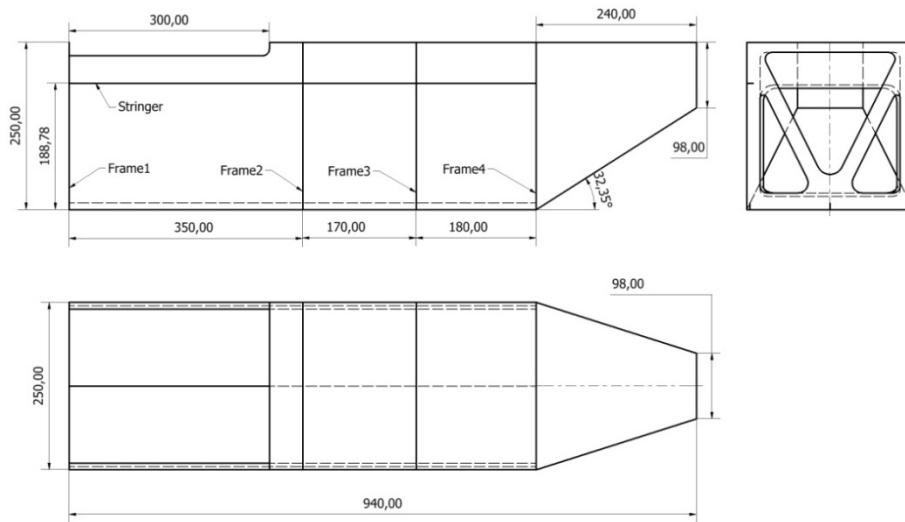


Figure 165

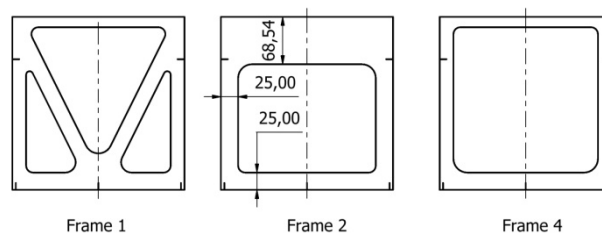


Figure 166

Les charges appliquées sont :

- Le poids propre (modélisé par une accélération ng où n est le facteur de charge maximum)
- Le poids de la partie avant du fuselage, multiplié par le facteur de charge
- Le poids des batteries, multiplié par le facteur de charge
- La poussée statique
- Le couple moteur

Comme conditions aux limites, on encastre la structure au niveau des frames 2 et 3 sur une partie seulement de leurs arêtes verticales pour représenter la fixation de l'aile. Le fuselage est ainsi suspendu sur ces quatre points de fixation.

La Figure 167 donne l'épaisseur et l'orientation des plis des éléments de la structure ainsi que les conditions aux limites.

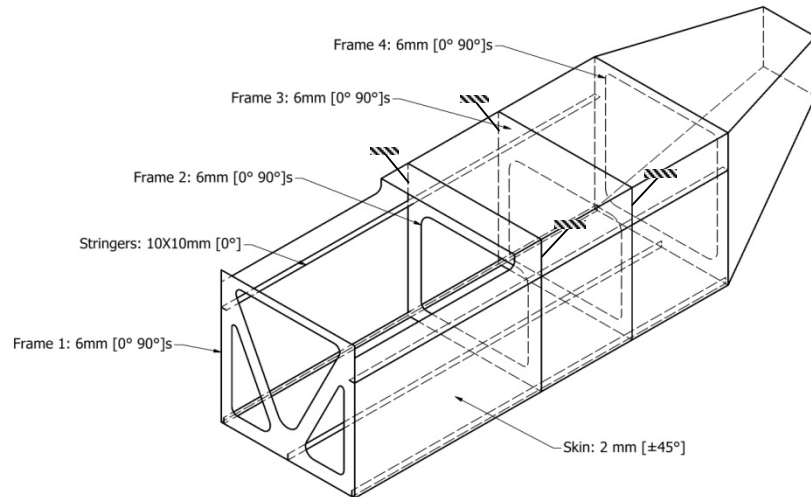


Figure 167

La Figure 168 donne les déplacements obtenus. Le déplacement maximum a lieu au niveau de la fixation de la charge utile sur le frame 1.

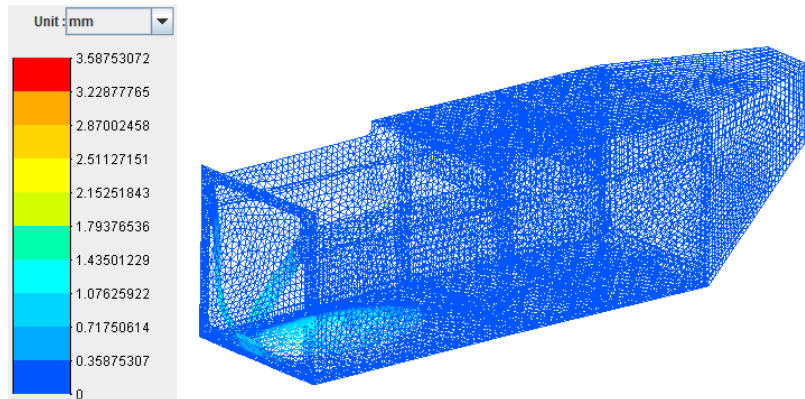


Figure 168-Déplacements (norme)

La figure suivante montre les contraintes dans la partie avant du fuselage.

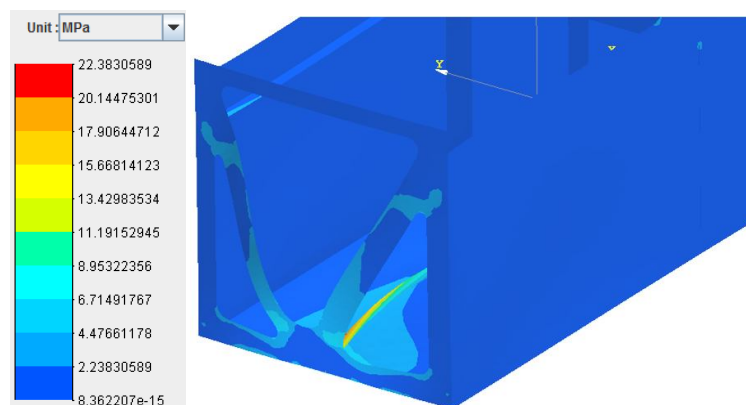


Figure 169-Contraintes équivalente

La Figure 170 donne le critère de Tsai-Hill obtenu. On voit qu'il est bien en dessous de 0.444 pour l'ensemble de la structure, sauf pour le frame 1. La fixation de la partie avant devra donc se faire autrement.

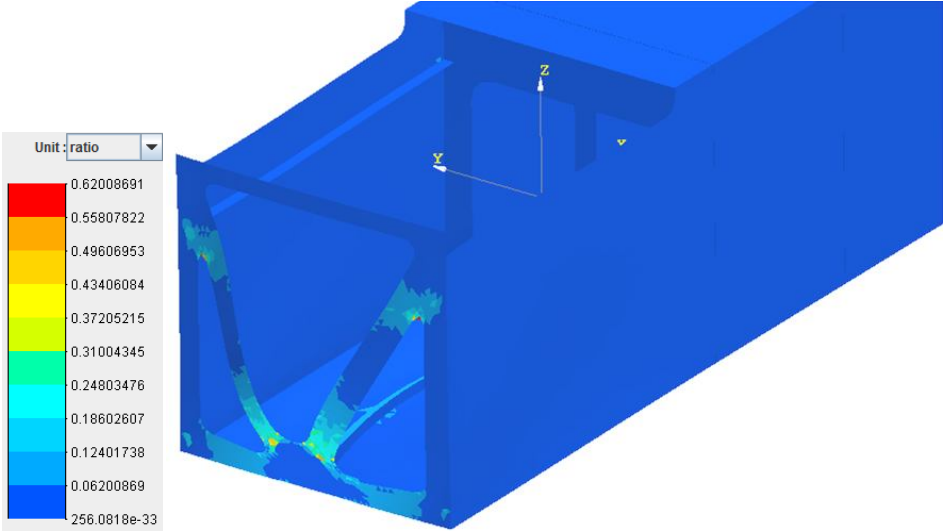


Figure 170-Critère de Tsai-Hill

9.4.5 Conclusion

En conclusion, la section centrale résiste bien au cas de charge appliqué, moyennant une modification du frame 1. Cependant, d'autres cas de charge doivent être testés pour pouvoir fixer de manière définitive la configuration. A ce stade, les propriétés de masse des différents éléments ainsi que la masse totale sont données dans le Tableau 37. Il est clair que ces masses peuvent encore varier. Par exemple, comme la peau semble faiblement chargée, on peut envisager de réduire son épaisseur par endroits.

<i>Frames</i>	<i>Stringers</i>	<i>Peau</i>	<i>Total</i>	<i>Centre de gravité par rapport au début de la section</i>
0.383 kg	0.210 kg	0.840 kg	1.433 kg	(353,0,121)

Tableau 37

9.5 Configuration finale

Les différentes masses ainsi que leur centre de gravité sont repris dans le Tableau 38. Les batteries sont ajoutées dans la partie centrale mais leur centre de gravité n'est pas encore déterminé. De plus, les masses des équipements de télécommande, ... doivent encore être ajoutées.

	<i>Section I</i>	<i>Section II</i>	<i>Section III</i>	<i>Total</i>
<i>Masse de la structure</i>	1.003 kg ou 974 g	1.433 kg	113.25 g ou 93.26 g	Min 2.5 kg Max 2.546 kg
<i>Masse équipements</i>	632 g (caméras, webcam et moteurs)	2 kg (batteries)	554 g (hélice et moteur)	3.189 kg
<i>Masse totale</i>	1.635 kg ou 1.606 kg	3.433 kg	667.25 g ou 647.26 g	Min 5.686 kg Max 5.7352 kg
<i>Centre de gravité par rapport au nez¹⁰</i>	(125.7,0, -45)mm	(603,0,121)mm	(1.2039,0,194.5)mm ou (1.2057,0,198.3)mm	/

Tableau 38

9.6 Autres configurations et perspectives

Tout d'abord, d'autres configurations sont encore possibles comme par exemple un fuselage et tubes d'aluminium.

Ensuite, il est clair que certaines masses structurelles des configurations étudiées ici peuvent encore être diminuées, dans le fuselage principal et dans la partie avant notamment.

Enfin, il sera nécessaire d'étudier la structure plus en détail avec notamment:

- Une étude détaillée de la fixation de l'aile sur le fuselage et de la transmission des charges de l'aile vers le fuselage,
- Une étude détaillée du mode de fixation du train sur le fuselage et de la transmission des charges d'atterrissage dans la structure,
- Etude de la fixation des parties avant et arrière du fuselage sur la partie centrale.

¹⁰ Pour la partie centrale, la masse des batteries n'est pas prise en compte dans le calcul du centre de gravité. Par contre, le centre de gravité des autres parties prend déjà en compte les masses additionnelles.

Chapitre 10

Caractéristiques finales de la structure et perspectives

Ce chapitre clôture le design en exposant la structure obtenue ainsi que les propriétés de masse et de centrage. Les propriétés données ici résultent d'un design préliminaire et il n'est donc pas impossible que ces valeurs changent au cours d'un design futur, avec, espérons le, une amélioration continue. Quelques perspectives sont ainsi données.

10.1 Architecture générale de la structure

Les dimensions globales sont données dans les chapitres consacrés aux différents sous-ensembles. Les figures suivantes donnent un aperçu de la structure complète.

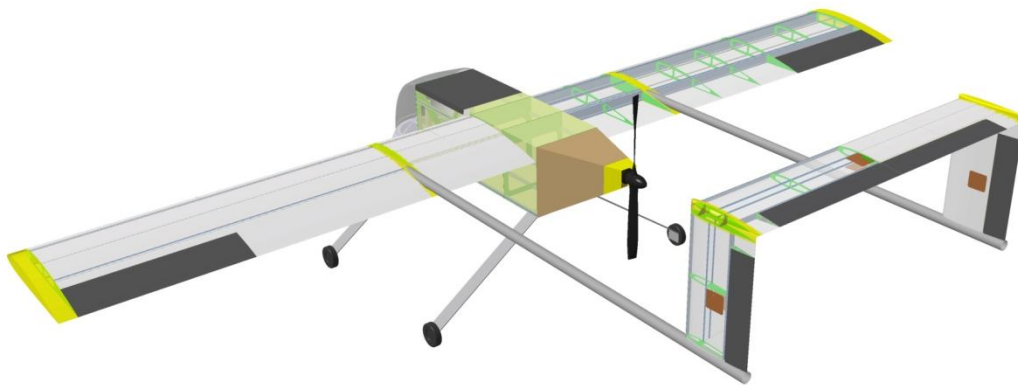


Figure 171

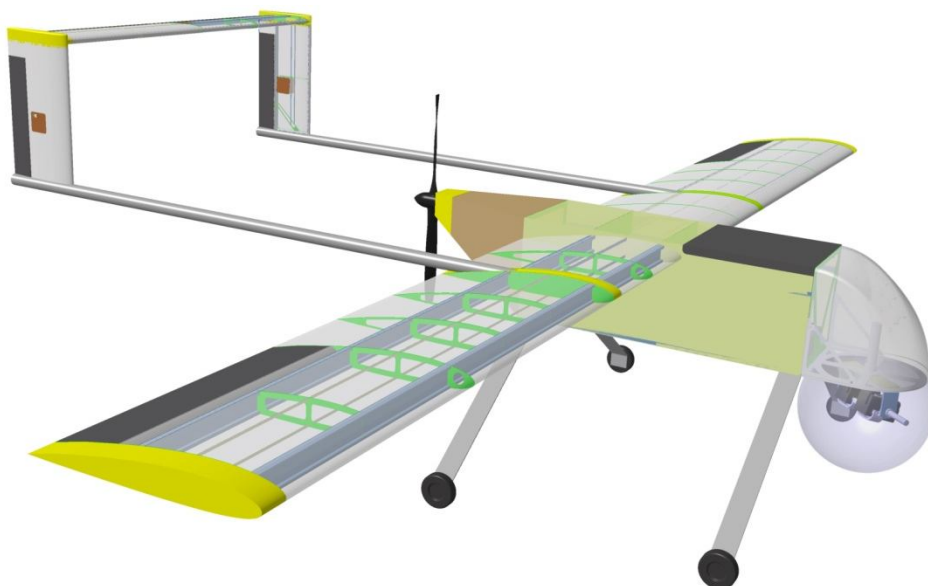


Figure 172

Le tableau suivant résume de manière générale les matériaux employés. Le pin cité ici a en fait de propriétés très proches du Douglas-Fir. Pour rappel, ces propriétés sont données dans l'Annexe I.

<i>Liste des matériaux</i>		
Groupe principal	Sous groupe	Matériau
Empennages	Longeron et raidisseurs	Pin
	Nervures	Contreplaqué Douglas-Fir
	Peau	
	Fixations	Aluminium
Poutres empennages	/	Aluminium
Aile	Longerons et raidisseurs	Pin
	Nervures	Contreplaqué Douglas-Fir
	Bord d'attaque	Composite fibre de verre
	Panneaux principaux	Contreplaqué Douglas-Fir
	Bord de fuite	
Fuselage	Partie avant	Aluminium/Composite ou plastique
	Stringers	Pin
	Peau	Contreplaqué Douglas-Fir
	Frames	
	Partie arrière	Tubes aluminium/Peau plastique ou bois

Tableau 39

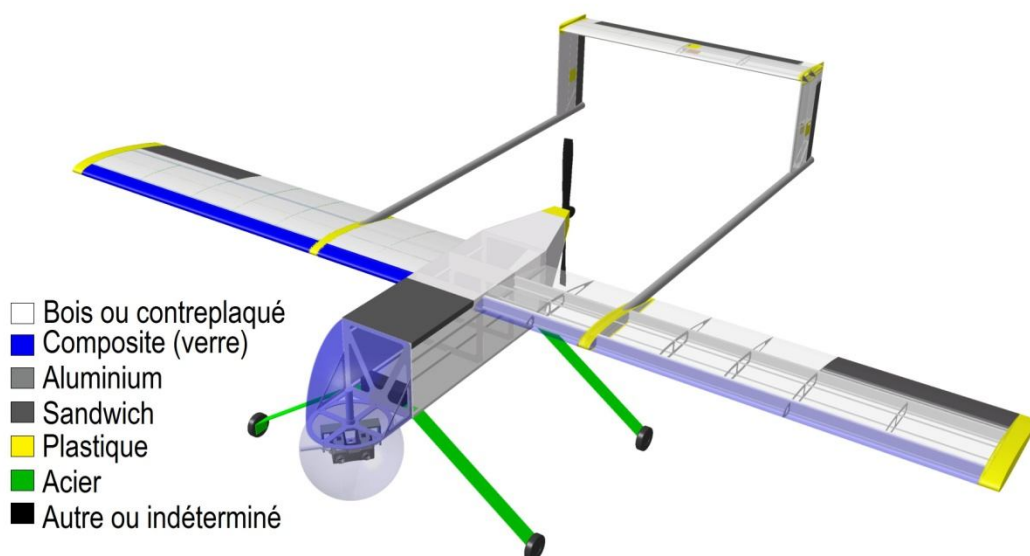


Figure 173

10.2 Masse et centrage

Le Tableau 40 reprend l'ensemble des masses estimées lors du design. On constate que la masse est inférieure à la masse estimée. Cependant, la marge est faible et il est plus que probable que la masse réelle dépasse les prévisions en raison de l'incertitude sur les masses calculées et de l'ajout d'autres masses (éléments de fixation, systèmes additionnels, fils, ...).

<i>Bilan de masse final</i>		
Charge utile	Caméras et systèmes associés	0.632 kg
Groupe propulsion	Moteur	0.407 kg
	Hélice	0.147 kg
	Total	0.554 kg
Energie	Batteries	2 kg
Structure	Empennages	1 kg
	Poutres empennages	1.1378 + 0.0363 kg
	Aile complète	3.916 kg
	Fuselage	Min 2.5 kg Max 2.546 kg
	Total	Min 8.5538 kg Max 8.6361 kg
Train d'atterrissage	Estimation (réf. [10])	2 kg
<i>Masse totale atteinte</i>		<i>Min 13.74 kg Max 13.822 kg</i>
<i>Masse total estimée</i>		<i>14 kg</i>
<i>Marge</i>		<i>Max 260 g Min 178 g</i>

Tableau 40

Connaissant le centre de gravité de chacun des éléments dans les axes de référence, le centre de gravité s'obtient par la simple formule suivante :

$$\begin{cases} x_{cg} = \frac{\sum m_i x_i}{m} \\ y_{cg} = \frac{\sum m_i y_i}{m} \\ z_{cg} = \frac{\sum m_i z_i}{m} \end{cases}$$

Le Tableau 41 reprend les centres de gravité des éléments par rapport à la référence ainsi que le centre de gravité final. On constate que même en plaçant les batteries le plus en avant possible, le centre de gravité reste à 30 mm de la position estimée. Cependant, bon nombre d'incertitudes persistent d'un part sur la masse des composants et d'autre part sur la position de leur centre de gravité. On voit que les éléments qui posent le plus problème sont les empennages et les poutres les supportant. Il faudra donc essayer de diminuer ces masses et d'ajouter les masses additionnelles telles que les systèmes de télécommande le plus en avant possible, par exemple dans la partie avant

du fuselage si il reste de la place. La solution consistant à ajouter du lest est à utiliser en dernier recourt car elle est fortement préjudiciable pour la masse.

<i>Centrage</i>	
Empennages	(2168.8,0,503.5)mm
Poutres empennages	(1434.4,0,226)mm
Aile complète	(721.9,0,222.8) mm
Fuselage avant (masses internes comprises)	(125.7,0, -45.7)mm
Fuselage principal	(603,0,121)mm
Fuselage arrière (masses internes comprises)	(1203.9,0,194.5)mm
Train d'atterrissage avant	(250,0, -250)mm
Train d'atterrissage arrière	(950,0, -250)mm
Batteries	(250 → 950,0,0))mm
<i>Position estimée</i>	(710,0,0)mm
<i>Centre de gravité total</i>	(740.4 → 842.3,0,98.9)mm
<i>Erreur</i>	(30.4 → 132.3,0,989.9)mm

Tableau 41

10.3 Perspectives

Au fur et à mesure du design, différentes perspectives sont apparues. Elles visent d'une part l'amélioration de l'architecture générale de la structure mais aussi la diminution des masses des éléments. Les perspectives structurelles sont:

- Etudier les modes d'assemblage des sous-ensembles de la structure : assemblage empennages/poutre, poutre/aile, aile/fuselage, train/fuselage et fixation des parties avant et arrière du fuselage à la section centrale du fuselage,
- Etudier la structure et l'assemblage des commandes de vol,
- Etude plus détaillée du train d'atterrissage avec son mode de fixation sur le fuselage et étudier une autre configuration pour le train avant afin d'en réduire la masse,
- Améliorer la structure existante en vue de diminuer sa masse et /ou d'en améliorer la résistance. L'optimisation de certains composants pourrait donc être bénéfique,
- Estimer avec plus de précision les propriétés des matériaux utilisés,
- L'étude d'autres architectures composées d'autres matériaux,
- Etudier d'autres cas de charge.

Quand aux perspectives aérodynamiques, elles sont données dans le travail d'Amandine Guissart.

En ce qui concerne la charge utile, quelques améliorations sont à apporter sur le système de rotation de la caméra en vue de l'alléger. De plus, il pourrait être intéressant de réduire la taille de la sphère qui perturbe énormément l'aérodynamique.

En plus de ces perspectives, il reste un domaine qui n'a pas encore été exploré : celui du téléguidage de l'engin.

Chapitre 11

Conclusion

Tout d'abord, commençons par l'étude des modèles destinés aux essais en soufflerie. En ce qui concerne le modèle à l'échelle $\frac{1}{2}$, il a parfaitement résisté aux essais et, comme prévu, la déflexion en bout de poutre était bien inférieure à celle du modèle précédent. Enfin, le modèle grandeur nature du fuselage a lui aussi parfaitement rempli ses fonctions et a en plus permis d'étudier une éventuelle construction en bois du fuselage laquelle s'avère être tout à fait faisable.

Mais l'objectif majeur de ce travail était d'établir le design préliminaire de la structure du drone.

Les exigences et les contraintes principales de la structure étaient :

- De respecter les dimensions extérieures imposées par l'aérodynamique
- De résister aux charges appliquées
- D'être aussi légère que possible
- D'avoir un faible coût (matériaux, construction et exploitation)
- D'être facile à construire, à assembler et à démonter

Tout a commencé par la recherche des charges appliquées. La construction de l'enveloppe de vol a permis de définir les points critiques pour lesquels la structure devait résister. Sept couples de vitesse et de facteur de charge en ont découlés.

Ensuite, ces points ont été utilisés pour rechercher les efforts sur l'aile et l'empennage horizontal à l'aide d'un simple cas de charge symétrique. À ces charges a été ajoutée la déflexion des ailerons. Enfin, les charges appliquées sur l'empennage vertical ont été déterminées sur base d'un cas de charge particulier combinant angle de lacet et déflexion du gouvernail.

Nous insistons sur le fait que ce cas de charge n'est pas unique et qu'il est encore fort simple du fait des hypothèses simplificatrices. De plus, il n'est pas facile de penser à tous les cas de charge particuliers qui pourraient être rencontrés.

Les charges trouvées, le design de chacun des différents sous-ensembles a enfin débuté avec le dimensionnement des empennages. Les poutres liant les empennages à l'aile ont suivi puis ce fût le tour de l'aile et enfin du fuselage.

De manière générale, une configuration fut trouvée pour chacun des sous-ensembles à dimensionner. La majorité des éléments de la structure sont constitués de bois à l'exception des poutres liant les empennages.

Au niveau des exigences, la première des exigences est clairement satisfaite pour chacun des sous-ensembles. Ensuite, la structure satisfait le second point avec cependant quelques points à améliorer. Enfin, la troisième exigence est satisfaite de justesse avec une masse inférieure de 300 g seulement à la masse prédite de 14 kg. Pour finir, des informations complémentaires seraient utiles pour étudier les deux derniers points.

En conclusion, le cahier des charges est bien rempli mais comme nous l'avons déjà dit à plusieurs reprises, le design n'est certainement pas figé et il reste encore bon nombre de choses à faire et à améliorer.

Notre souhait est tout d'abord qu'une troisième génération d'étudiants continue ce projet mais le souhait ultime est que le drone puisse un jour voler et remplir sa mission avec succès.

Annexe I

Propriétés de quelques matériaux

Cette annexe a pour but de dresser un inventaire des matériaux susceptibles d'être utilisés pour la construction du drone. Les propriétés citées ici sont les ordres de grandeur qui seront utilisés lors du dimensionnement, la valeur précise de certaines propriétés restant inconnue.

Les matériaux qui seront considérés ici appartiennent aux catégories suivantes :

- Métaux
- Composites et structures sandwich
- Polymères
- Matériaux naturels (bois)

Ce sont en effet les plus utilisés en construction aéronautique.

Plusieurs facteurs influencent la sélection d'un matériau, les principaux sont :

- Les propriétés mécaniques du matériau : densité, rigidité, résistance, ténacité, ...
- Les propriétés physiques
- Les propriétés chimiques
- Les propriétés économiques, autrement dit le coût

A. Matériaux métalliques

Dans cette catégorie, on ne considérera que les alliages d'aluminium puisque ce sont les plus courants. L'acier est en général peu utilisé sauf dans les parties reprenant des efforts importants comme le train d'atterrissage ou certains bâtis moteurs.

Si l'aluminium pur a une résistance très faible, on peut atteindre de très bonnes propriétés avec des alliages d'aluminium. Les propriétés de résistance sont fortement influencées par le type d'alliage et de traitement thermique. Une propriété remarquable est sa faible densité ce qui en fait un matériau de choix en aéronautique.

On distingue 7 grandes séries d'alliage, de 1000 à 7000 en fonction de la teneur en alliage. L'alliage classique que l'on retrouve dans les profilés est le type 6000 (Al-Mg-Si).

Type	Densité [kg/m ³]	Module d'Young [GPa]	Module de cisaillement [GPa]	Limite d'élasticité [MPa]	Limite de résistance en traction [MPa]	$\frac{E}{\rho}$ [$\frac{Nm}{kg}$] $\times 10^6$	$\frac{\sigma_r}{\rho}$ [$\frac{Nm}{kg}$] $\times 10^3$
Général	2700	70	26	150	200	25.9	74
1000 (99% alu)	2700	68.4	25.9	69.6	111	25.3	41
2000 (Al-Cu)	2780	73	27.4	300	395	26.26	142
3000 (Al-Mn)	2540	69.1	25.8	134	184	27.2	72
4000 (Al-Si)	2700	80.1	29.88	279	322	29.6	119
5000 (Al-Mg)	2700	70	26	187	276	25.9	102
6000 (Al-Mg-Si)	2700	69	26	242	287	25.5	106
7000 (Al-Zn)	2800	71	26.8	346	424	25.3	151

Tableau 42-Propriétés générales (réf. [22])

B. Matériaux polymères

La famille des matériaux polymère est très vaste et il existe une grande variété de propriétés.

On peut classer les polymères en deux grandes classes : les thermoplastiques et les thermodurcissables.

Les thermoplastiques ont l'avantage de pouvoir être refondus mais ont des propriétés mécaniques et thermiques plus faibles que les thermodurcissables. Par contre, les thermodurcissables ne peuvent être refondus en raison de leur structure interne. Le tableau suivant donne les propriétés de quelques polymères usuels.

Type	Densité [kg/m ³]	Module d'Young [GPa]	Limite de résistance en traction [MPa]	$\frac{E}{\rho}$ [$\frac{Nm}{kg}$] $\times 10^6$
ABS (thermoplastique)	1050	2.35	38.1	2.23
HDPE Polyéthylène (thermoplastique)	958	0.882	29.4	0.92
Polyester TS (thermodurcissable)	1100	4.03	10-123	3.66

Tableau 43-(réf. [22])

Une autre catégorie est celle des mousses polymères. La société Armacell® commercialise des mousses polymères pour structure sandwich. Les propriétés d'une de leur mousse PET sont données sur la figure suivante. On voit que les propriétés mécaniques sont très faibles mais la densité est par contre très attrayante.

Preliminary **TECHNICAL DATA** (11-2010)

ArmaFORM PET AC Polyethylene Terephthalate (Welded)

			AC 80 (W)	AC 100 (W)	AC 115 (W)	AC 135 (W)	AC 150 (W)
Density	ISO 845	kg/m ³	80 (1)	100 (1)	115 (1)	135 (1)	150 (1)
Compression Strength	ASTM D 1621 b	MPa	1,0	1,5	1,8	2,3	2,6
Compression Modulus	ASTM D 1621 b	MPa	75	105	120	150	180
	ISO 844	MPa	60	70	80	90	105
Shear Strength	ISO 1922	MPa	0,6	0,9	1,0	1,3	1,4
Shear Modulus	ISO 1922	MPa	20	25	30	35	45
Shear Strain	ISO 1922	%	35	30	20	15	10
Tensile Strength	ASTM C 297	MPa	1,4	1,6	1,8	2,5	2,8
Tensile Modulus	ASTM C 297	MPa	75	105	120	150	190

Tableau 44-Extrait des données techniques (réf. [1])

C. Composites

Un matériau composite est constitué d'une matrice dans laquelle est inclus un matériau de renfort. Il existe différents couples matrice/renfort mais on ne prendra en compte que les matériaux composite à matrice polymère renforcée par fibres de verre ou de carbone. Il existe diverses taille de fibres (longues ou courtes) et différentes dispositions (unidirectionnel, tissu, ...). On réalise le plus souvent des stratifiés, composés d'empilement de plis d'orientations différentes. L'épaisseur typique d'un pli est de l'ordre de 0.125 mm.

Les composites possèdent l'avantage d'avoir un faible poids, un module spécifique élevé, une résistance spécifique élevée, une bonne résistance à la corrosion, une flexibilité dans les formes et une simplification des assemblages. Par contre, les inconvénients sont les coûts élevés (matériaux et procédés de fabrication), la rupture fragile, la limite en température et l'influence de l'humidité et la dépendance des propriétés dans les procédés de fabrication. Notons que les propriétés dépendent bien évidemment des propriétés de la matrice, du renfort et de la fraction volumique de renfort.

Le Tableau 45 donne les *ordres de grandeur* des propriétés d'un composite verre/époxyde.

<i>Propriétés du composite verre/époxyde</i>	
Densité ρ [kg/m^3]	1080
Module longitudinal E_L [MPa]	45000
Module transversal E_T [MPa]	12000
Module de cisaillement G_{LT} [MPa]	4500
Coefficient de poisson ν_{LT}	0.3
Résistance en traction longitudinale X_t [MPa]	1250
Résistance en compression longitudinale X_c [MPa]	600
Résistance en traction transversale Y_t [MPa]	35
Résistance en compression transversale Y_c [MPa]	141
Résistance en cisaillement S [MPa]	80
Module spécifique $\frac{E_L}{\rho} \left[\frac{Nm}{kg} \right] \times 10^6$	41.66
Résistance spécifique en traction $\frac{X_t}{\rho} \left[\frac{Nm}{kg} \right] \times 10^6$	1.15

Tableau 45 (réf. [8])

D. Structure sandwich

Une structure sandwich est constituée de deux couches d'un matériau résistant entre lesquelles est inséré un matériau moins dense, moins résistant et moins rigide. Les faces reprennent les charges de compression et de tension dues à la flexion tandis que le cœur reprend les efforts de cisaillement et de compression perpendiculairement aux faces. Les deux faces peuvent être constituées d'aluminium, de composite ou de contreplaqué tandis que le cœur peut être une mousse polymère, une structure en nid d'abeille (polymère ou aluminium) ou du balsa. Les structures sandwich à nid d'abeille possèdent une faible masse pour une rigidité élevée en flexion.

E. Bois et contreplaqués

Le bois fut utilisé dès les débuts de l'aviation. Il a l'avantage d'être léger, bon marché, facile à usiner et à assembler. Par contre, les propriétés du bois sont sensibles à l'humidité et il convient d'adopter certaines règles lors de la conception des assemblages des éléments entre eux. De plus, le bois peut être considéré comme un matériau orthotrope et même composite (fibres de cellulose dans une matrice de lignine). Le bois peut être utilisé sous deux formes principales : un contreplaqué ou un profilé (les fibres sont alignées selon l'axe principal).

Quatre espèces de bois sont couramment utilisés en construction aéronautique : le pin de Sitka (*Sitka Spruce*), le bouleau (*Birch*), le frêne (*Ash*) et le sapin (*Douglas-Fir* en particulier). On peut ajouter en plus le Balsa. Le pin est utilisé principalement pour les longerons en raison de ses très bonnes propriétés mécaniques. D'autres espèces sont renseignées dans la référence [16].

Le Tableau 46 donne les propriétés moyennes du Douglas-Fir.

Les propriétés données sont des ordres de grandeur. Le nombre d'espèces différentes et le nombre de paramètres influençant les propriétés mécaniques rendent l'évaluation des propriétés difficile.

Propriétés du Douglas-Fir	
Densité ρ [kg/m^3]	550 – 600
Module longitudinal E_L [MPa]	13550
Module transversal E_T [MPa]	985
Module de cisaillement G_{LT} [MPa]	1000
Coefficient de poisson ν_{LT}	0.45
Résistance en traction longitudinale X_t [MPa]	75
Résistance en compression longitudinale X_c [MPa]	-45
Résistance en traction transversale Y_t [MPa]	2
Résistance en compression transversale Y_c [MPa]	-5.5
Résistance en cisaillement S [MPa]	7.5
Module spécifique $\frac{E_L}{\rho} \left[\frac{Nm}{kg} \right] \times 10^6$	24.6
Résistance spécifique en traction $\frac{X_t}{\rho} \left[\frac{Nm}{kg} \right] \times 10^6$	0.136

Tableau 46-(réf. [22])

F. Comparaison générale

Le tableau suivant compare les différents ordres de grandeur des propriétés des matériaux présentés ci-dessus, à l'exception des polymères et du sandwich.

	Aluminium	Composite	Bois
ρ [kg/m^3]	2700	1080	550 – 600
E [GPa] (long.)	70	45	13.550
G [GPa]	27	4.5	1
σ_r ou X_t [MPa]	200	1250	75
E/ρ [Nm/kg] $\times 10^6$	26	41.66	24.6
σ/ρ [Nm/kg] $\times 10^6$	0.074	1.15	0.136

Tableau 47

La Figure 174 permet de comparer le rapport de masse en fonction du rapport d'épaisseur pour le bois, l'aluminium et le plastique. On voit que pour avoir une même masse, une plaque d'aluminium doit avoir une épaisseur deux fois plus petite qu'une plaque de plastique par exemple.

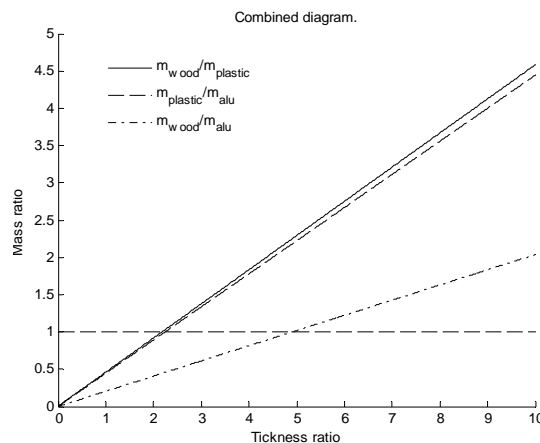


Figure 174-Comparaison entre le bois, le plastique et l'aluminium

La Figure 175 compare une plaque sandwich par rapport à l'aluminium, au bois et au plastique. Le sandwich est composé de deux faces de 0.5 mm chacune en carbone et d'un cœur en mousse polymère.

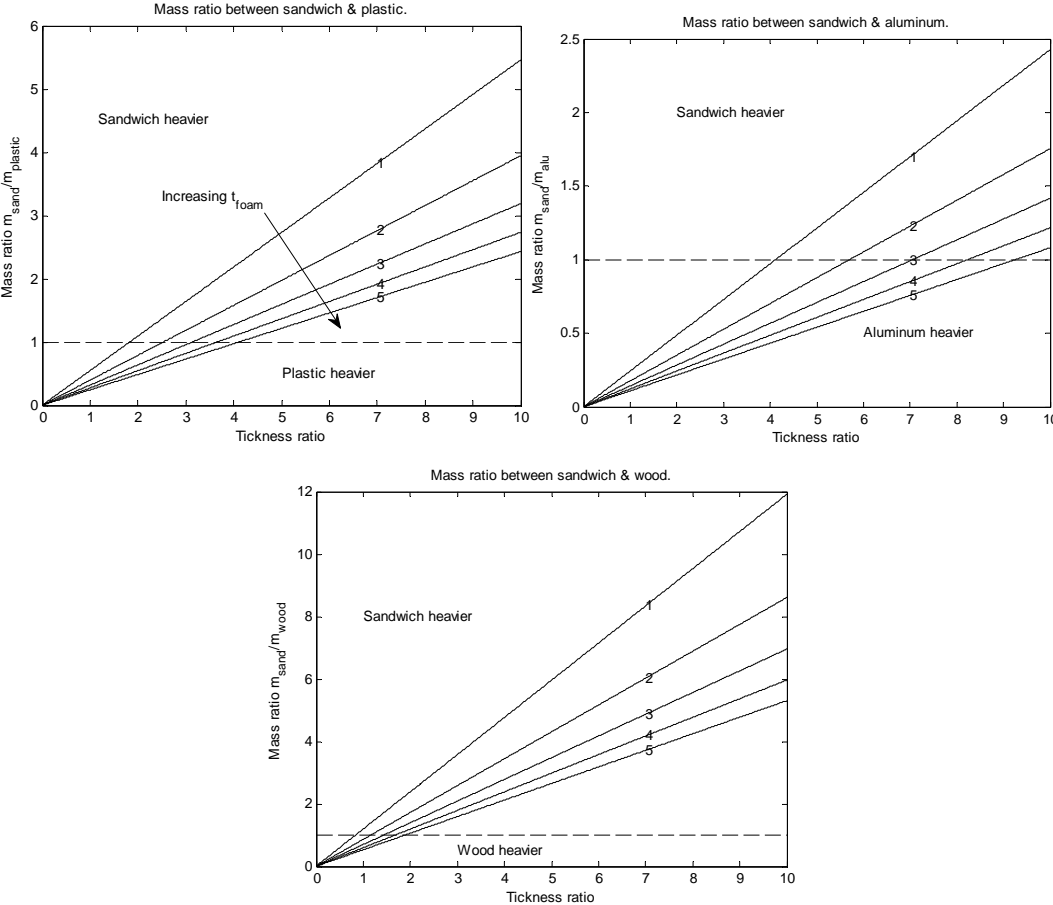


Figure 175

Annexe II

Formules utiles

Cet annexe donne les quelques formules utilisées pour l'analyse de la structure. Pour plus de détail, il est conseillé de se rapporter aux références [5], [6], [20] et [27].

A. Propriétés de section

Pour une poutre à parois minces, les coordonnées du centroïd sont :

$$\begin{cases} y_c = \frac{\sum y_i A_i}{\sum A_i} \\ z_c = \frac{\sum z_i A_i}{\sum A_i} \end{cases} \quad (1)$$

où A_i est la section de la paroi i et (y_i, z_i) sont les coordonnées de son centre de gravité. Pour une section idéalisée, A_i est la section de tout élément reprenant de la flexion et est donc la section de la boom i ou du panneau i . Si n panneaux sont concourants à une boom, son aire est donnée par

$$A_i = \sum_{k=1}^n t_k h_k \left(2 + \frac{\sigma_k}{\sigma_i} \right) \quad (2)$$

où σ_k est la contrainte dans la boom k .

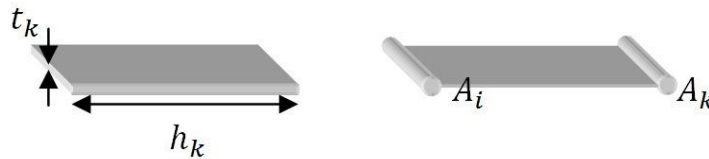


Figure 176

A cette section doit être ajoutée la section éventuelle des flanges qui reprennent aussi de la flexion.

Pour une poutre à parois minces d'épaisseur t , les inerties dans les axes liés aux centroïd sont :

$$\begin{cases} I_{yy} = t \int z^2 dl \\ I_{zz} = t \int y^2 dl \\ I_{yz} = t \int yz dl \end{cases} \quad (3)$$

Pour une section idéalisée et si seules les booms reprennent de la flexion on a:

$$\begin{cases} I_{yy} = \sum z_i^2 A_i \\ I_{zz} = \sum y_i^2 A_i \\ I_{yz} = \sum y_i z_i A_i \end{cases} \quad (4)$$

Les coordonnées (y_i, z_i) sont données dans les axes liés au centroïd.

On doit en plus ajouter l'inertie des panneaux reprenant de la flexion.

B. Répartition des efforts

La figure suivante montre un élément de poutre en équilibre soumis à une charge quelconque f dirigée selon les axes z et y .

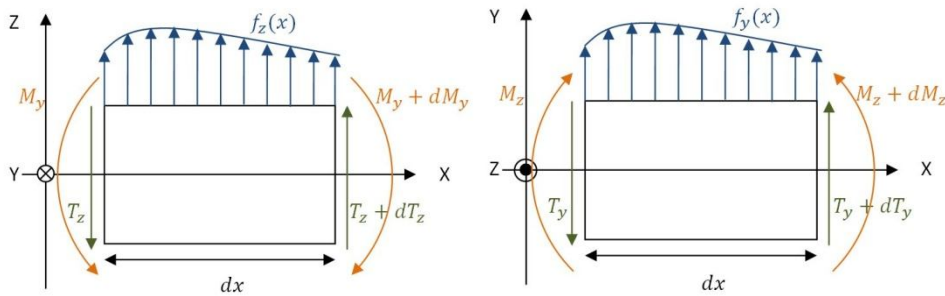


Figure 177

Les relations suivantes permettent de déterminer la répartition d'efforts tranchants et les moments de flexion dans la poutre.

$$\begin{cases} f_z = -\frac{dT_z}{dx} = -\frac{d^2M_x}{dx^2} \\ T_z = \frac{dM_y}{dx} \end{cases} \quad (5) \quad \begin{cases} f_y = -\frac{dT_y}{dx} = \frac{d^2M_z}{dx^2} \\ T_y = -\frac{dM_z}{dx} \end{cases} \quad (6)$$

C. Déformées

Deux cas particuliers sont utilisés ici et sont repris dans le tableau suivant.

	Déplacement	Rotation
Poutre console chargée en bout	$PL^3/3EI$	$PL^2/2EI$
Poutre console avec charge uniforme	$pL^4/8EI$	$pL^3/6EI$

Tableau 48

D. Contraintes de flexion

Pour une poutre à parois minces et non symétrique, on a :

$$\sigma_{xx} = \frac{z(M_y I_{zz} + M_z I_{yz}) - y(M_y I_{yz} + M_z I_{yy})}{I_{yy} I_{zz} - I_{yz}^2} \quad (7)$$

où les coordonnées (y, z) sont liées au centroid.

Pour une section idéalisée et symétrique, la contrainte dans la boom i est :

$$\sigma_{xx}^i = \frac{M_y z_i}{I_{yy}} - \frac{M_z y_i}{I_{zz}} \quad (8)$$

E. Contraintes de torsion

Le tableau suivant reprend les formules utiles, en fonction du type de section.

Section fermée à parois fines d'épaisseur t		
Flux de cisaillement	$q = M_x / 2A_h^*$	(9)
Contrainte	$\tau = q/t$	(10)
Rigidité en torsion	$C = 4A_h^2 / \oint \frac{1}{Gt} ds$	(11)
Taux de torsion	$\theta, x = M_x / C$	(12)
Section ouverte composées de parois fines rectangulaires d'épaisseur t_i et de longueur l_i ($l_i \gg t_i$)**		
Rigidité en torsion	$C = \sum l_i t_i^3 G_i / 3$	(13)
Taux de torsion	$\theta, x = M_x / C$	(14)
Contraintes maximales	$\tau_{max}^i = G_i t_i \theta, x$	(15)
Section à plusieurs cellules (Figure 178)		
Longueur adimensionnelle d'un côté entre les points i et $i + 1$.	$\bar{l}^{i,i+1} = \int_i^{i+1} \frac{ds}{t(G/G_{ref}^{***})}$	(16)
Longueur de la cellule I	$\bar{l}^I = \oint_{cell I} \frac{ds}{t(G/G_{ref})}$	(17)
Longueur des intersections entre la cellule I et $I + 1$	$\bar{l}_I^{I+1} = \int_{cell I \cap cell I+1} \frac{ds}{t(G/G_{ref})}$	(18)
Résoudre le système pour θ, x et les flux de cisaillement q^I de chaque cellule	$\begin{cases} \theta, x = \frac{1}{2A_h^I G_{ref}} (-q^{I-1} \bar{l}_{I-1}^I + q^I \bar{l}^I - q^{I+1} \bar{l}_I^{I+1}) \\ M_x = \sum_I 2q^I A_h^I \end{cases}$	(19)

Tableau 49

* A_h est l'aire balayée

** Si ce n'est pas le cas C et τ_{max} dépendent du rapport l/t (voir référence [5] p.147)

*** G_{ref} est le module de cisaillement d'une des parois, pris comme référence

F. Contraintes de cisaillement

Le tableau suivant donne les formules utiles pour le calcul des contraintes de cisaillement.

Flux ouvert pour une section ouverte à parois minces	$q_o(s) = -\frac{I_{zz}T_z - I_{yz}T_y}{I_{yy}I_{zz} - I_{yz}^2} \int_0^s tz ds' - \frac{I_{yy}T_y - I_{yz}T_z}{I_{yy}I_{zz} - I_{yz}^2} \int_0^s ty ds'$	(20)
Flux ouvert et section idéalisée *	$q_o(s) = -\frac{I_{zz}T_z - I_{yz}T_y}{I_{yy}I_{zz} - I_{yz}^2} \left[\int_0^s t_{direct\sigma} z ds + \sum_{i:s_i \leq s} z_i A_i \right]$ $-\frac{I_{yy}T_y - I_{yz}T_z}{I_{yy}I_{zz} - I_{yz}^2} \left[\int_0^s t_{direct\sigma} y ds + \sum_{i:s_i \leq s} y_i A_i \right]$	(21)
Flux de fermeture pour une section fermée**	$q(s=0) = \frac{y_T T_z - z_T T_y - \oint p(s) q_o(s) ds}{2A_h}$	(22)
Section ouverte	$q = q_o$	(23)
Section fermée	$q = q_o + q(0)$	(24)
Contrainte	$\tau = \frac{q}{t}$	(25)

* $t_{direct\sigma}$ = épaisseur des parois reprenant de la flexion.

** q et s sont pris dans le sens antihorlogique et (y_T, z_T) sont les coordonnées du point d'application des efforts tranchants par rapport à une origine choisie.

Si on a plusieurs cellules, il faut :

- 1) Calculer les flux ouverts q_o de chaque paroi par la formule (20) ou (21) en ayant fait une coupure dans une des parois de la cellule.
- 2) Résoudre le système suivant pour θ, x et les flux fermés $q(0)$ de chaque cellule :

$$\left\{ \begin{array}{l} \theta, x = \frac{1}{2A_h^l G_{ref}} \left(-q^{l-1}(0) \bar{l}_{l-1}^l + q^l(0) \bar{l}^l \oint_{cell\ l} \frac{q_o ds}{t(G/G_{ref})} - q^{l+1}(0) \bar{l}_l^{l+1} \right) \\ y_T T_z - z_T T_y = \sum_I \int_{parois\ de\ I} q_o p ds + \sum_I 2A_h^l q^l(0) \end{array} \right. \quad (26)$$

Pour le calcul du centre de cisaillement, $\theta, x = 0$ et on résoud le système pour y_T et $T_y = 0N$ puis pour z_T et $T_z = 0N$ avec toujours $q(0)$ comme inconnue.

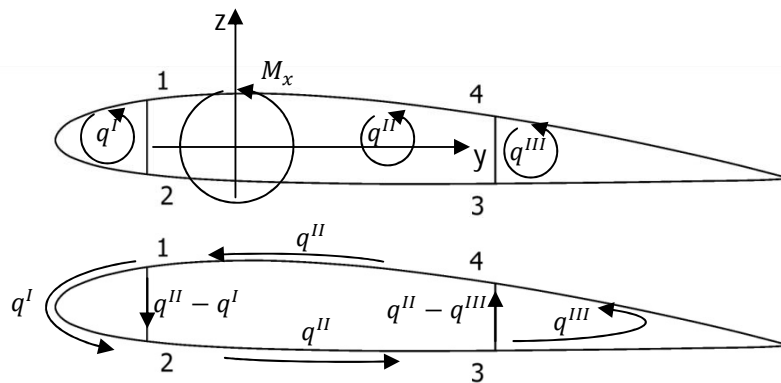


Figure 178-Torsion d'une section à plusieurs cellules

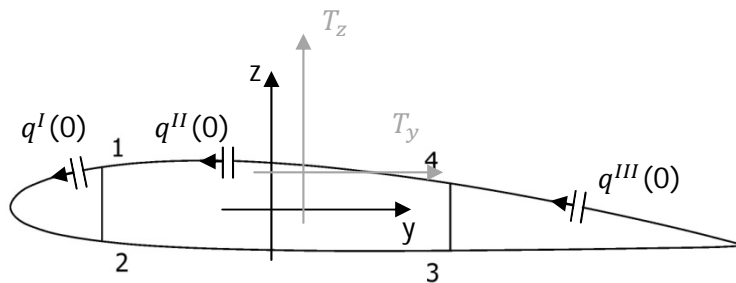


Figure 179-Cisaillement d'une section à plusieurs cellules

G. Composites

Propriétés d'un pli

La figure suivante donne les conventions d'axes couramment adoptées pour un pli composite unidirectionnel.

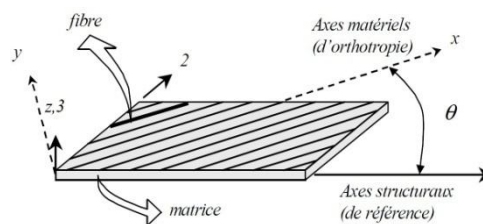


Figure 180- réf. [6]

Dans les axes d'orthotropie, les relations contraintes-déformations dans le plan s'écrivent :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \mathbf{Q}_o \begin{Bmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \Leftrightarrow \boldsymbol{\epsilon} = \mathbf{S}_o \boldsymbol{\sigma} \quad (27)$$

Et la matrice de raideur \mathbf{Q}_o s'écrit :

$$\mathbf{Q}_o = \begin{pmatrix} mE_x & mv_{yx}E_x & 0 \\ mv_{xy}E_y & mE_y & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{pmatrix} [MPa] \quad (28)$$

Avec

$$m = \frac{1}{1 - \nu_{xy}\nu_{yx}} \quad (29)$$

Notons que cette matrice est symétrique.

Dans les axes structuraux, la matrice de raideur est :

$$\mathbf{Q}_s = \begin{pmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{16} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{26} \\ Q_{61} & Q_{62} & Q_{66} \end{pmatrix} \quad (30)$$

La matrice de changement de repère entre les axes d'orthotropie et les axes structuraux est définie par :

$$\mathbf{Q}_s = \begin{Bmatrix} Q_{11} \\ Q_{22} \\ Q_{12} \\ Q_{66} \\ Q_{16} \\ Q_{26} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C^4 & S^4 & 2C^2S^2 & 4C^2S^2 \\ S^4 & C^4 & 2C^2S^2 & 4C^2S^2 \\ C^2S^2 & C^2S^2 & C^4 + S^4 & -4C^2S^2 \\ C^2S^2 & C^2S^2 & -2C^2S^2 & (C^2 - S^2)^2 \\ C^3S & -CS^3 & CS^3 - C^3S & 2(CS^3 - C^3S) \\ CS^3 & -C^3S & C^3S - CS^3 & 2(C^3S - CS^3) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} Q_{xx} \\ Q_{yy} \\ Q_{xy} \\ Q_{ss} \end{Bmatrix} \quad (31)$$

$$C = \cos \theta \text{ et } S = \sin \theta$$

Propriétés des stratifiés

Un stratifié est une structure mince constituée d'une superposition de plis. Les plis ont éventuellement des orientations et des épaisseurs différentes (Figure 181).

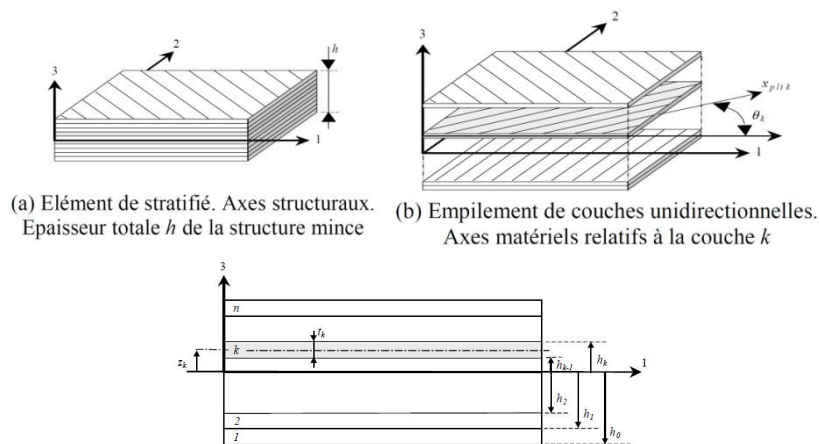


Figure 181- réf. [6]

Le stratifié est soumis à de tension et de cisaillement dans le plan, et à des efforts de flexion et de torsion (Figure 182).

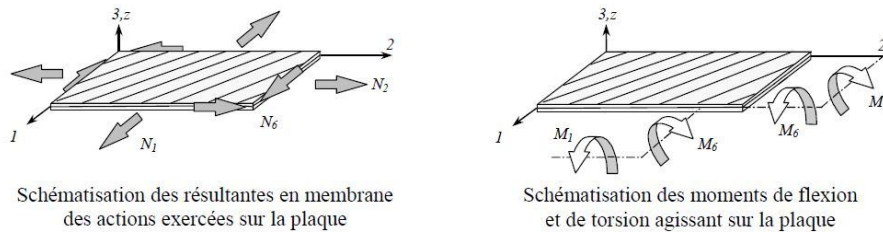


Figure 182-Efforts agissants sur un stratifié (réf. [6])

Les relations liant les efforts aux déformations sont :

$$\begin{pmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_6 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 \\ \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{pmatrix}$$

où ϵ_i^0 est la déformation dans le plan et κ_i est la courbure.

La déformation globale du stratifié peut être mise sous la forme :

$$\boldsymbol{\epsilon} = \boldsymbol{\epsilon}^0 + \mathbf{z}\boldsymbol{\kappa} = \begin{Bmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_6^0 \end{Bmatrix} + \mathbf{z} \begin{Bmatrix} \kappa_1 \\ \kappa_2 \\ \kappa_6 \end{Bmatrix}$$

Si h_k est la hauteur du pli k et θ_k son orientation, on a :

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij}(\theta_k)(h_k - h_{k-1}) \text{ [N/mm]}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q_{ij}(\theta_k)(h_k^2 - h_{k-1}^2) \text{ [N]}$$

$$C_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q_{ij}(\theta_k)(h_k^3 - h_{k-1}^3) \text{ [N.mm]}$$

Les termes A_{16}, A_{26}, A_{61} et A_{62} sont responsables du *couplage tension-cisaillement*. Ils sont nuls si le stratifié est équilibré.

Les termes B_{11}, B_{12}, B_{21} et B_{22} sont responsables du *couplage tension-flexion*.

Les termes B_{16}, B_{26}, B_{61} et B_{62} sont responsables du *couplage tension-torsion*.

Le terme B_{66} est responsable du *couplage torsion-cisaillement*.

Tous les termes de \mathbf{B} sont nuls si le stratifié est symétrique.

Les termes D_{16}, D_{26}, D_{61} et D_{62} sont responsables du *couplage flexion-torsion*.

Il est possible d'homogénéiser un panneau composite. Les formules d'homogénéisation ne sont valides que pour un stratifié symétrique et équilibré. Dans les autres cas, c'est une approximation.

Si t désigne l'épaisseur totale du panneau, les propriétés homogénéisées dans les axes du panneau (Figure 183) sont:

$$\left\{ \begin{array}{l} E_x = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{tA_{22}}, E_y = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{tA_{11}}, G_{xy} = \frac{A_{66}}{t} \\ v_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}}, v_{yx} = \frac{A_{12}}{A_{11}} \end{array} \right. \quad (32)$$

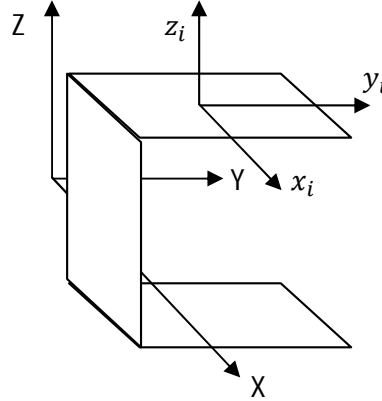


Figure 183-Axes liés au panneau et axes globaux

Les inerties d'une section à parois minces sont :

$$\left\{ \begin{array}{l} \bar{E}I_{yy} = \sum_i t_i E_x^i \int_{l_i} z^2 dl \\ \bar{E}I_{zz} = \sum_i t_i E_x^i \int_{l_i} zy^2 dl \\ \bar{E}I_{yz} = \sum_i t_i E_x^i \int_{l_i} yz dl \end{array} \right. \quad (33)$$

Les contraintes de flexion dans le panneau i sont données par :

$$\sigma_{xx}^i = E_x^i \frac{z(M_y \bar{E}I_{zz} + M_z \bar{E}I_{yz}) - y(M_y \bar{E}I_{yz} + M_z \bar{E}I_{yy})}{\bar{E}I_{yy} \bar{E}I_{zz} - \bar{E}I_{yz}^2} \quad (34)$$

Le flux de cisaillement ouvert dans le panneau i est :

$$q_o^i(s) = -E_x^i \frac{\bar{E}I_{zz} T_z - \bar{E}I_{yz} T_y}{\bar{E}I_{yy} \bar{E}I_{zz} - \bar{E}I_{yz}^2} \int_0^s t_i z ds' - E_x^i \frac{\bar{E}I_{yy} T_y - \bar{E}I_{yz} T_z}{\bar{E}I_{yy} \bar{E}I_{zz} - \bar{E}I_{yz}^2} \int_0^s t_i y ds' \quad (35)$$

L'expression du flux de fermeture est toujours la même que (22).

Pour la torsion d'une section composite fermée, on a :

$$C = \frac{4A_h^2}{\oint \frac{1}{G_{xy}^i t_i} ds} \quad (36)$$

Pour la torsion d'une section composite ouverte, on a :

$$C = \sum_i \frac{l_i t_i^3 G_{xy}^i}{3} \quad (37)$$

Et la contrainte maximale dans la paroi i est :

$$\tau_{max}^i = \frac{G_{xy}^i t_i M_x}{C} \quad (38)$$

Enfin, le cas d'une section à plusieurs cellules se traite comme avant.

Les formules d'idéalisation restent valables à condition de prendre en compte les rigidités différentes des panneaux concourants à une boom.

Bibliographie

- [1] Armacell. *Armacell-Home Corporate*. <http://www.armacell.com>.
- [2] Bizjak, Etienne. «Conception d'un "UAV" : Partie Payload.» Travail de fin d'étude , Année académique 2009-2010.
- [3] Bruhn, E. F. *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. 1973.
- [4] Bruyneel, Michael. «Répétitions du cour de mécanique des composites.» Rapport LTAS : SF240, Année académique 2010-2011.
- [5] Charles Massonet, Serge Cescotto. *Mécanique des matériaux*. de boeck.
- [6] Claude Fleury, Michael Bruyneel. *Mécanique des composites*. Année académique 2010-2011.
- [7] Cook, Michael V. *Flight Dynamics Principles*. Elsevier Aerospace Engineering Series, Second Edition.
- [8] *Design of Wood Aircraft Structures*. U.S. Government Printing Office, 1944.
- [9] Dimitriadis, G. *Flight Dynamics and Aircraft Performance*. Université de Liège, Année académique 2009-2010.
- [10] Duquenne, Marc. «Pré-dimensionnement d'un UAV.» Travail de fin d'étude ULg, Année académique 2009-2010.
- [11] FlightGlobal. *Pictures&Photos on FlightGlobal Airspace*. <http://www.flightglobal.com/airspace/media/21/default.aspx>.
- [12] Guissart, Amandine. *Etude préliminaire d'un UAV-Partie aérodynamique*. Travail de fin d'étude, ULg, 2010-2011.
- [13] Howe, D. *Aircraft Loading and Structural Layout*. AIAA Education Series, 2004.
- [14] Hull, David G. *Fundamental of Airplane Flight Mechanics*. Springer.
- [15] *Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets*. Kenneth Munson, 2004.
- [16] John D. Anderson, Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. Mc Graw-Hill, 4th Edition.
- [17] LAA-LightAircraftAssociation. *Aircraft Wood Information*. LAA, 2008.
- [18] Lecomte-Beckers, J. *Sélection des matériaux*. 2008-2009.
- [19] Ligoit, Jérôme. «Pré-dimensionnement d'un UAV. Partie aérodynamique expérimentale & mécanique du vol.» Travail de fin d'étude ULg, Année académique 2009-2010.
- [20] Niu, Michael C. Y. *Airframe Stress Analysis and Sizing*. Conmilit Press LTD., Second Edition.
- [21] Noels, Ludovic. *Aircraft Structures*. ULg, Année Académique 2010-2011.
- [22] *Online Materials Information Resource - MatWeb*. www.matweb.com.
- [23] P.W.Carpenter, E.L.Houghton. *Aerodynamics for Engineering Students*. Butterworth-Heinemann, 5th Edition.
- [24] Raymer, Daniel P. *Aircraft Design: A conceptual Approach*. AIAA Education Series, Fourth Edition.
- [25] Roskam, J. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Analysis and Reseach Corporation (DARcorporation), 1997.
- [26]—. *Airplane Design*. 1985.

- [27]T.H.G.Megson. *Aircraft Structures for Engineering Students*. Elsevier Aerospace Engineering Series, Fourth Edition.
- [28]*The Standard Handbook for Aeronautical and Astronautical Engineers*. McGraw-Hill, 2004.
- [29]*Vector P World Leader in UAS Technology*. www.vectorp.com.
- [30]Wautelet, Gaëtan. «Pré-dimensionnement d'un UAV: Partie aérodynamique et mécanique du vol.» Travail de fin d'étude ULg, Année académique 2009-2010.
- [31]Wildi, Theodore. *Metric Units and Conversion Charts*. McGraw-Hill, Second Edition.