

Projet de Structure des Aéronefs

Sujet : Aéronef MiniBee - Technoplane

Un projet réalisé par notre équipe de l'ESTACA Paris-Saclay



HAMZA FOUATI © LESSER OPEN BEE LICENSE 1.3
minibee-3view



Sommaire

I/ Introduction	2
A. Présentation du projet	2
B. Gestion du projet	2
C. Cahier des Charges Fonctionnelles	Erreur ! Signet non défini.
D. Problèmes initialement rencontrés	Erreur ! Signet non défini.
	5
II/ Etude structurelle	6
A. Modularité de l'aéronef	6
B. Transport	7
C. Dimensionnement des voilures	9
1. Caractéristiques géométriques de la voilure	9
2. Charges appliquées sur les voilures	10
3. Dimensionnement du revêtement	11
4. Modélisation 3D de la demie voilure avant	14
a) Modélisation 3D sous CATIA v5	14
b) Analyse structurale (avec et sans revêtement)	14
D. Fixation du module voilure	16
1. Esquisses	16
2. Modèle 3D d'une demie-voilure avec attaches voilure/fuselage et voilure/moteur	239
E. Module Moteur	20
F. Dimensionnement du fuselage	22
a) Introduction	22
b) Premier découpage du fuselage	22
c) Justification de la largeur du fuselage	23
d) Étude de chaque module	24
e) Justification des efforts	27
f) Détermination de la structure interne du fuselage	29
G. Train d'atterrissage	33
H. Recherche sur l'utilisation de l'impression 3d en aéronautique	34
I. Choix batterie	34
J. Choix avionique	35
K. Position du carburant	456
L. Liaison moteur externe	467
III/ Modèle 3D Éclaté	489

I. Introduction

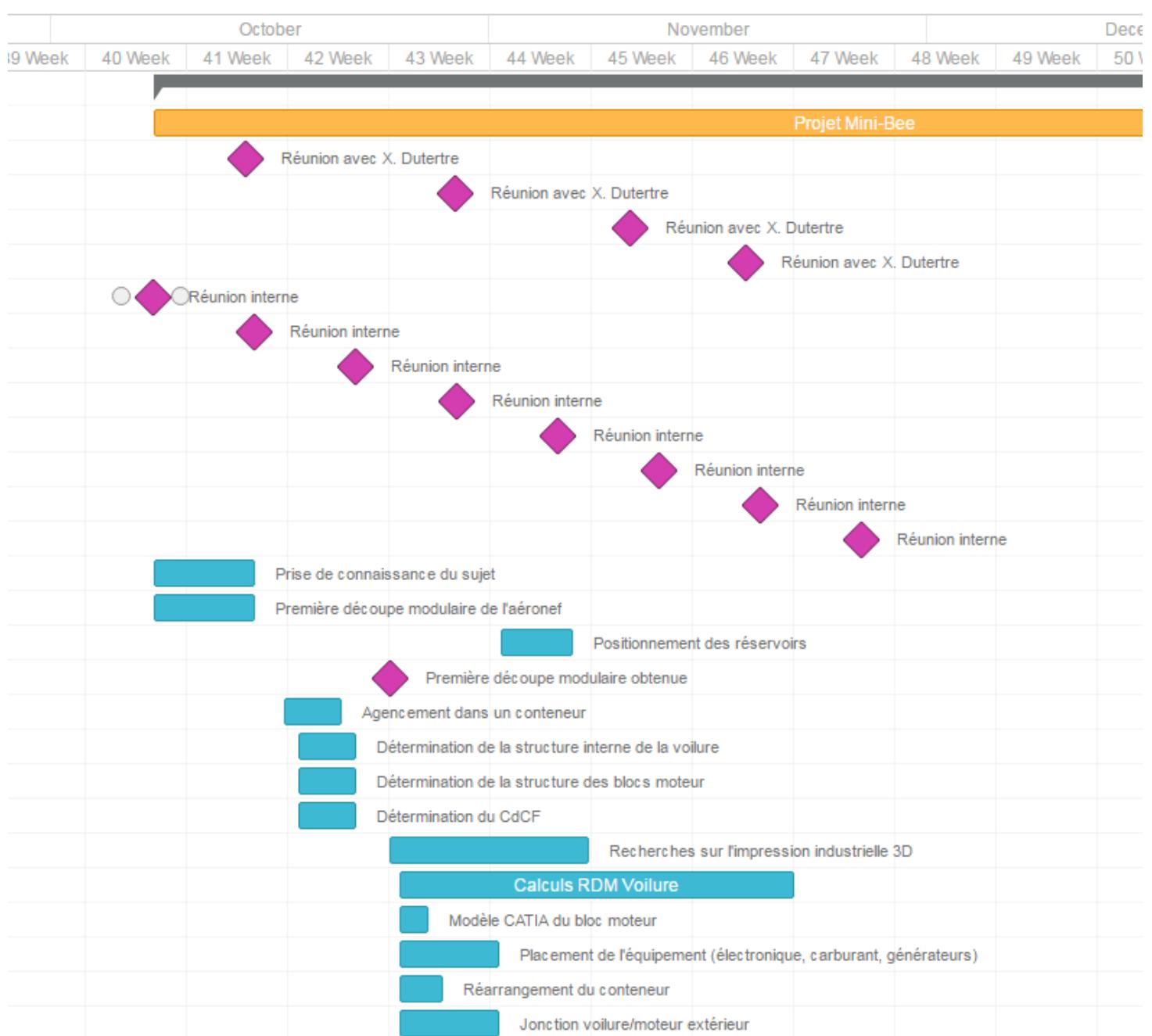
A. Présentation du projet

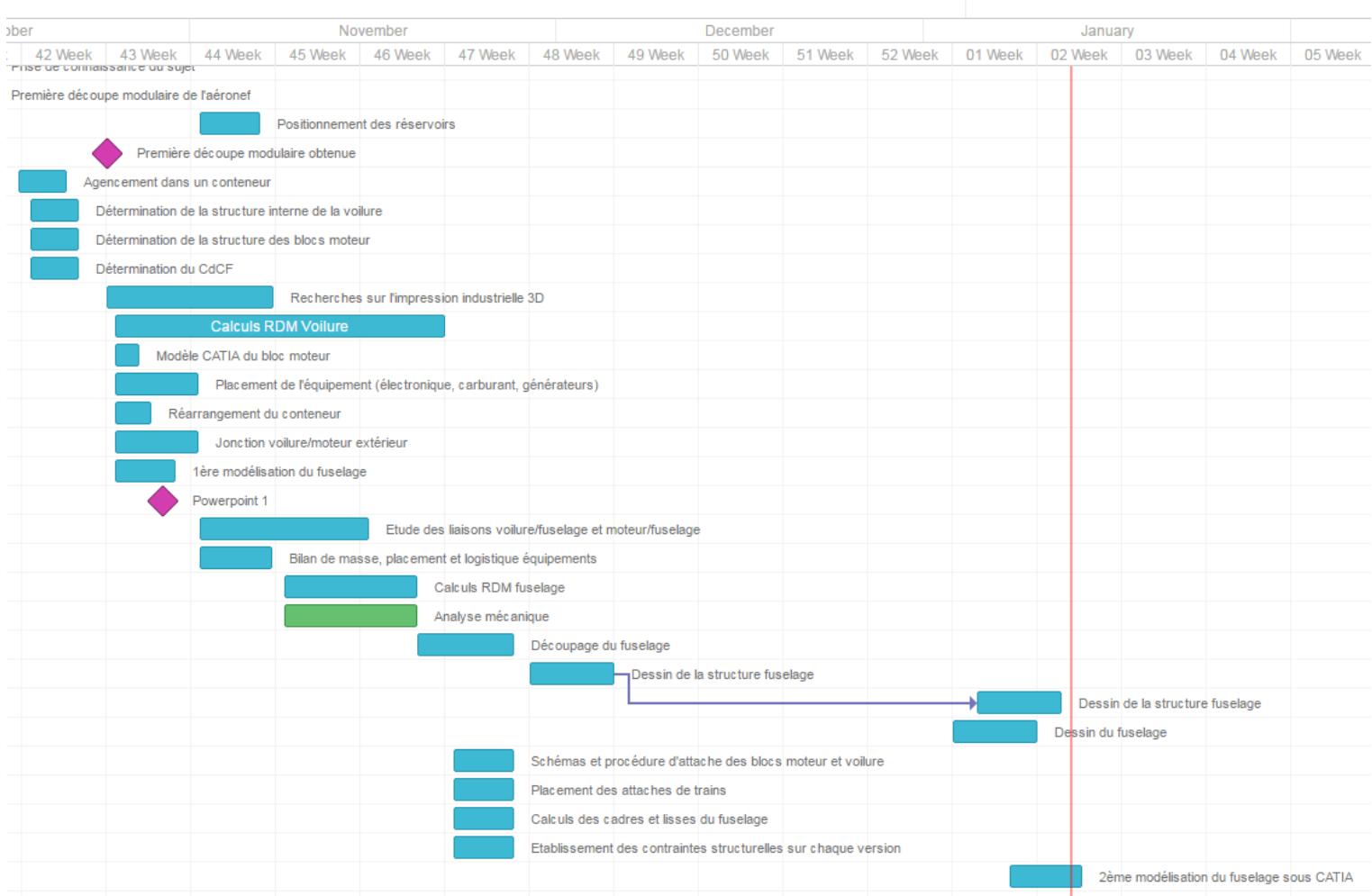
Le projet Mini-Bee a été lancé en 2015 par un travail collaboratif avec plusieurs écoles . L'objectif du projet est de réaliser un véhicule volant hybride à décollage vertical de 1-3 places offrant une grande manœuvrabilité et mobilité pour une clientèle allant du sport amateur au VIP en passant par des fonctionnalités médicales ou militaires . Le prix de l'aéronef atteignant 700 000€ pour la version luxueuse. Une des particularité intéressante de ce projet est la modularité de l'appareil. En effet, l'appareil sera divisé en plusieurs modules (moteurs, ailes, fuselage...) qui seront interchangeable les uns en fonction des autres; Ainsi, le client pourra choisir certains de ces équipements ou certaines finitions de l'appareil suivant son budget et son utilisation. Ceci est un réel défi technique notamment au niveau de la structure et de la transmission des efforts tout le long de l'appareil.

Dans un premier temps, une étude de marché et un premier cahier des charges ont été défini les années précédentes. Des études aérodynamiques des profils d'ailes ont ensuite été réalisées. Cette année, notre groupe ESTACA doit réfléchir à la modularité de l'aéronef, et réaliser sa structure interne (fuselage, voilure,moteur) en vue d'un premier dimensionnement et d'un premier devis de masse.



B. Gestion du projet (Diagramme de Gantt)





A. Cahier des Charges Fonctionnelles

Bilan de masse : Un premier bilan de masse a été réalisé par l'ESTACA en 2015/2016.

Chiffres obtenus avec CATIA : validité des positions des liaisons encastrement et des forces

Objectifs attendus :

- Prix : 700 000 €
- Vitesse maximale : 300 km/h
- Vitesse en croisière : 250 km/h
- Altitude maximale : 4000 m
- Altitude de croisière: 2500 m
- Masse maximale au décollage : 1200 kg (en ciblant au maximum de 1000 kg)
- Nombre de passagers : 1 à 3 places
- Distance franchissable : 600 km - 800 km
- Soute arrière : 2 sacs de golfs
- Atterrissage/Décollage vertical
- Possibilité d'atterrir horizontalement
- 2 x 4 moteurs : 4 "tiltable" pour voler horizontalement et 4 pour sustenter
- Tout électrique : le peu de carburant ne sert qu'à recharger la batterie
- Pas de surface de contrôle : Contrôle en direction grâce à un différentiel de poussée
- L'avion doit être démontable pour être transportable dans un conteneur de 20 pieds (2.35m x 6 m)

Caractéristiques géométriques :

- Longueur de l'avion : 5.8 m
- Largeur de la cabine : 1.5 m
- Envergure de la voilure avant (saumon à saumon): 5.74 m
- Envergure de la voilure arrière : 6 m
- Diamètre du carénage moteur : 85 cm
- Corde des voilures avant et arrière : 1.5 m
- Hauteur du fuselage : 1.2 m

B. Problèmes initialement rencontrés

Problème rencontrés/questions soulevées:

- Nécessité d'un parachute en cas de panne
- Nouveau choix de batterie à effectuer
- Nouveau choix de moteurs des moteurs à effectuer
- Dimension des APU et positionnement
- Renforcement du montant du pare brise
- Fiabilité douteuse des résultats des travaux précédemment effectués

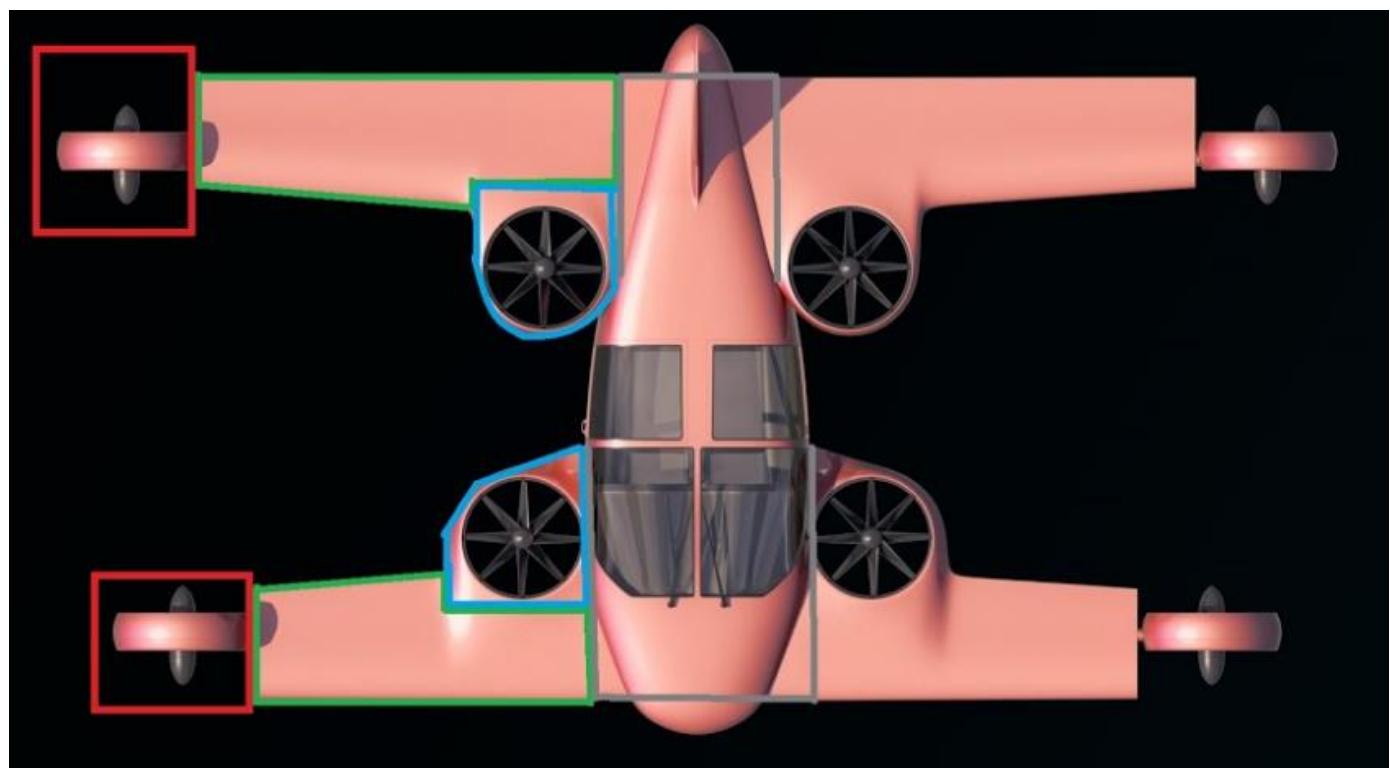
II. Etude structurelle

A. Modularité de l'aéronef

Le Mini-Bee est un produit pensé pour un client dont le besoin de déplacement concerne du transport aérien petit-courrier, comme du transport régulier de personnes, du transport de loisir ou bien du transport aérien d'urgence. Les différentes possibilités d'utilisation envisagées par notre équipe sont les suivantes :

- Transport privé de VIP. Dans ce cas, une situation envisagée est que le client puisse bénéficier de plusieurs zones géographiques d'utilisation. L'aéronef étant conçue pour un transport à courtes distances, il apparaît nécessaire de pouvoir le démonter et le remonter facilement par le client.
- Transport médical d'urgence
- Transport et/ou surveillance militaire

La modularité de l'appareil, c'est-à-dire sa découpe en plusieurs éléments interchangeables , facilitera la production et réduira son coût , facilitera la maintenance et le client pourra "customiser" son mini bee avec les modules de son choix.



Les différents modules sont: les moteurs externes (rouge), moteurs internes (bleu), les demi voilures (vert) et le fuselage (gris) qui lui même sera composé de 4 parties (détaillées par la suite).

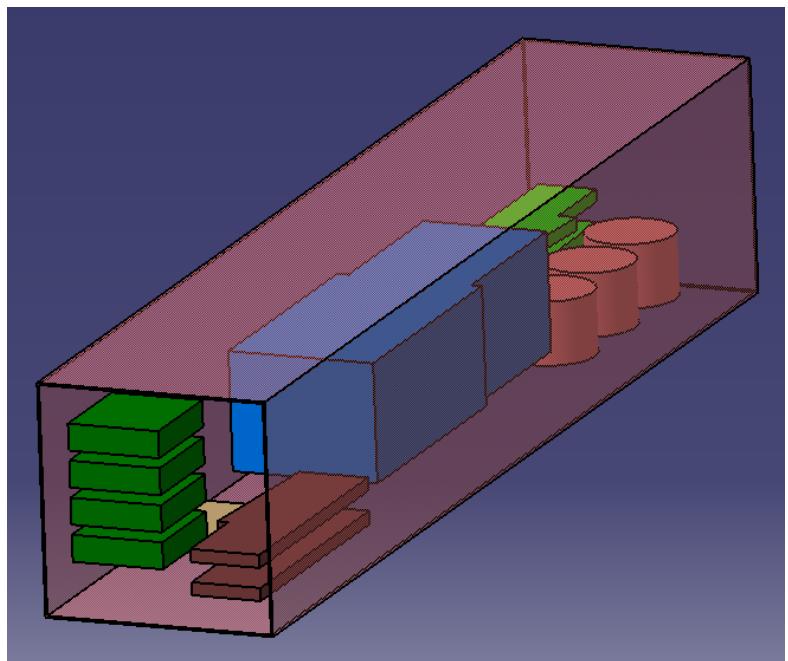
Cette architecture facilite l'interchangeabilité des modules si l'on souhaite par exemple remplacer un bloc moteur par un autre plus ou moins puissant, déposer une aile pour la maintenance, changer un module du fuselage par un autre d'aménagement différent ,etc...

L'aéronef doit pouvoir ainsi se monter et se démonter facilement. Les procédures d'assemblages doivent être simples pour que l'utilisateur ait complète autonomie sur le montage et démontage de son appareil.

B .Transport

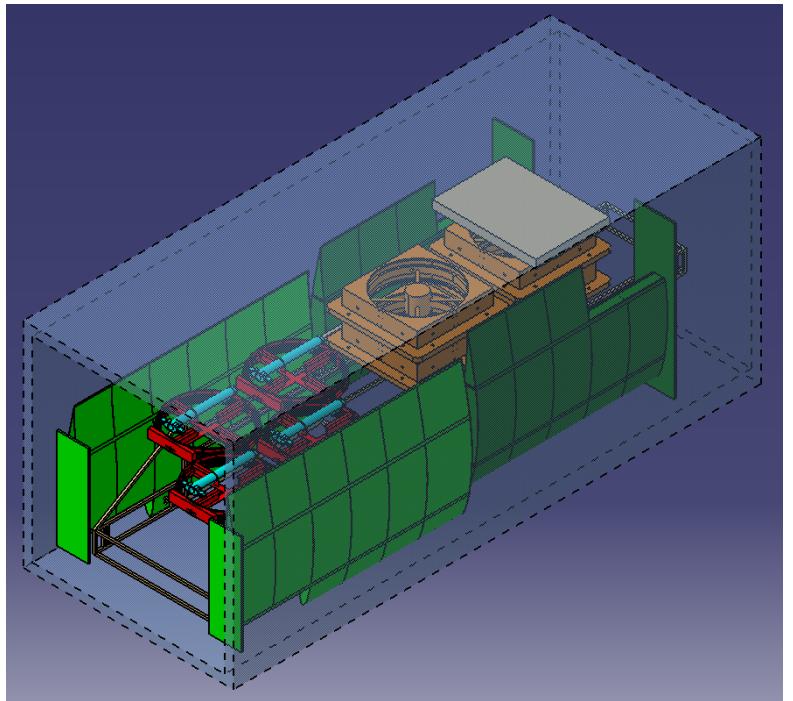
La livraison du Mini-Bee à son client se fera donc en démontant l'aéronef et en le plaçant dans un conteneur maritime standard.

Agencement des sous-systèmes du Mini-Bee dans un conteneur maritime de 40 pieds de long (fig. 1)

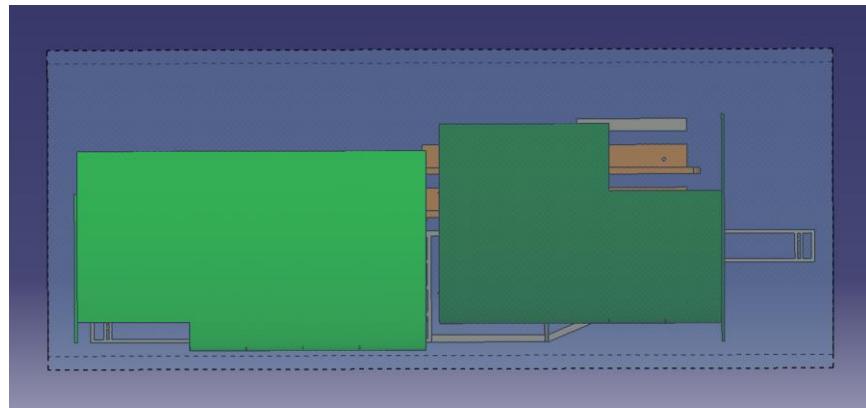


Pour plus de facilité de déplacement, nous choisisrons de livrer et déplacer l'aéronef dans un conteneur maritime au standard de 20 pieds de longueur. L'étude ayant avancé depuis l'édition de la fig. 1, la fig. 2 suivante représente l'agencement des sous-systèmes dans un conteneur de 20 pieds avec des modèles 3D de pièces se rapprochant plus de la réalité.

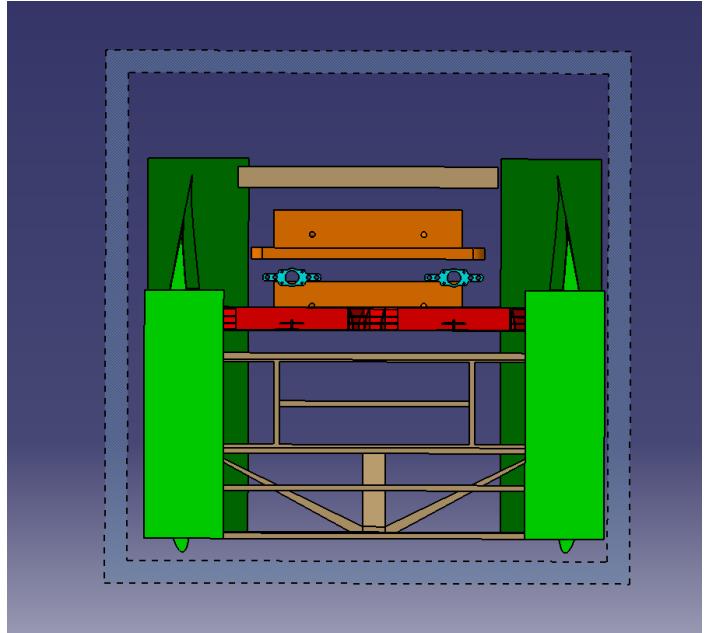
Agencement des sous-systèmes du Mini-Bee dans un conteneur maritime de 20 pieds de long en vue isométrique (fig. 2a)



Vue de côté (fig. 2b)



Vue de face (fig. 2c)



C.

Dimensionnement

des

voilures

1. Caractéristiques géométriques de la voilure

La voilure du minibee est composée de deux demi-voilures avant et deux demi-voilures arrières, dont les dimensions sont précisées ci dessous (en m et m²):

<u>Géométrie aile avant</u>	
Corde (m)	<u>1,5</u>
Envergure demie-voilure avant (m)	<u>2,12</u>
Sref voilure avant (m ²)	<u>3,86</u>
<u>Géométrie aile arrière</u>	
Corde (m)	<u>1,5</u>
envergure demie-voilure arrière (m)	<u>2,62</u>
Sref voilure arrière (m ²)	<u>4,8</u>
Sref total (m ²)	<u>8,66</u>
Epaisseur (hauteur du caisson voilure) (m)	<u>0,132</u>

Les ailes du minibee ont une structure composées de :

- Deux longerons en aluminium, le premier à 15% du Bord d'attaque et le deuxième à 35% du Bord de fuite.
- Des nervures en aluminium dont le nombre sera précisé par la suite est trouées au centre afin d'y faire passer l'alimentation moteur depuis les génératrices.
- Un revêtement en fibre de carbone dont l'épaisseur sera déterminée par la suite.

2. Charges appliquées sur les voilures

Compte tenu du fait que la portance du minibee est essentiellement assurée par les moteurs intérieurs en croisière et tous les moteurs en phase de décollage et atterrissage, on supposera la charge maximum subie par les ailes définie par :

$F = MTOW * n * 1,5$ avec : n le facteur de charge égal à 2,5 (coefficient de sécurité moyen pour un hélicoptère civil) et : 1,5 étant le coefficient de sécurité appliqué à ce facteur de charge.

On prendra une MTOW de 1200 kg soit $F=1200 \times 2.5 \times 1.5 = 4500$

Considérant 8 moteurs , on a une force exercée par moteur de $4500/8 = 562,5$ kg

Le profil NACA utilisé a une corde de 1,5 m pour une hauteur respectives des longerons de 132 cm (BA) et 130cm (BF)

Soit M_{fz} le moment à l'emplanture générée par la force de poussée F en saumon: $M_{fz} = F \times \text{env}$ avec l'envergure de demi voilure égale à 2,12 m pour la demi voilure avant (2.62 à l'arrière).

M _{fz} poussée aile avant(Nm)	11698,425
M _{fz} poussée aile arrière (Nm)	14457,4875

Par définition, la contrainte admissible en flexion est: $\sigma = (\text{M}_{fz} * I_0^2) / \text{I}_{\text{max}}$

Dans un premier temps on assimilera notre longeron à une poutre de section rectangulaire pleine:

$I_0 = b * h^{3/2}$ Avec : h la hauteur du longeron, b sa base (épaisseur),
 σ la contrainte admissible = $1.5 * \sigma_{\text{rup}} = 267$ MPa (contrainte rupture aluminium à 400 Mpa).

On en déduit b des différents longerons (en m).

Aile avant	épaisseur (m)	masse (kg)
longeron BA	0,008	5,7
longeron BF	0,008	6,0
Aile arrière		
BA	0,009	7,1
BF	0,010	7,4

3. Dimensionnement du revêtement

Le revêtement est constitué d'une peau d'épaisseur e et de raidisseurs dont le pas est "corde/nombre de raidisseur"
 $\text{P} = 3,64 \cdot (\text{largeur plaque}/\text{Nombre de raidisseur})^2$

On effectue plusieurs calculs en variant le pas des raidisseurs: l'objectif est d'avoir une masse minimale de la voilure tout en gardant des dimensions réalisable industriellement (par exemple: une épaisseur de moins d'1mm d'aluminium n'est pas réalisable pour ce type d'architecture)

b largeur plaque	épaisseur revêtement en flambage	pas raidisseur	épaisseur raidisseur	hauteur raidisseur	surface	inertie raidisseur	pas nervure
0,15	0,00485	0,1500	0,00485	0,05	0,00100	0,00000041922	1,042
0,1	0,00324	0,1000	0,00324	0,03	0,00044	0,00000008281	0,694
0,075	0,00243	0,0750	0,00243	0,03	0,00025	0,00000002620	0,521
0,0625	0,00202	0,0625	0,00202	0,02	0,00017	0,00000001264	0,434
0,06	0,00194	0,0600	0,00194	0,02	0,00016	0,00000001073	0,417
0,05	0,00162	0,0500	0,00162	0,02	0,00011	0,00000000518	0,347

Nombre de raidisseur	épaisseur revêtement	masse rvt	Nombre de nervure		masse nervure	masse raid	Masse voilure
10	0,0050	57,24	2		3,663	9,258791062	81,844
15	0,0033	38,16	3	épaisseur nervure	5,495	6,172527375	61,509
20	0,0025	28,62	4	0,004	7,327	4,629395531	52,258
24	0,0021	23,85	5		8,792	3,857829609	48,182
25	0,0020	22,896	5		9,159	3,703516425	47,440
30	0,0017	19,08	6		10,990	3,086263687	44,838

Les calculs pour la tenue du revêtement en flambage ont été réalisé à partir de l'aluminium. Cependant, compte tenu du fait que la fibre de carbone possède un module d'young et une contrainte à la rupture largement supérieur à celle de l'aluminium, on utilisera la fibre de carbone pour le revêtement dans les calculs de masses (densité de 1.8).

Après comparaison des différentes lignes de ce dernier tableau, la configuration optimale en terme de masse serait 30 raidisseurs, 6 nervures pour une masse d'une demi voilure avant de 45kg (masse demi voilure=masse longeron+masse nervure+masse raidisseur+masse revêtement).

On reprend le même raisonnement pour les demi-voilures arrières (rappel: leur envergure est de 2,64 chacune)
Pour la configuration optimale (30 raidisseurs), on obtient:

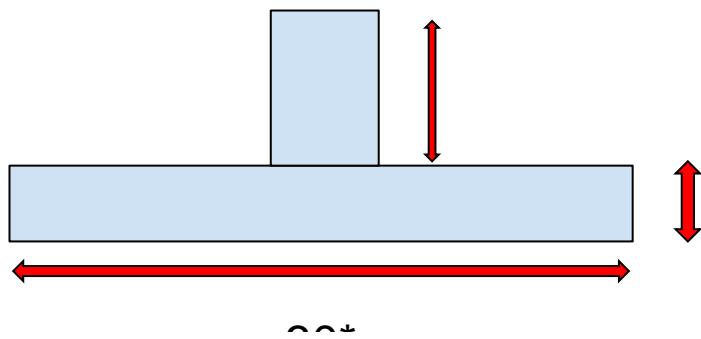
Nombre de nervures	Masse nervures (kg)	Masse revêtement (kg)	Masse raidisseur (kg)	Masse totale demi voilure arrière (kg)
7	12,6	23,76	3,843271762	54,6

Ainsi la masse de la voilure entière du mini bee serait de: $2 \times 45 + 2 \times 55 = 200$ kg

$$\sigma_{FG_{\text{mâts}}} = \frac{\pi^2 E I_{\text{raid}_\text{mâts}}}{p_{\text{nervure}}^2 S_{\text{raid}_\text{mâts}}}$$

➤ Dimensionnement en Flambage général

E le module d'young de l'aluminium(70 Gpa) et p le pas nervure, S surface raidisseur et I l'inertie du raidisseur (dessin d'un raidisseur ci dessous)



e l'épaisseur du rvt

⇒ on en déduit p (l'inconnue)

Avec le pas des nervures on trouve le nombre de nervures associées (à partir de l'envergure de la demi voilure)

➤ Dimensionnement en flambage local

$\sigma = 3.64 p * (\text{Nombre de nervures} / \text{Nombre de raidisseurs})^2$ avec le pas des raidisseur=corde/nombre de raidisseur

$$\text{épaisseur rvt} = \text{pas raidisseur} * \sqrt{\frac{\sigma}{3.64 * E}}$$

$$\text{épaisseur rvt} = 30 * \sqrt{\frac{2.67 * 10^8}{3.64 * 70 * 10^9}}$$

d'où

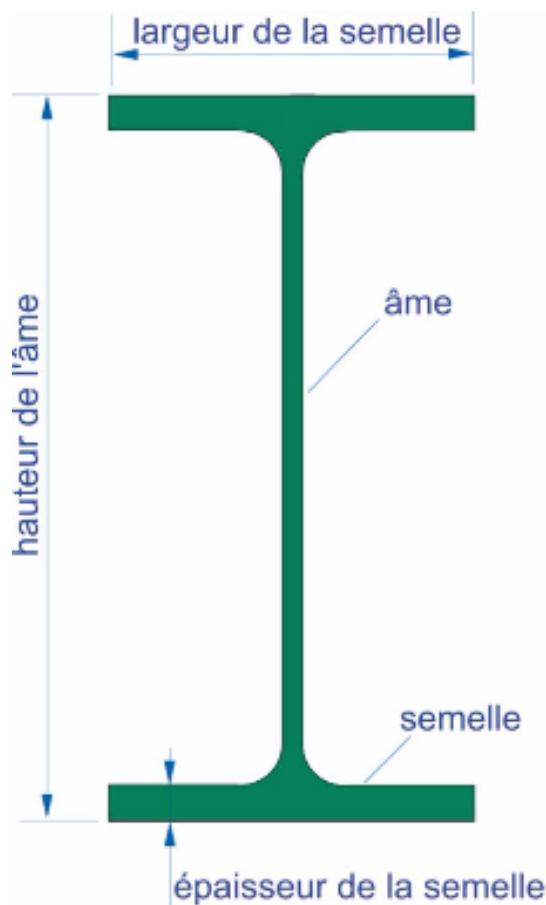
Soit dans notre cas:

on obtient environ **1,7** mm d'épaisseur revêtement (pour un revêtement en aluminium)
L. Rousset, A. Leclercq, M. Sacks, T. Siruguet, L. Poiret - ESTACA - 4ème année

Une fois les calculs effectués avec des poutres rectangulaire pleine, l'objectif est de gagner en masse tout en conservant notre résistance à la flexion. Pour cela, une deuxième itération de calculs sera effectuée avec un modèle de poutre en I.

Optimisation avec une poutre en I (on essaye de modifier le profil du longeron afin de réduire la masse tout en gardant une inertie suffisante (calculée pour l'aile arrière, BF))

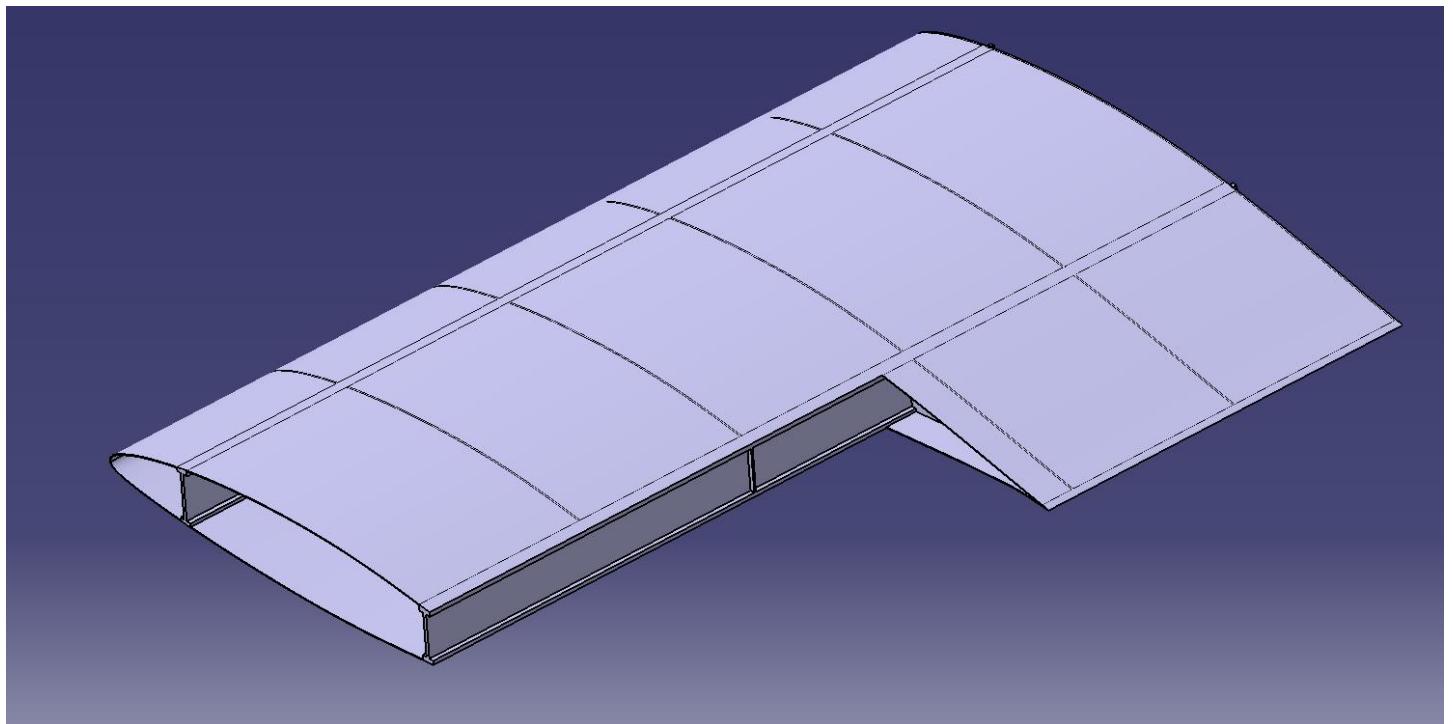
Largeur semelle	0,016
Hauteur ame	0,13
Epaisseur semelle	0,005
Epaisseur ame	0,008
Inertie trouvée pour la poutre en I	1,78E-06
Inertie rectangle de référence	1,79E-06
Contrainte trouvée	2,64E+08
Contrainte de ref (rectangle)	2,63E+08
Masse obtenue pour une forme en I (masse de ref pour longeron rect plein)	7,92 8,99
gain de masse	1,06
soit sur l'ensemble de la voilure	9



4. Modélisation 3D de la demie voilure avant

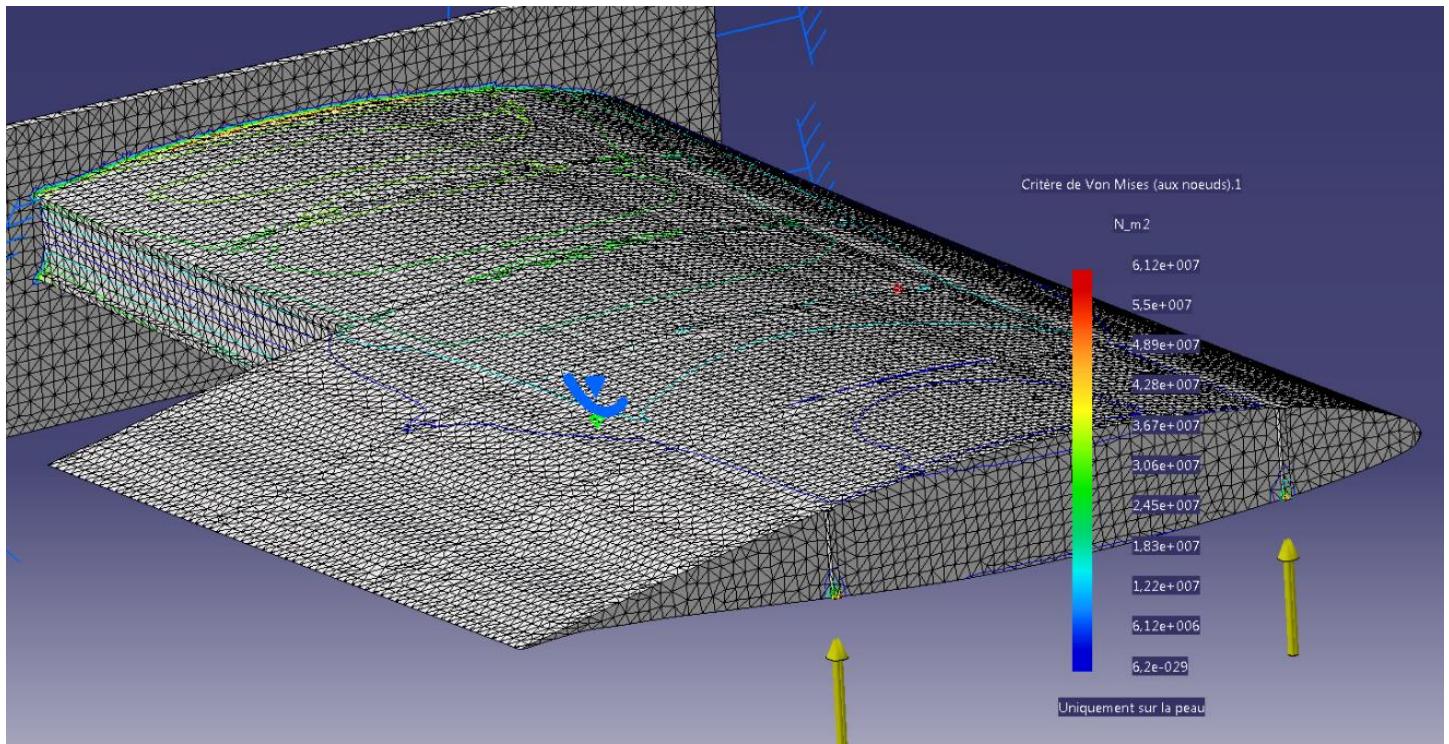
a) Modélisation 3D sous CATIA v5

(la première nervure étant coupée)

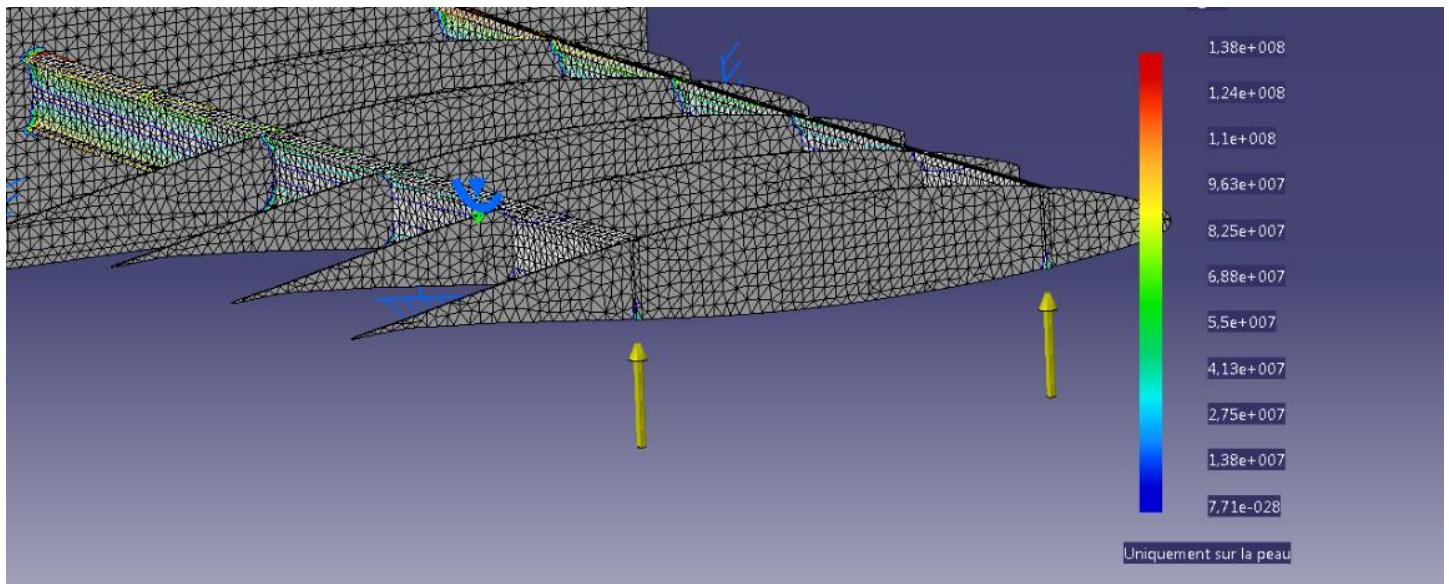


Modélisation sous CATIA d'une aile

b) Analyse structurale (avec et sans revêtement)

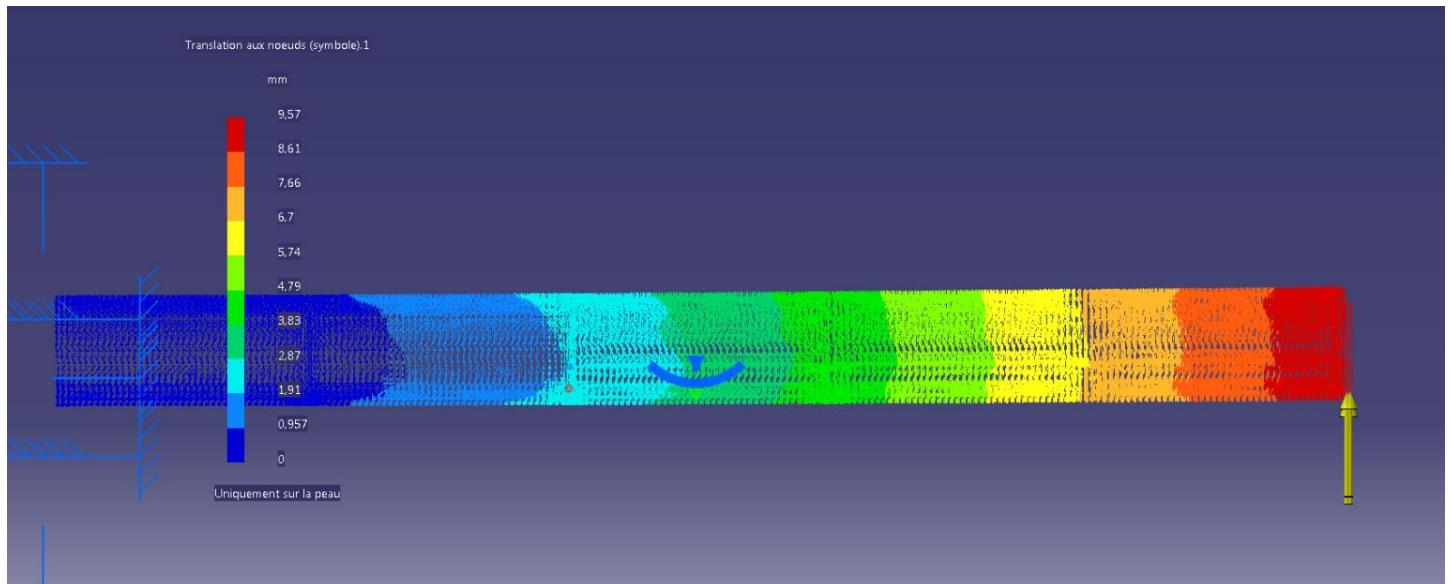


La contrainte maximale ici est de 61 MPa bien en dessous des 267 MPa pour une poussée moteur au saumon de 560kg



De même sans revêtement, on a une contrainte appliquée de 138 MPa en dessous des 267 MPa admissible de l'aluminium. On peut donc valider les dimensions calculées à la main.

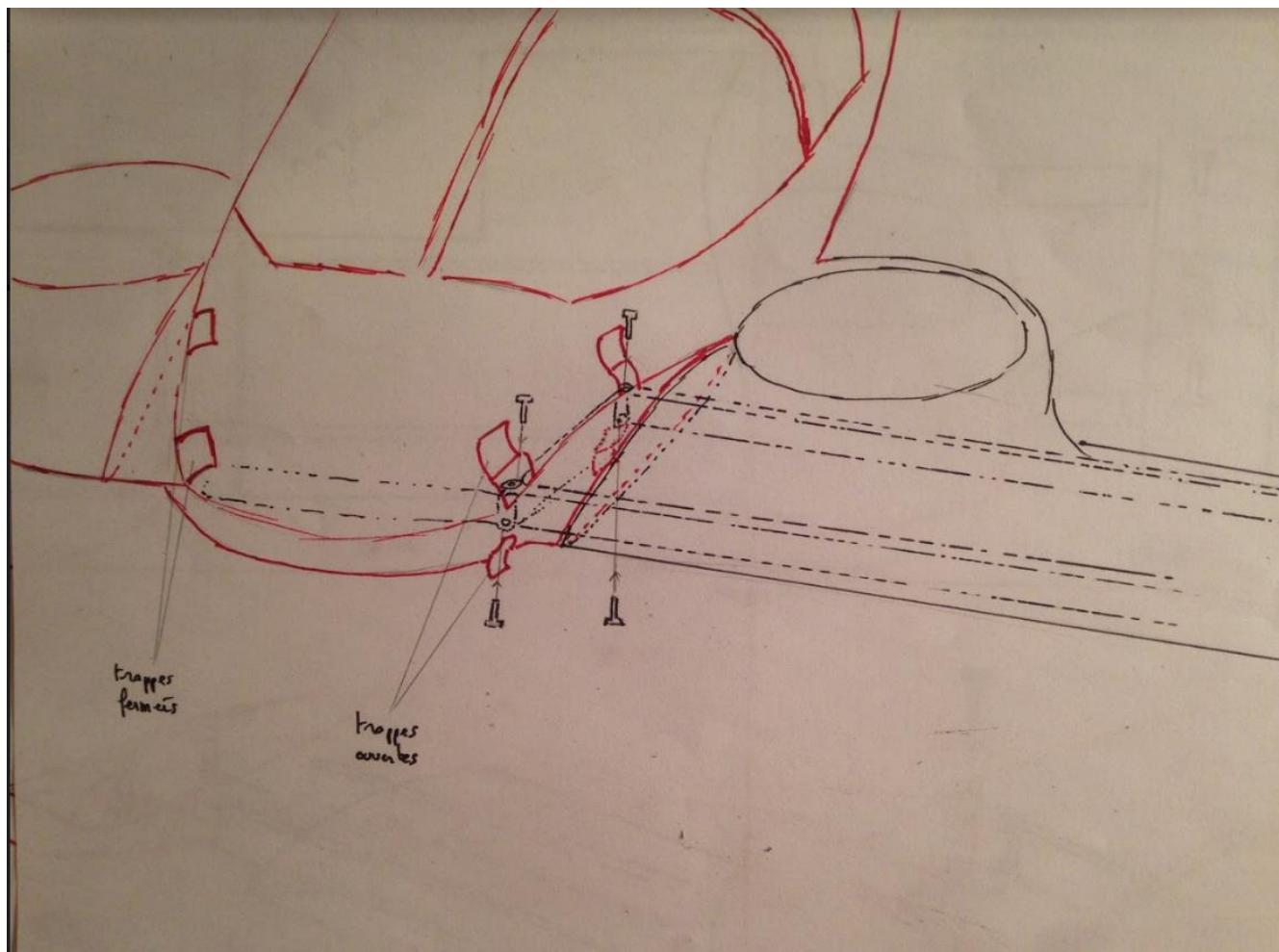
Déformée structurale:



Un débattement de 1 cm est obtenue pour une poussée de 560 kg au saumon.

D. Fixation du module voilure

1. Esquisses



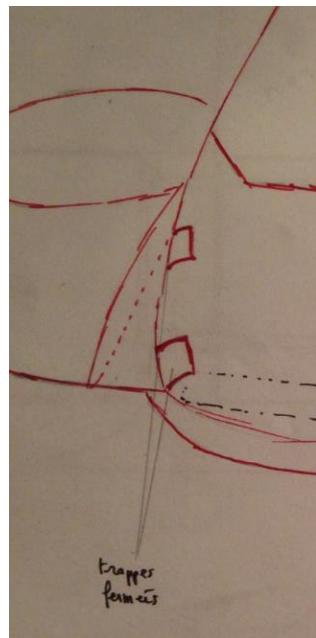
Attache voilure procédure:

⇒ Ouverture des trappes extrados et intrados situées dans le nez du fuselage

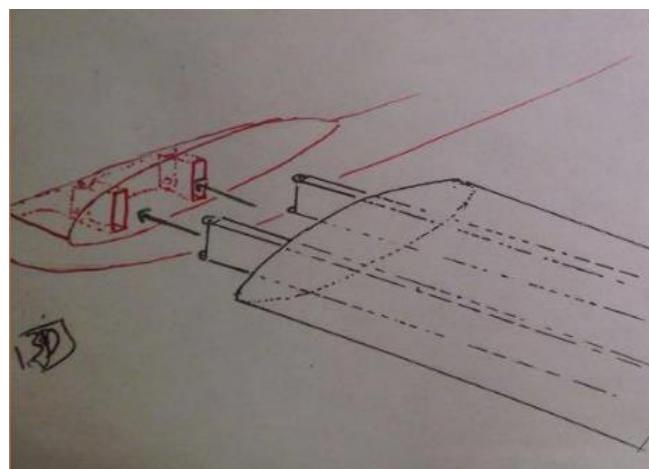
Note importante:

On remarque sur ce schéma que l'extrémité des longerons d'aile rentre complètement dans les moignons d'aile du nez. Cela permet de faire facilement une liaison continue entre les moignons et les ailes sans avoir recours à des panneaux supplémentaires appelés "karman" qui serviront à remplir le vide au dessus des ferrures (notamment dans le cas où la liaison se fait par chappe verticale type "rafale")

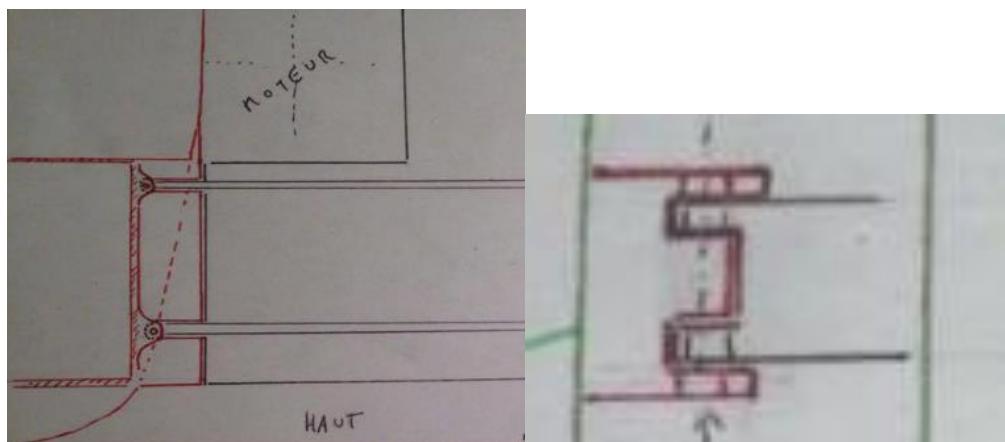
De plus, l'insertion de manière verticale des fixations sera plus accessible par les trappes.



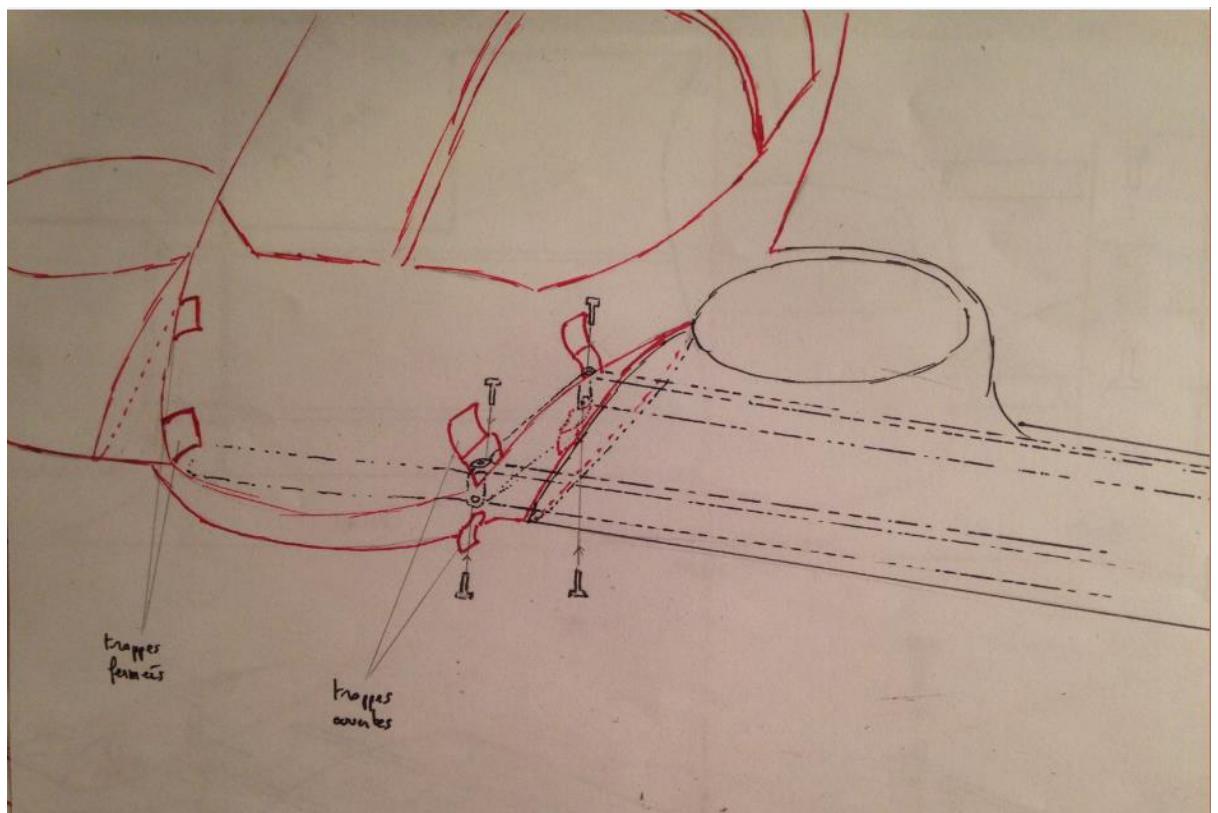
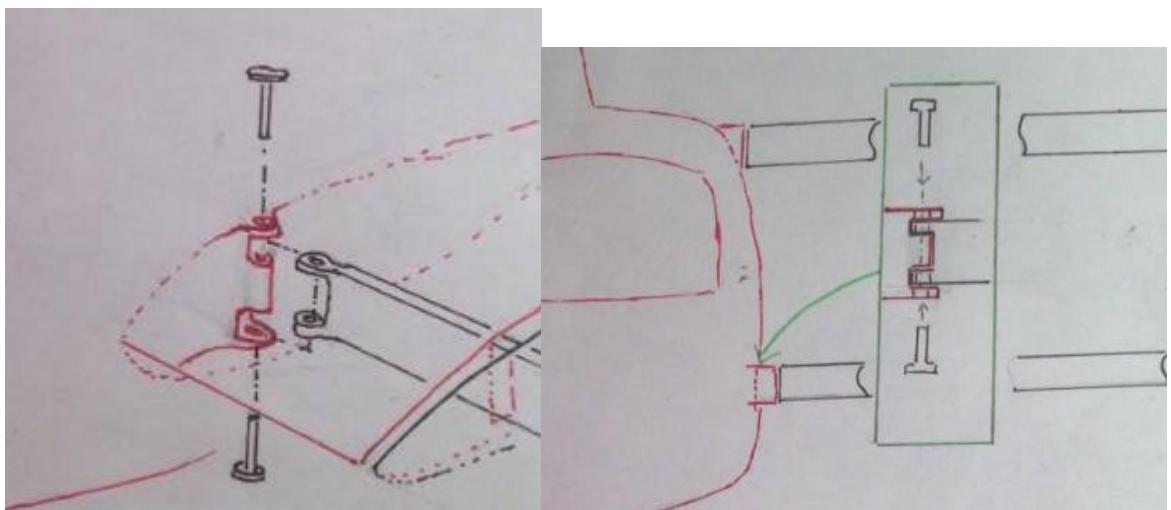
⇒ Insérer la voilure dans le fuselage aux emplacements prévus pour les deux longerons...



... jusqu'à ce que les perçages des chappes longerons voilure soient coïncidentes avec celles du fuselage.

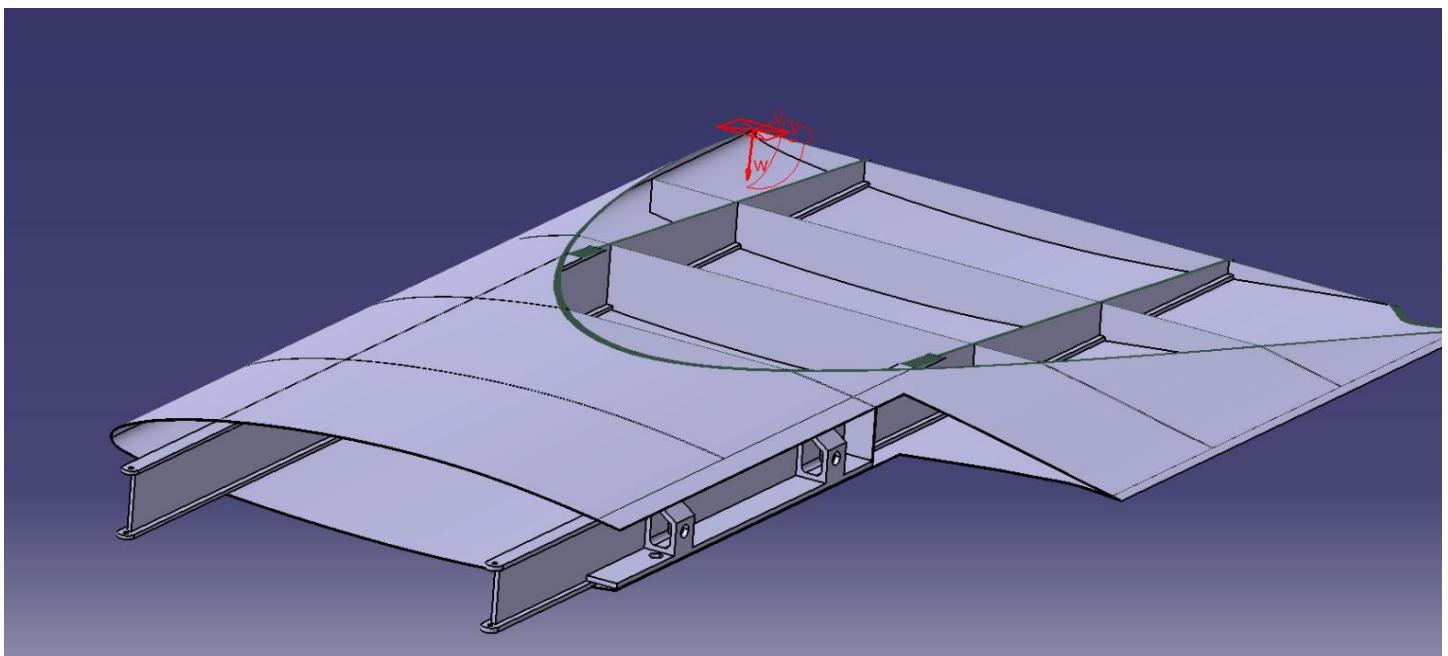


⇒ A travers les trappes, faire passer les vis et visser les longerons au fuselage.

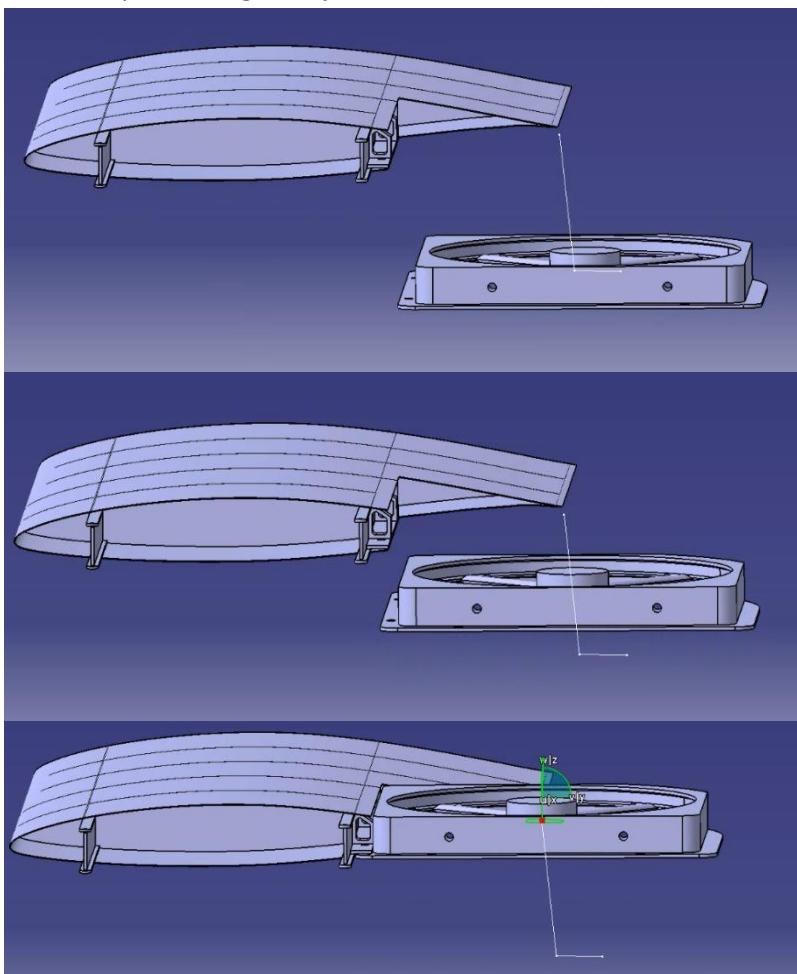


⇒Refermer les trappes

2. Modèle 3D d'une demie-voilure avec attaches voilure/fuselage et voilure/moteur

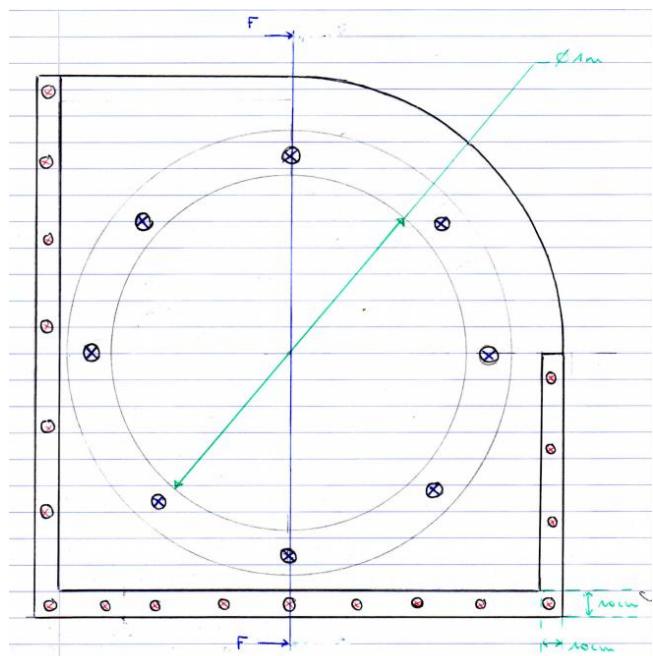


- Mode d'insertion du moteur avant central sur l'aile avant (Attache ponctuelle unique additionnée à un éclissage à plat le long de la jonction avec la voilure).

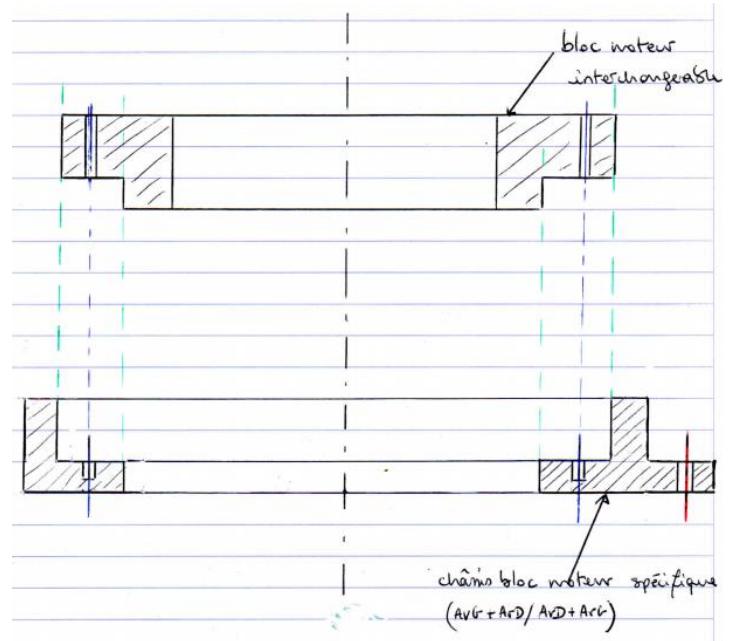


Le bloc moteur sera glissé de bas en haut sur la voilure. Le détail des fixations est expliqué dans la partie Bloc moteur.
L. Rousset, A. Leclercq, M. Sacks, T. Siruguet, L. Poiret – ESTACA – 4ème année

E. Module Moteur



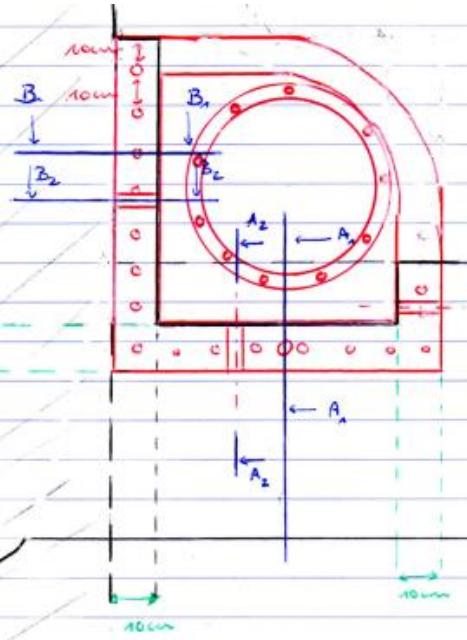
Vue de dessus (fig. 1)



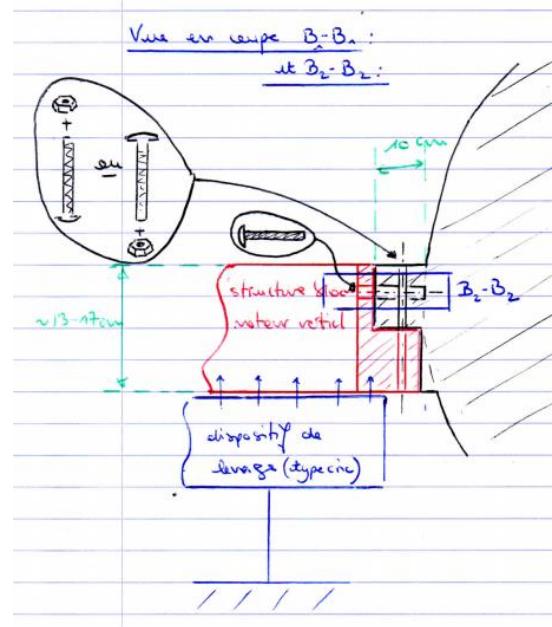
Vue en coupe F-F (fig. 2)

Dans l'optique de la modularité de l'aéronef, on propose comme solution technique de décomposer un bloc moteur en un châssis (voir Vue de dessus fig. xxx) - qui viendra se fixer entre la demie-voilure et le fuselage - et un bloc moteur axisymétrique interchangeable (voir Vue en coupe fig. xxx) qui viendra s'assembler par fixation vis-écrou avec le châssis précédent.

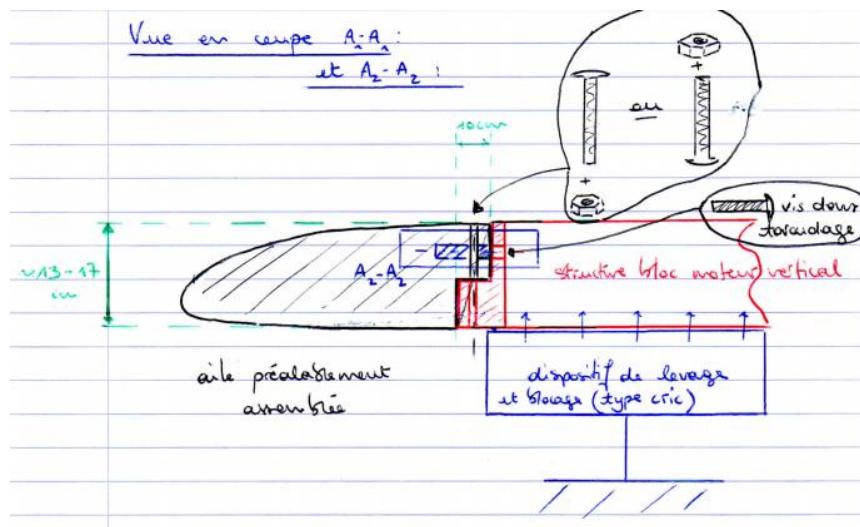
L'intérêt d'un tel bloc interchangeable s'inscrit bien dans l'objectif de la modularité de l'appareil. Il permettra un usinage simplifié - le même bloc axisymétrique étant utilisé pour chacun des quatre voire huit moteurs du Mini-Bee on pourra produire en grande quantité le même élément - ainsi qu'une maintenance ou un remplacement facilité dans le cas où un bloc moteur serait défectueux. Le châssis accueillant le bloc axisymétrique est quant à lui identique entre avant gauche et arrière droit ainsi que avant droit et arrière gauche. On divise ainsi par deux le nombre de châssis différents et par quatre le nombre de bloc moteurs interchangeables et de ce fait on facilite la production, la certification et la maintenance des blocs propulsifs.



Vue de dessus de l'assemblage du bloc



Vue en coupe B₂-B₂ de l'assemblage du bloc



Dans un premier temps, vis-à-vis du bloc moteur fixé à la demie-voilure avant gauche et le flanc avant-gauche du fuselage nous prendrons 10 cm de pas entre chaque trou de fixation ainsi que 10 cm de largeur d'épaulement pour la surface de fixations.

Proposition de procédure d'assemblage :

1. Lever le châssis jusqu'au contact avec la structure de la demie-voilure assemblée au préalable.
On pourra utiliser un dispositif de levage semblable à un cric.
2. Fixer le module à l'aide des vis verticales puis horizontales. On respectera cet ordre afin d'éviter le cisaillement des vis horizontales dans le cas d'une éventuelle défaillance du dispositif de levage.
3. Relâcher le dispositif de levage.
4. Assembler le bloc axisymétrique interchangeable sur son châssis.
5. Fixer les vis verticales entre le bloc et son châssis puis les vis horizontales.

- Assembler le moteur sur le bloc interchangeable puis les hélices associées à son rotor - dans le cas où celles-ci auraient été désassemblées dans un soucis de fragilité de ces dernières.

F. Dimensionnement du fuselage

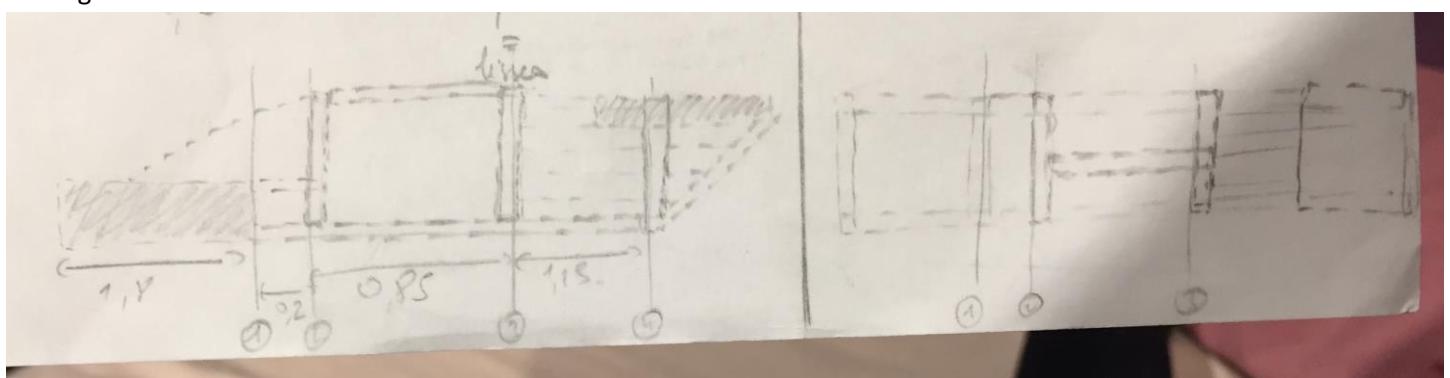
1. Introduction

Le fuselage est la partie centrale de l'aéronef. Composée de cadres et de lisses, cette partie occupe un rôle primordial. En effet, elle viendra assembler les différentes parties (ailes, moteurs, modules du fuselage) pour former un seul et même bloc, le Mini-Bee.

Du fait de notre contrainte de transport dans un conteneur de 20 pieds (6m), notre longueur totale de l'engin ne pourra excéder 5,8 m en prenant une marge de 20 cm aux extrémités. Par ailleurs, nous tenons à ce que cet aéronef soit le plus modulable possible. Nous choisissons donc d'étudier la possibilité d'une modularité du fuselage. Ainsi, le client pourra faire son choix à la carte et changer un module à sa guise en fonction de son besoin.

2. Premier découpage du fuselage

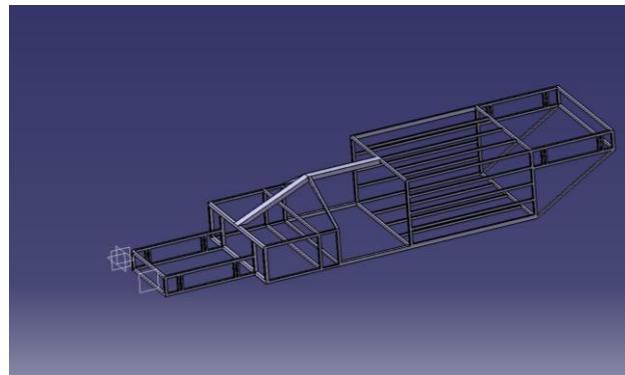
Dans un premier temps, nous réfléchissons à une première découpe avec 5 modules. Ces modules viendront se fixer les uns avec les autres avec des cadres de jonctions. Ils reprendront l'ensemble des efforts qui transitent le long du fuselage.



Notre première version est composée de 5 modules qui se décomposent comme suit:

- Module 1 :** Composé du nez qui recevra l'ensemble de l'avionique nécessaire à la navigabilité. Par ailleurs ils reprendra les efforts de portance de l'aile avant.
- Module 2 :** Module de transition entre la partie 1 et la partie 3. Ce module devra reprendre les efforts provenant du module 1. C'est sur ce module que viendra se fixer le moteur. Ainsi, ce module reprend les efforts venant du module 1 ainsi que les efforts provenant du moteur.
- Module 3 :** Ce module sera la partie correspondant à la cabine de l'engin avec une importante surface vitrée. L'ensemble des efforts devront transiter par l'intermédiaire de 3 renvois principaux (2 au niveau du sol et 1 au niveau du plafond).
- Module 4 :** Ce module aura une architecture "standard" d'un fuselage d'avion avec cadres et lisses tout le long. Ce module viendra recevoir la charge utile qui variera suivant les versions ainsi que les 4 APU nécessaires au fonctionnement de l'appareil. En effet, ces APU fourniront l'énergie nécessaire au fonctionnement des moteurs.

- **Module 5** : Ce module est la queue de l'appareil mais aussi le module de support des ailes et moteurs arrière.



Nous décidons de réaliser un premier fuselage prenant en compte les découpes en module. Ce n'est qu'une version représentative de l'encombrement pour réfléchir plus précisément au rangement dans le conteneur de 20 pieds.

3. Justification de la largeur du fuselage

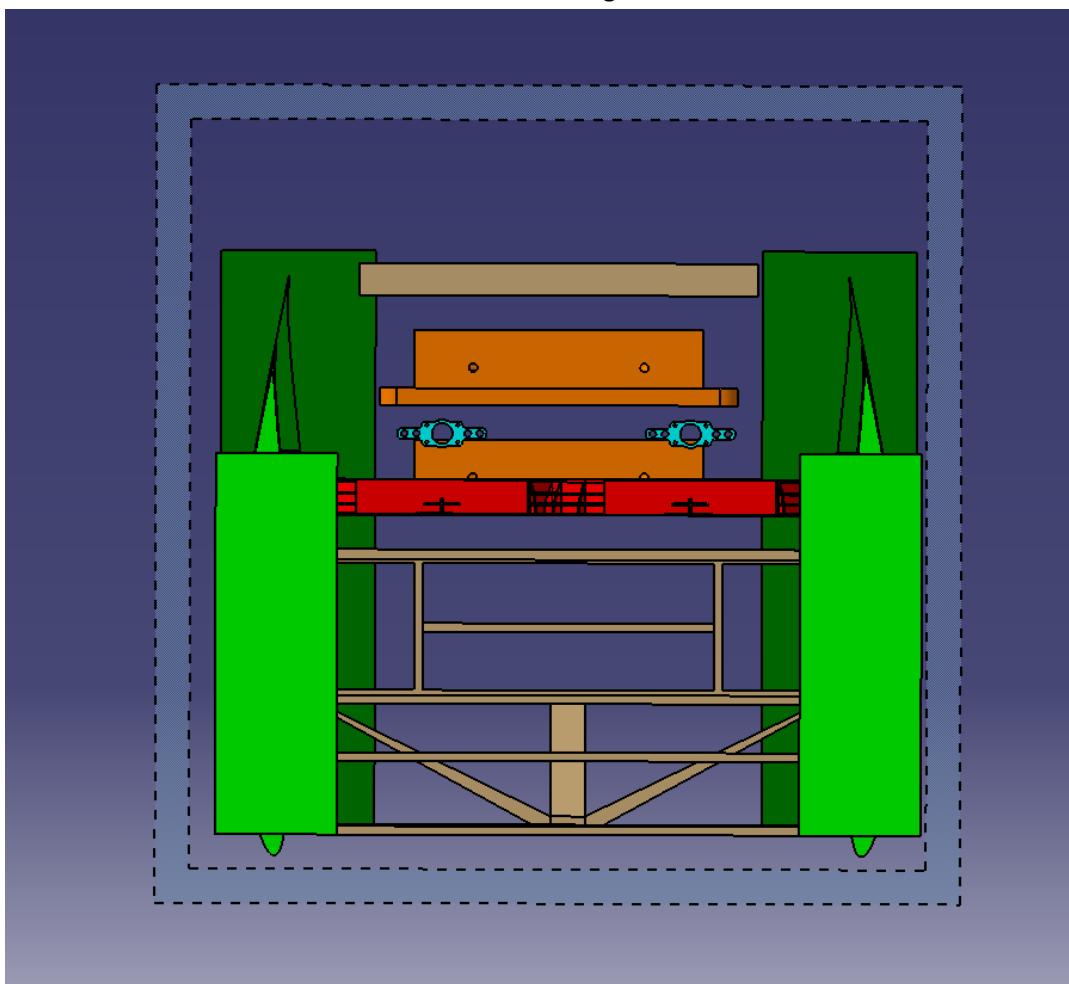
La longueur du fuselage a été défini à 5,8 m par la nécessité de faire rentrer l'engin dans un conteneur de 6m de long. Après étude du rangement dans un conteneur faite avec un fuselage de 1.8m (voir photo ci-dessous), faire un fuselage de 2m deviendrait compliqué.

Par ailleurs, 2m de large correspond à la largeur du Rolls Royce, alors que 1.5m correspond à un petite voiture (type 206). Le luxe d'une Rolls avec des sièges mentionnés, d'épaisse garniture n'est pas indispensable. L'objectif du Mini-bee est avant tout de transporter un client rapidement en s'affranchissant de la circulation routière.

Si le client souhaite autant de confort, alors il prendra la voiture pour se rendre au lieu souhaité.

Enfin 1.5m est suffisant d'un point de vue habitacle (2 sièges: $2 \times 0.5\text{m}$; 2 garnitures: $2 \times 0.1\text{m}$; 1 console centrale: 0.3m).

Conteneur avec fuselage de 1.8m:

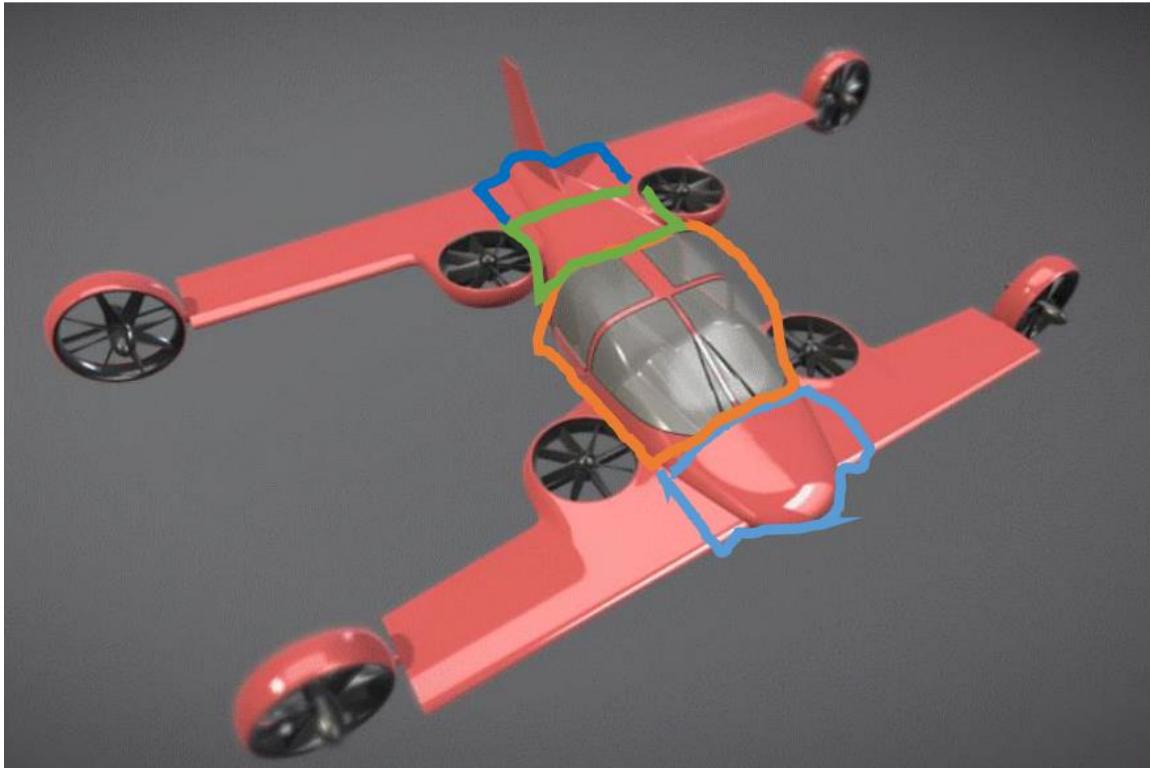


Cette largeur de fuselage sera suffisante pour la version ambulance (voir schéma) et la version voltige gardera cette largeur. Ceci lui permettra d'augmenter sa rigidité et stabilité.

4. Étude de chaque module

Après une contre-étude, nous décidons que notre Mini-Bee se découpera en 4 modules. Nous passons de 5 à 4 modules pour limiter au maximum les cassure de transition d'effort tout en gardant un fort pouvoir de modularité. Chaque module aura un rôle précis à jouer et pourra évoluer au cours de la vie de l'aéronef au besoin du client.

N'étant qu'au commencement de l'étude de la structure, nous décidons de prendre une point de repère à partir duquel seront positionnés l'ensemble des éléments (en x et y). Ce point de repère sera longeron avant de l'aile avant. Ce point ne changera pas quelque soit le NACA. Si le NACA change, alors la position du bord d'attaque de l'aile changera mais pas la position du premier longeron. Par ailleurs, dans un objectif de clarté et pour le premiers dimensionnements, nous nous efforçons de prendre des dimensions arrondies à la dizaine de centimètres près. Ceci sera plus simple pour la modélisation 3D mais aussi pour pouvoir changer facilement et rapidement la position de certains modules.



Vue 3D de la découpe modulaire du fuselage

Il a été décidé que le fuselage serait découpé en quatre parties pour les raisons suivantes:

- un habitacle différent selon l'emport nécessaire.
- un nez pouvant comporter ou non un radar.
- la différence de charge utile à embarquer dans la queue.

- Module 1: Nez

Attache aile avant

Éventuellement un radar

Batterie.

Ce nez étant très petit, peut d'équipements peuvent trouver leur place en son sein.

- Module 2: Habitacle

Tableau de bord

Module avionique

Siège (2 ou 3)

attache moteur

- Module 3: Servitude

4 APU

Batteries

Réservoir de carburant suivant les versions

attache moteur

- Module 4: Queue

Attache ailes arrières

Batterie

Coffre/logement bracard suivant les versions

trains de queue arrière (rétractable ou pas suivant les versions)

Les moteurs centraux viendront s'accrocher sur le nez et l'habitacle. Ils seront eux aussi modulables et seront fixés par deux fixations sur les ailes et par un éclissage continu et une fixation sur le fuselage.

Nous commençons par dresser un tableau des différentes versions du Mini-bee envisagées avec les caractéristiques de chacunes:

Tableau des différentes versions envisagées

	VIP (2,3 PAX)	Ambulance	Voltige	High range	Utilitaire	Militaire
description	Véhicule pour clientèle aisée de 2 ou 3 PAX	Version destinée à pouvoir transporter un brancard	Engin léger avec 1 PAX dans le but de pouvoir réaliser des figures	Engin où la masse a été réduite au maximum et la quantité de carburant augmentée	Cette version sera composé d'un large coffre permettant de transporter des objets encombrant	Version à définir
Caractéristiques	- Habitacle spacieux -Avionique de base -Coffre réduit (2 sacs de golfs) -Carburant de 300L	-Arrière de l'engin assez grand pour accueillir le brancard (2m*0.5m) -Stockage important pour appareils médicaux -Avionique de base	-L'engin doit être sommaire en terme de design/garniture -La quantité de carburant doit être diminué (en voltige on ne parcourt pas de grandes distances) -Avionique de base	-le module 4 sera modifié pour accueillir une quantité supplémentaire de carburant et assurer une plus grande autonomie tout en gardant un volume raisonnable de coffre.	-Le module 4 sera modifié pour accueillir un plus grand volume de chargement.	
Objectifs de conception	Module 2 interchangeable suivant le nombre de PAX et qualité de l'habitacle (design, matériaux...)	-Module 4 à allonger -2 PAX et un brancard	-1 seul PAX -Avion léger donc pas de garniture et	-2 ou 3 PAX	-2 PAX -Rester dans les 5,8m de long pour le transport en conteneur.	

Ce tableau montre que cette découpe permet de répondre à une large gamme de versions.

La version ambulance sera certainement plus grande que 5,8m et ne rentrera donc pas dans un conteneur de 6m de long. Cela dit, les versions ambulances seront livrées pour des villes spécifiques et ne seront pas souvent déplacé en conteneur. Cette contrainte de 5.8m de long ne s'applique donc pas pour la version de 5.8m.

Une version “à la carte” désirée par le client semble compliqué à mettre en place. En effet, les versions citées ci-dessus respectent un objectif de masse de 1,2 tonne et de centrage. Par ailleurs, une validation devra être effectué pour chaque configuration ce qui entraînera des coûts supplémentaires élevés.

Notre étude se consacre uniquement sur le modèle VIP pour le moment.

Autres contraintes structurelles:

- Cloisons par feu:

Pour la version ambulances, des cloisons par-feu seront construites autour des APU pour isoler le malades des risques d'incendie. Sur toutes les autres versions, une cloison par feu sera introduite à l'arrière des sièges.

- Portes:

Les portes ne pourront pas descendre jusqu'au niveau du plancher. En effet, des éléments de structures seront placés entre le bas de la porte et le plancher.

Nous optons pour des portes papillons. Cela libère de la place entre les moteurs intérieurs afin de pouvoir descendre du véhicule, la porte s'ouvrant vers le haut et ne gênant pas la descente. Ceci est également un signe de qualité et de produit de luxe (ex: Mercedes SL) ce qui plaira à la clientèle haut de gamme.

5. Justification des efforts

Afin d'établir les premières dimensions des modules du fuselages nécessaires à la reprise des efforts générés par les surfaces portantes et les moteurs, nous schématisons le fuselage par une poutre. Cette poutre sera soumise à des efforts de compression/traction, des efforts de flexion et de cisaillement.

Dans un premier temps, nous choisissons l'aluminium; matériaux le plus utilisé dans l'aéronautique présentant des caractéristiques de masse et de résistance idéales dans notre cas d'utilisation.

- Dimensionnement en compression:

Les parties inférieures et supérieures du fuselage seront soumis à de la compression du fait de l'effort de portance des ailes et des moteurs. Pour dimensionner les poutres nécessaires à la tenu en compression de ces efforts, nous utilisons la formule suivante: $\sigma = \frac{F}{A}$

où: - σ représente la contrainte maximale tenu par le matériau choisi; ici l'aluminium à 400 MPa.

Un coefficient de sécurité de 1,5 habituellement utilisé en conception aéronautique est appliqué à cette contrainte. Nous obtenons ainsi: $\sigma = 266 \text{ MPa}$

- F la force maximale appliquée à la poutre. La force appliquée correspond à la MTOW de l'engin (1200 kg) à laquelle on applique un facteur de charge de 2,5 g en accélération verticale ainsi que l'accélération de pesanteur. Nous obtenons ainsi une force: $F = 1200 \times 2,5 \times 0,81 = 29430 \text{ N}$

La surface minimale nécessaire à la tenu des efforts est donc au minimum de 110 mm^2

Remarque: Cette surface correspond à la poutre schématisant le fuselage. Or le fuselage n'est évidemment pas composé d'une seule poutre mais de plusieurs. Ainsi la somme des poutres de chaque partie du fuselage devra être au minimum de 110 mm^2 .

Par ailleurs, cette valeur est largement sur-dimensionnée compte tenu de l'accélération verticale bien supérieure à une utilisation de vol de transit de transport de passager ainsi que la masse de l'engin supérieure à la masse objectif (1000 kg).

Ces résultats obtenus par la RDM seront ensuite validé par une analyse structurelle sous CATIA.

- Dimensionnement en flexion

Cette poutre est aussi soumise à des efforts de flexion; les moteurs étant situés aux extrémités du fuselage.

Pour dimensionner en flexion, nous utilisons 3 formules:

$$\sigma = \frac{M_f z}{I_g} \times \frac{1}{y}$$

$$M_f z = F * L$$

$$I_g = \frac{\pi b^3 h^3}{12}$$

tel que:

$M_f z$ = Moment de flexion

y =épaisseur de la poutre divisée par 2

L: Longueur de la poutre soumise au moment de flexion

F: Force appliquée à la poutre

$I_g z$: Inertie de la poutre

b: largeur de la poutre

h: hauteur de la poutre

$\sigma=266$ MPa

Ces différentes équations nous permettent de déterminer la hauteur minimale de la poutre en ayant fixé au préalable une épaisseur et largeur (ici de 50mm).

La force que devra supporter le fuselage correspondra à la force totale des 4 moteurs divisée par deux, soit 14 715 N.

On se place en effet dans le cas où le fuselage est encastré d'un côté et est soumis à une force (soit celle de 2 moteurs) à son extrémité.

Après application des formules, nous obtenons une hauteur de 0.5m, soit une surface de poutre:

$$A = 0.028 L^2$$

- Conclusion

Nous avons dimensionné notre fuselage avec 2 méthodes différentes car étant soumis à deux efforts différents (flexion et compression). Nous pouvons constater qu'avec ces forces appliquées, le fuselage résiste mieux en compression qu'en flexion. Ainsi, le critère dimensionnant sera celui de la flexion. Notre fuselage devra donc avoir en totalité au moins une section de $0.28m^2$.

Nous utiliserons ce résultats pour une première modélisation puis les vérifierons avec une analyse dimensionnelle à l'aide de CATIA.

6. Détermination de la structure interne du fuselage

Après avoir déterminé le découpage en modules de l'appareil avec leur fonctions respectives, nous pouvons maintenant déterminer la position des éléments reprenant les efforts.

Nous dimensionnons modules par module en fonction des introduction d'efforts en plaçant judicieusement les cadres et les lisses. Nous prendrons notamment en compte la position des longerons d'ailes ainsi que les attaches moteurs.

- **Module 1 “nez”**

Tout d'abord il nous a paru important de ne pas faire chevaucher deux modules par les ailes. En effet, le fait de placer un longeron sur un module et l'autre sur le suivant engendrerait des complication dues au démontage et aux forces que pourrait donc subir la fixation entre les deux modules.

Les deux longerons sont donc situés sur le module avant et la fin de ce module est déterminée par l'extrémité du deuxième longeron. Ce module mesure 1.2 m, pour 1.5 m de large et termine à 0.75 m de haut juste avant le début du pare brise. Ce module est composé de cadres et de lisses et se termine au bout par un espace avec un carénage, juste après le dernier cadre, où il est possible de mettre un radar. Les longerons de l'aile sont directement repris par les cadres 1 et 3 et le tout est rendu rigide par un caisson occupant une grande partie du volume du nez. (repère rouge sur le schéma pour les longerons) Squelette: 4 cadres dont un en commun avec le module 2 et 4 lisses.

- **Module 2 “habitacle”**

L'habitacle doit pouvoir accueillir deux ou trois passagers ou un brancard. Il comporte de larges surfaces vitrées et deux portes papillon très pénalisantes structurellement parlant. Ce module doit faire la liaison avec les suivants et les précédents et les lisses sont donc choisies au même niveau de même que le pas des cadres qui est identique. Une lisse est placée dans le prolongement de l'aile et du moteur afin de reprendre les efforts de celui-ci maintenu par un boulonnage continu le long de cette lisse. Il est aussi retenu par une fixation ponctuelle en vis à vis du centre du moteur. Cette fixation correspond à l'intersection entre une lisse et un cadre. Le cadre permet de reprendre les efforts verticaux. Ces données étant posées, nous avons établi un pas constant de 40 cm entre chaque cadre. Un montant central passant par le centre du pare brise reprend une partie des efforts de flexion du fuselage. Squelette: 6 cadres dont deux en commun avec les modules suivants et précédents. 4 lisses dont une qui reprend les efforts du moteur. Un renfort central au niveau du montant du pare brise. (2 m de long, hauteur début 0.75 m, hauteur fin 1.5 m, largeur 1.5 m)

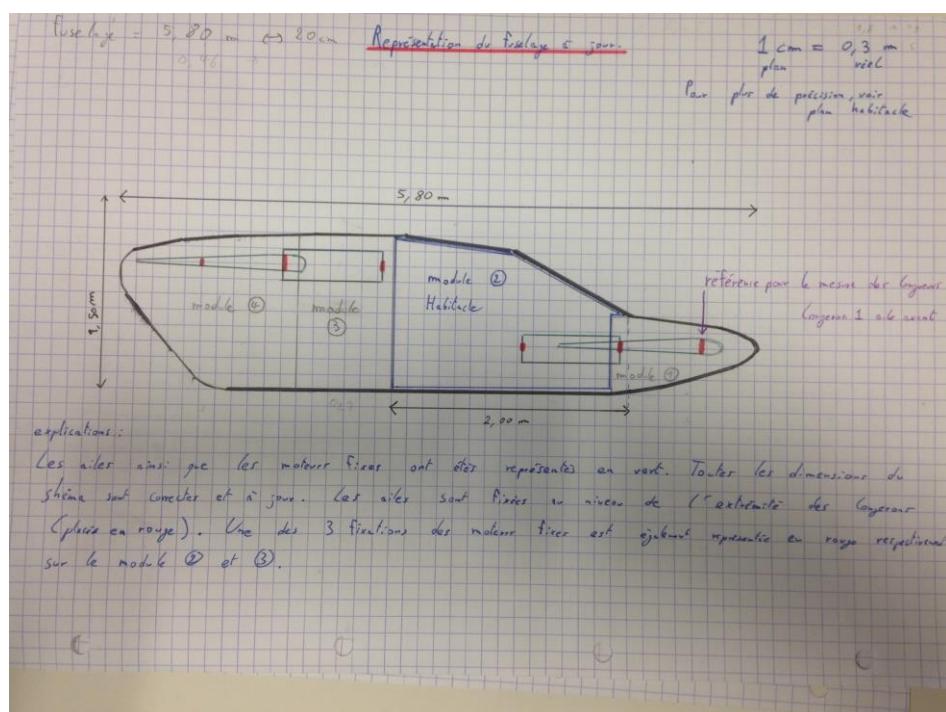
- **Module 3**

La longueur du module 3 a essentiellement été décidée par le fait que l'avion ne doit pas dépasser 5.8m de long. Cette longueur dépendait donc des 3 autres modules. Le module 3, en plus d'abriter et de supporter les 4 APU, doit pouvoir reprendre les efforts de fixation des moteurs centraux arrière. Une lisse est donc positionnée exactement au niveau de l'aile et reprend de la même manière que pour le module 2 les efforts de boulonnage continu le long de cette lisse. La fixation centrale du moteur est reprise également par un cadre. Le fait d'être au centre de l'aéronef, de reprendre la masse des APU et celle des moteurs en plus de la flexion générale du fuselage oblige ce module à être très rigide. Le pas choisi entre les cadres est donc de 20cm ce qui oblige à en mettre deux fois plus souvent que dans les précédents modules. Squelette: 5 cadres dont 2 en commun, et 1 qui reprend la liaison ponctuelle du moteur. 10 lisses dont une qui reprend les efforts du boulonnage continu. Possibilité de concevoir des trappes de visite malgré le pas serré de la structure. (longueur 0.8 m, hauteur et largeur 1.5 m)

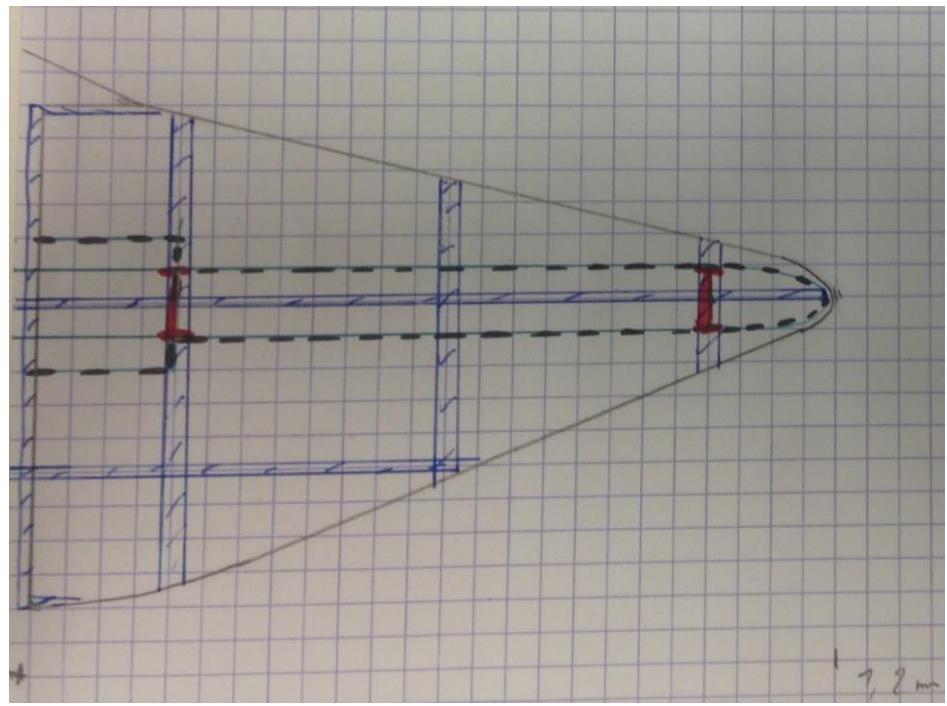
- Module 4

Ce module reçoit l'empennage vertical et doit être renforcé en conséquence. On y trouve également les ailes et les portes de soute arrière. Les longerons sont repris sur deux cadres de ce module. le tout est rigidifié par un caisson occupant la partie supérieure du module. Sur cette partie, l'aile affleure le haut du fuselage. Ce module mesure 1.8 m de long, 1.5 de large et démarre à 1.5 m de haut. Squelette: 5 cadres dont 1 en commun et deux supportant les longerons des ailes. 10 lisses dont une supportant une partie de l'empennage vertical. Le pas entre les cadres est de 40 cm.

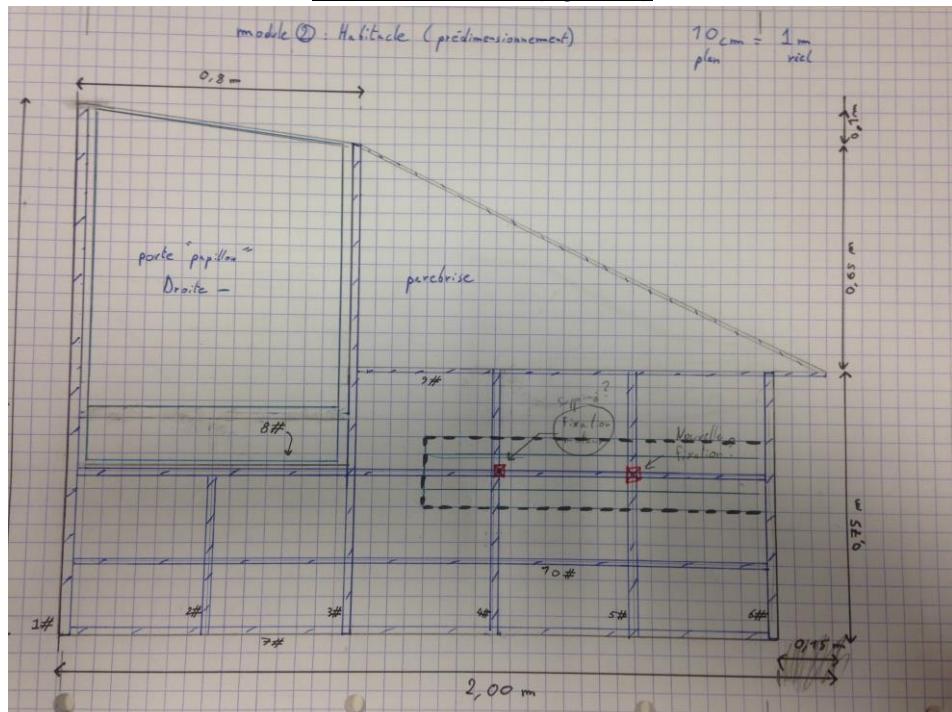
Avant de modéliser ce fuselage sous CATIA, nous décidons de réfléchir à la positions des lisses et des cadres à l'aide d'un modèle 2D dessiné à la main. Ci dessous sont présentés les 4 modules.



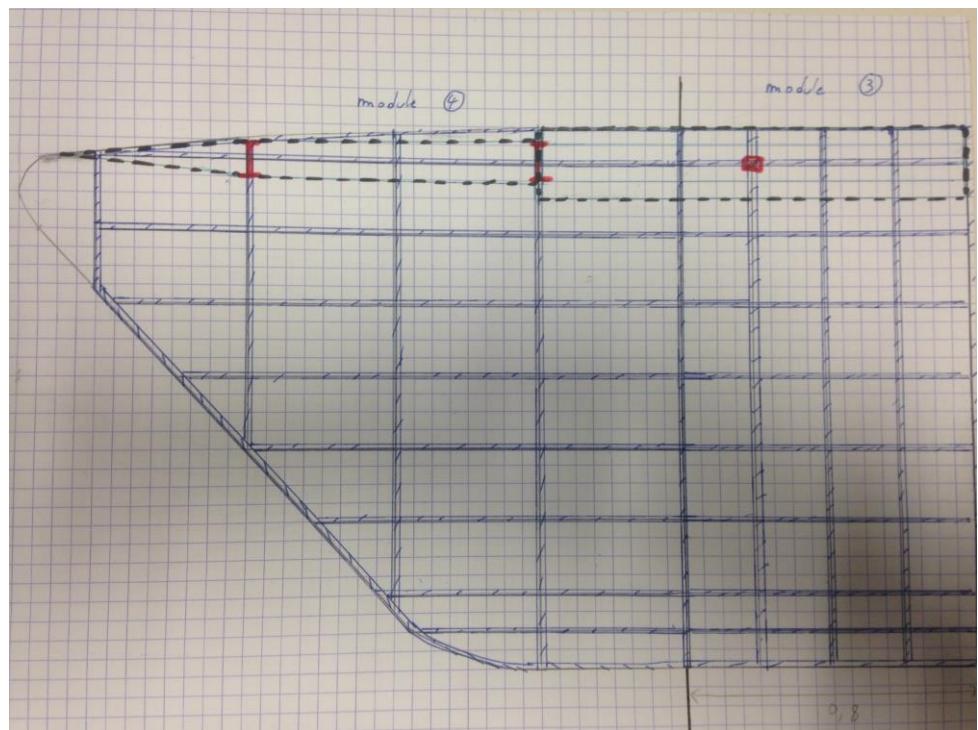
Ensemble du modèle avec dimensions générales (figure 1)



1er module: Nez (figure 2)



2eme module (figure 3)



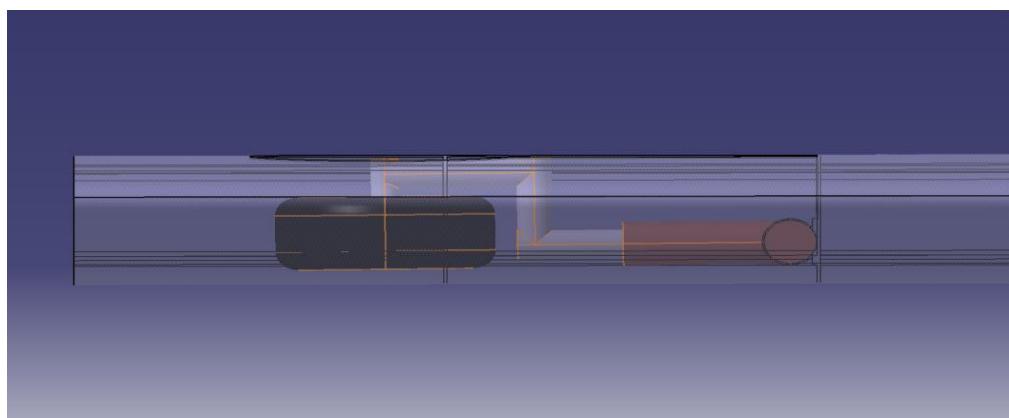
3 et 4eme module (figure 4)

G. Train d'atterrissement

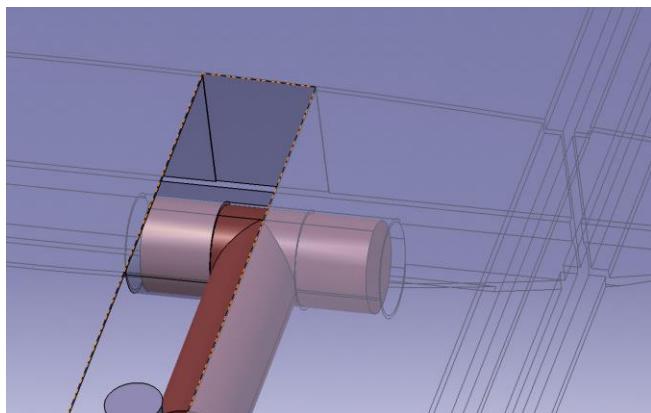
Pour assurer le transport au sol du Mini-Bee, nous devons réfléchir à un système de roulage. Nous optons pour un tricycle avec 2 trains principaux à l'avant qui se situeront dans les ailes ainsi qu'une roulette de queue. Des logements avec des renforts seront prévu à cette effet. Suivant les versions envisagée, nous pourrons réfléchir à différents trains (trains non rétractable ou patins comme sur des hélicoptères).

Le travail de dimensionnement du train n'étant pas notre travail mais celui d'une autre école, nous dédions un espace de 50*20*20 cm pour rentrer le train en vol. Nous pourrons par la suite modifier ces résultats en fonction des résultats plus précis obtenus et nous permettra potentiellement gagner de l'espace pour alléger la structure ou augmenter la capacité de carburant.

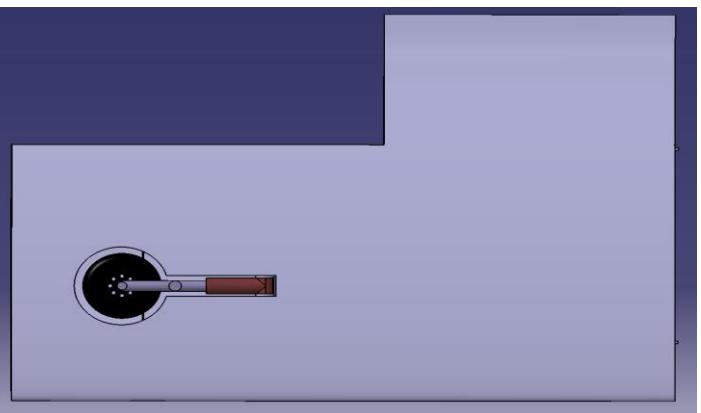
Aperçu de la modélisation du train d'atterrissement:



Vue de face



Vue de la liaison permettant la rétraction du train



Vue de haut

H. Recherche sur l'utilisation de l'impression 3D en aéronautique

En vérité, on réalise surtout actuellement ce que l'on appelle de la fabrication additive métallique qui présente une bonne finition, un coût et un temps de fabrication très réduit. On peut ainsi limiter les pièces mobiles étant donné que l'on peut imprimer un objet en une seule pièce en limitant les soudures ou autres boulons. Cela permet également un remplacement aisément par des pièces de rechange peu onéreuses. Il est aussi possible de réaliser des pièces avec des formes compliquées qui n'étaient pas réalisables auparavant.

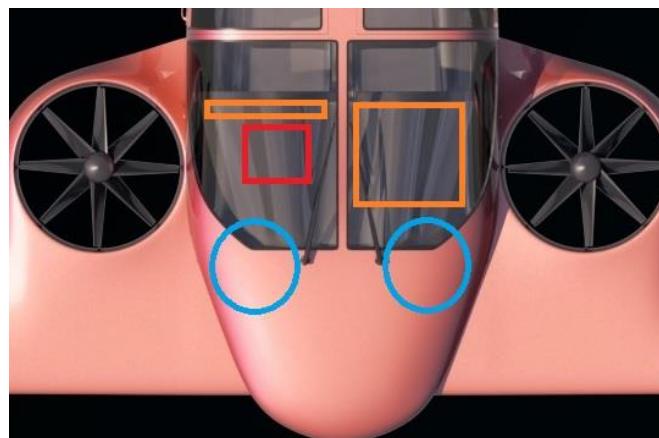
En ce qui concerne l'impression 3d plastique c'est un peu plus délicat car les pièces réalisées actuellement servent uniquement dans des contextes peu critiques: garniture cabine passagers, outillage maintenance, prototypage... L'impression plastique a été utilisée l'année dernière lors de la fabrication des ailes d'un petit drone utilisé par Airbus mais jamais pour l'instant dans des pièces importantes.

Dans le cadre de notre projet, certaines pièces comme les carénages de moteurs et les carénages de trains pourraient être réalisés de cette façon mais il semble improbable qu'il en soit de même pour le revêtement des ailes et la pointe avant du fuselage, trop sensible aux chocs et essentielles aérodynamiquement.

I. Choix batterie

- Capable d'alimenter la suite avionique retenue
- Peut être alimentée par les Turbotech 55 kW
- Encombrement et poids réduit (15 Kg et 24*17 cm)
- Puissance essentielle fiable en cas de panne du générateur
- Conception basse impédance
- Sans entretien
- Puissance de démarrage supérieure
- Construit avec des soupapes d'évacuation non amovibles - aucune addition d'électrolyte ou d'eau requise
- Acrobaties et mouvements brusques: Non déversable à n'importe quelle altitude ou attitude
- Testé en usine pour assurer la navigabilité
- Livrée entièrement chargée et prête à installer

Dans le cadre de notre projet la batterie se placerait judicieusement à côté de l'avionique en arrière du tableau de bord. On aurait donc côté pilote l'écran avionique et le rack derrière et côté copilote l'écran avionique et la batterie derrière. Voir image suivante : (avionique en orange, batterie en rouge, moteurs Emrax en bleu)



J. Choix avionique

A la recherche de données sur la masse et la dimension d'une suite avionique nous avons appris que certains constructeurs proposent de regrouper tous les modules avioniques dans un seul et même rack de dimension connue. Le gros avantage est que cela permet de réduire l'encombrement et simplifie grandement les calculs de masse et centrage.

A unique modular system rack accommodates major components of the G1000 suite. The rack may be conveniently panel-mounted behind the CDU or located remotely in an avionics equipment bay. Ethernet data-bus technology simplifies installation while reducing overall weight and wire count. Hand-release locking levers secure modules in the rack – so, no tools are required for removal.



Le choix de l'avionique s'est porté sur la très classique suite Garmin 1000 équipant de nombreux appareils d'aéroclubs, jet d'affaire... Celle-ci permet le vol aux instruments, le suivi GPS latéral et horizontal d'une route programmée. Elle est compatible avec les mises à jour Airac de navigraphes et présente un module systèmes permettant de surveiller tous les paramètres techniques de l'avion (fuel, électronique, moteurs...). La gestion des radios et le pilotage automatique sont également inclus.

La solution concurrente est la suite avionique de marque Avidyne. Celle-ci est également très complète mais ne possède pas de pilote automatique (ce qui serait très apprécié pour des VIP) et les radios sont à rajouter en plus. Aucun rack spécifique n'a été conçu et il faut donc trouver soit-même les emplacements des différents modules. Cette solution est davantage à considérer comme un complément à une instrumentation de base et se prête plus au retrofit d'appareils anciens.

K. Position du carburant

- Positionnement le plus près du fuselage pour une meilleure stabilité
- Dans le caisson central de l'aile (entre le longeron du BA et du BF)
- Nervures perforées en "rectangle" pour les sections avec carburants
- Tube après le longeron de bord de fuite pour les gaines et câbles électriques pour les moteurs de bout d'ailes

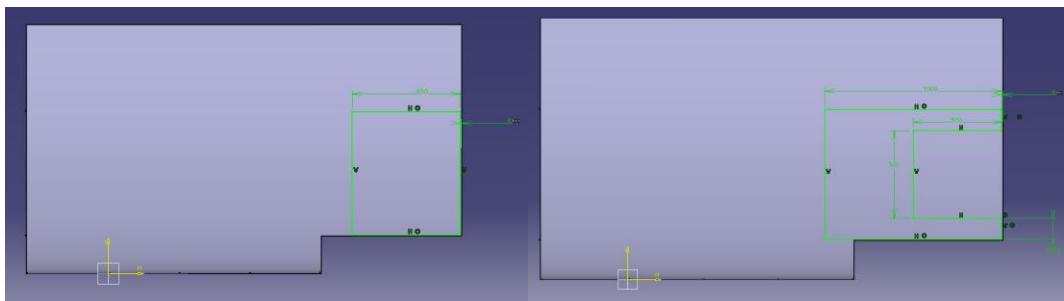


Figure 1

Figure 2

Deux versions sont ici proposées. La Figure 1 propose un simple parallélépipède rectangle ne prenant pas en compte la rétractation du train, la figure 2 présente un logement pouvant accueillir le train lors d'un vol. Espacement étayé en section F.

Itération de la forme des réservoirs:

Longueur parallèle au longeron (mm)	réservoir haut (m3)	réservoir bas (m3)	somme (m3)	total ailes arrières (m3)	total ailes arrières (L)
1260	0,101	0,046	0,147	0,294	294
1000	0,08	0,036	0,116	0,232	232
900	0,072	0,032	0,104	0,208	208
750	0,06	0,027	0,087	0,174	174
700	0,056	0,025	0,081	0,162	162
650	0,052	0,023	0,075	0,15	150
630	0,05	0,023	0,073	0,146	146

- Après itération sur Excel la longueur du réservoir dans la direction du longeron est de 650 mm
- Volume obtenu pour 1 aile = 75 L

Volume total de carburant dans les 2 ailes arrières = 150 L

Carburant à l'avant:

- Carburant dans les 2 ailes avant = 148 L
- Forme modifiée pour laisser la place nécessaire aux trains avant de rentrer dans les ailes
- Par conséquent la longueur du réservoir dans la direction du longeron est de 1000 mm

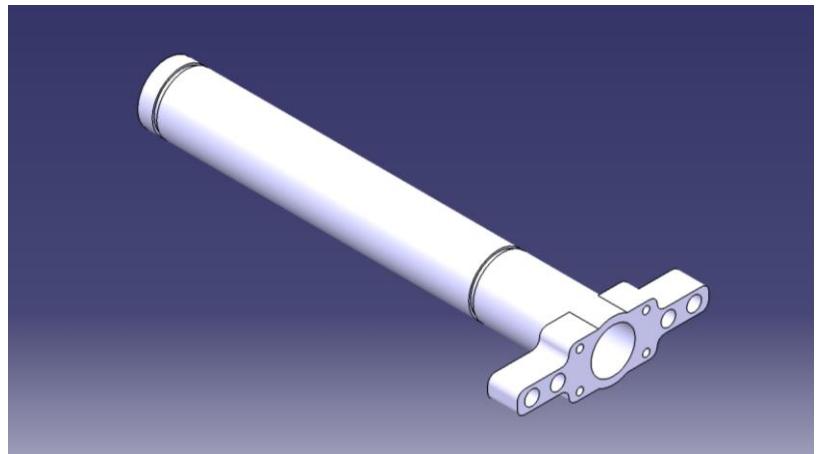
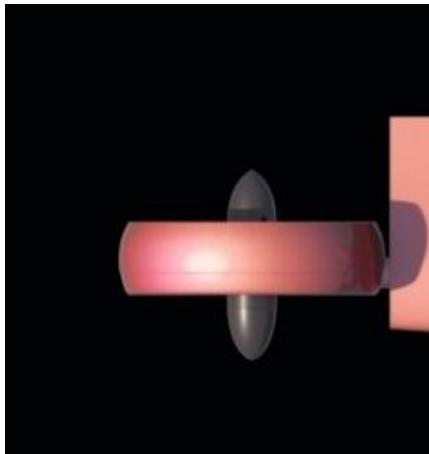
Total volume carburant = 150 + 148 = 298 L

Longueur parallèle au longeron (mm)	réservoir haut (m3)	réservoir bas (m3)	somme (m3)	total ailes arrières (m3)	total ailes arrières (L)
1000	0,051	0,023	0,074	0,148	148
1200	0,067	0,03	0,097	0,194	194
1050	0,055	0,025	0,08	0,16	160

L. Liaison moteur externe

➤ Dimensions du cylindre de maintien :

- Longueur totale : 605 mm
- Grand diamètre : 80 mm
- Petit diamètre : 60 mm
- Epaisseur : 10 mm



➤ Matériaux envisagés :

- Acier :
 - Moment d'inertie: $I_x 137,44 \text{ cm}^4$
 - Module d'inertie: $I/v 34,36 \text{ cm}^3$
 - Masse linéaire : 17,26 kg/m
 - Masse volumique : $M_v = 7.85 \text{ kg/dm}^3$
 - Limite élastique : $R_e = 24 \text{ daN/mm}^2$
 - Module d'Young : $E = 21000 \text{ daN/mm}^2$
 - Coefficient de sécurité : $s = 0.21$
- Aluminium :
 - Moment d'inertie : $I_x 137,44 \text{ cm}^4$
 - Module d'inertie : $I/v 34,36 \text{ cm}^3$
 - Masse linéaire : 5,85 kg/m
 - Masse volumique : $M_v = 2.66 \text{ kg/dm}^3$
 - Limite élastique : $R_e = 12.5 \text{ daN/mm}^2$
 - Module d'Young : $E = 7100 \text{ daN/mm}^2$
 - Coefficient de sécurité : $s = 0.21$

➤ Contrainte dans la poutre en aluminium :

- La contrainte pondérée dans la poutre sera de 1,75 daN/mm²
- La contrainte maximale admissible est de 2,63 daN/mm²
- La flèche réelle de la poutre sera de 0,05 mm
- La flèche admissible pour la poutre est de 0,50 mm

➤ Contrainte dans la poutre en acier :

- La contrainte pondérée dans la poutre sera de 1,75 daN/mm²

- La contrainte maxi admissible est de $5,04 \text{ daN/mm}^2$
- La flèche réelle de la poutre sera de 0,02 mm
- La flèche admissible pour la poutre est de 0,50 mm

Dans les deux cas, la contrainte dans la poutre ne dépasse pas la contrainte admissible maximale. Cependant la masse varie en fonction du matériau :

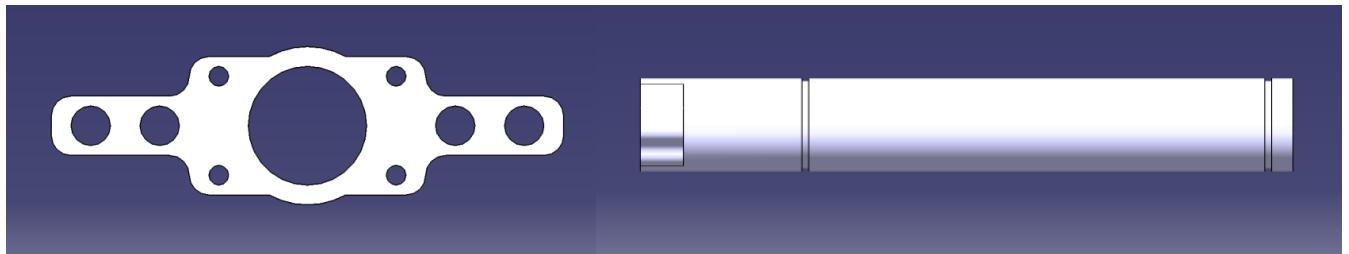
Aluminium : 2,64 Kg par arbre ce qui donne 10,5 Kg pour les quatre arbres.

Acier : 7,8 Kg par arbre ce qui donne 31,2 Kg pour les quatre arbres.

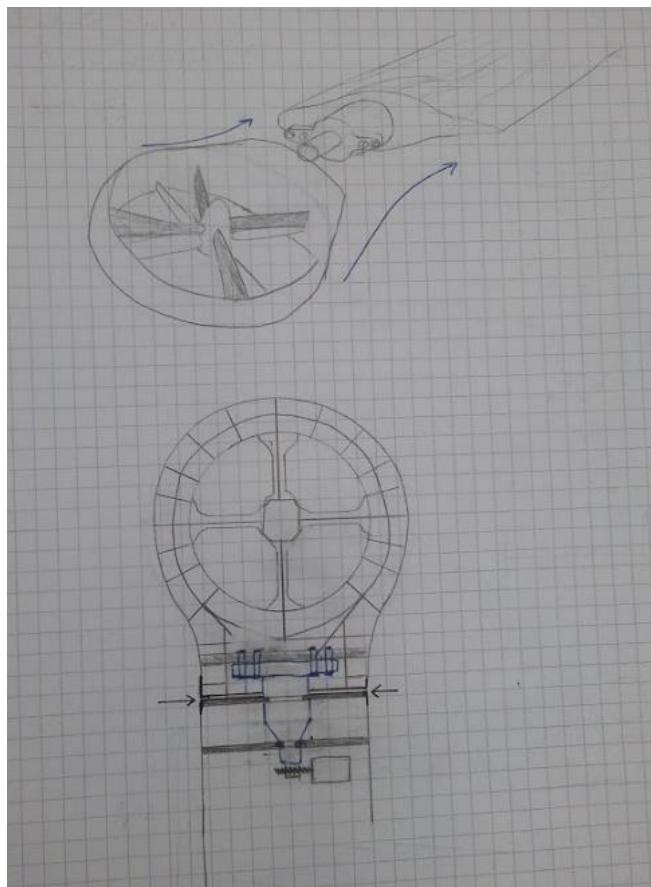
➤ Choix du matériau :

Même si elle multiplie par 3 la masse finale de tous les arbres, il est plus prudent de choisir l'acier comme matériau car les contraintes admissibles sont beaucoup plus étendues et même si celles de l'aluminium sont respectées il ya très peu de marge entre la limite de tolérance et ce qui va être supporté. Nous choisirons donc l'Acier comme matériau pour cette poutre de maintien.

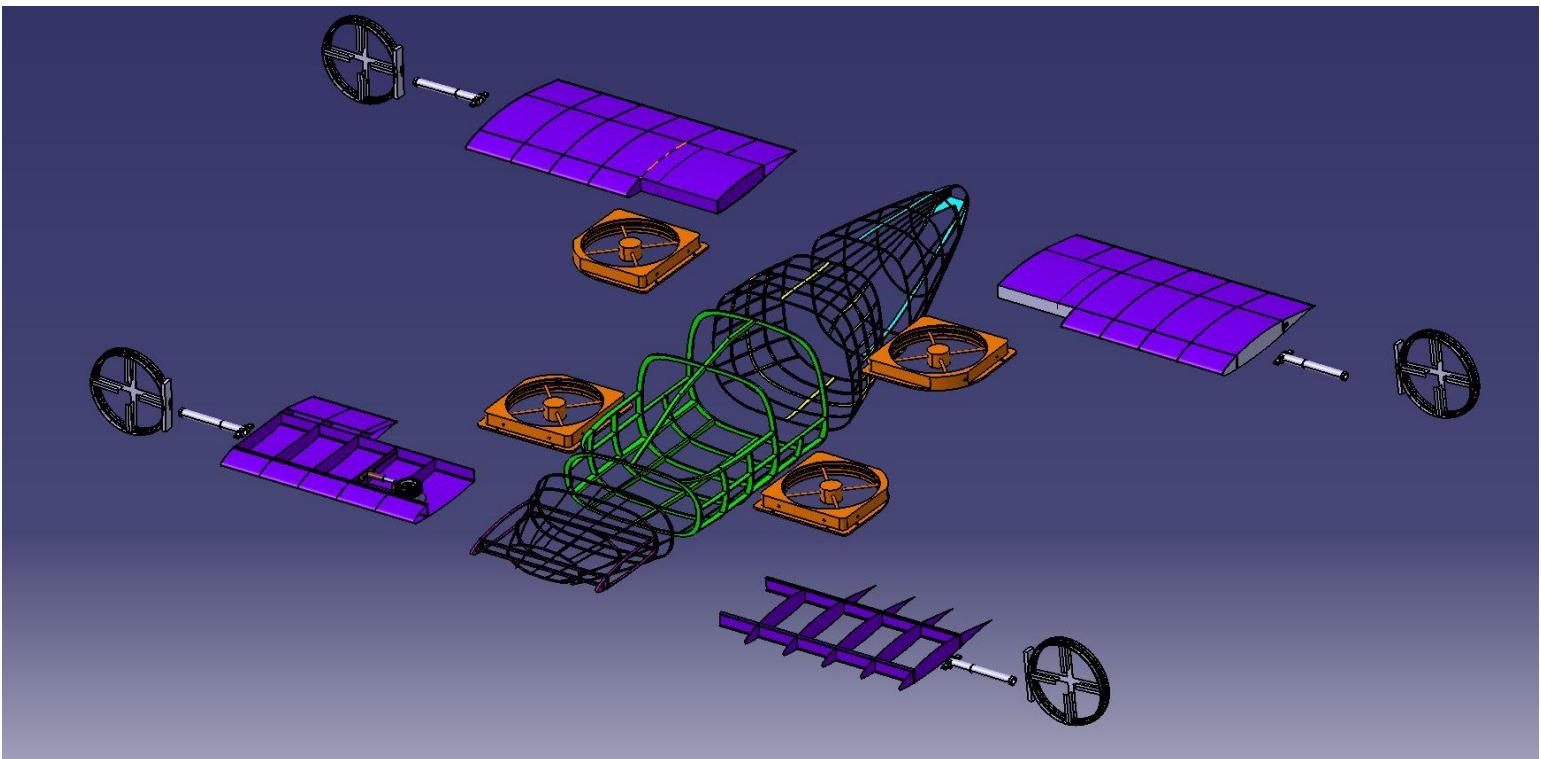
III. Modèle 3D Éclaté



Notre dernier jalon fut de réunir l'ensemble des modules structuraux du Mini Bee. Ci-dessous, une vue éclatée



du projet structurel réalisé en 3D.



En conclusion de ce premier semestre, nous obtenons un éclaté du mini-bee avec la bonne position de chaque éléments par rapport aux autres. L'objectif du 2nd semestre est maintenant de dimensionner certaines fixations manquantes notamment celle entre les modules du fuselage.

