

01/03/2019

Projet Mini-Bee : Structure

ESTACA – Spé ASA, 2018-2019

TECHNOPLANE

AERONAUTICAL INNOVATION

MINI BEE AIR AMBULANCE



PLOT Adrien, NEMER Jean-Habib, JOLY Stéphane
ESTACA

Table des matières

Introduction.....	2
I - Etude aérodynamique.....	3
1) Géométries étudiées	3
2) Maillage et configuration	5
3) Résultats	7
II – Réflexion sur la position des ailes.....	12
1) Définition des critères abordés :	12
2) Matrice de décision :	14
III – Structure générale du MiniBee	15
1) Définition de la structure de départ.....	15
2) Définition des cas de vol et de leurs contraintes	20
2.1) Décollage	20
2.2) Atterrissage	20
2.3) Vol	21
2.4) Contraintes ABAQUS	22
3) Amélioration de la structure par itération	23
3.1) Vol 3.8g.....	23
3.2) Atterrissage 20g	25
4) Choix du profil de poutre	27
4.1) Profil carré	28
4.2) Profil circulaire	29
4.3) Optimisation et structure finale.....	30
IV - Calcul des contraintes dans les ailes.....	33
Simulation sur le longeron :	35
V - Les fixations.....	38
Etude comparative des différents types de fixations rapides :	39
Conclusion	44
Annexes	45

Introduction

Nous avons pour clore notre formation à l'ESTACA, en spécialité Architecture et Structure des aéronefs, travaillé sur la Structure du Mini-Bee. Mini-Bee est un projet collaboratif dirigé par une Start-up : Technoplane. Le projet a été lancé en 2015 par Xavier Dutertre, et fait participer plusieurs écoles et université tels SupMeca, Centrale Supélec, l'ESTACA, etc.

Le Mini-Bee est un appareil volant de nouvelle génération. La première version est un appareil dit « Ambulance du ciel » qui sera utilisé pour transporter des personnes dans des zones peu accessibles par voie terrestre ou même par avion. L'appareil a pour objectif d'être un appareil à décollage et atterrissage vertical, d'être démontable et low-cost. Il se place sur le même segment que l'alouette 3, un petit hélicoptère utilisé par la gendarmerie ou la sécurité civile. L'objectif est de s'affranchir des coûts importants liés à l'utilisation d'un hélicoptère, qui est cher à l'achat et cher en entretien.

L'appareil est un biplan, avec une configuration d'ailes en tandem (une derrière l'autre). Il sera propulsé par 10 moteurs électriques, électricité produite par un moteur thermique.

Dans le cadre de ce projet, nous avons effectué un travail d'étude, afin de développer un démonstrateur qui sera finalisé pour le salon du Bourget 2019. Nous avons plus particulièrement travaillé sur la structure afin de réaliser un appareil sûr et léger. Nous nous sommes concentrés sur trois points particuliers dans ce projet : les liaisons inter-modulaires, l'étude aérodynamique des différentes configurations possibles, la structure tubulaire en treillis de la cabine de l'appareil.

Pour effectuer ce travail, nous nous sommes basés sur les travaux effectués les années précédentes par les autres écoles groupes, tout étant regroupé sur un serveur. Nous avons réalisé des modélisations 3D à l'aide de CATIA V5, les analyses éléments finis ont été faite à l'aide d'ABAQUS et les simulations aérodynamique grâce à Ansys Fluent.

I - Etude aérodynamique

Le but de cette partie est de déterminer la meilleure configuration entre aile avant haute, aile arrière basse et aile avant basse, aile arrière haute. En plus de cela, nous avons étudié l'influence de certains paramètres sur l'aérodynamisme. Nous avons donc fait une étude 2D du fuselage, coupé au niveau de son plan de symétrie. Il faut savoir que les valeurs qui seront présentées ne sont pas exactes mais donnent une bonne idée des performances des deux configurations.

1) Géométries étudiées

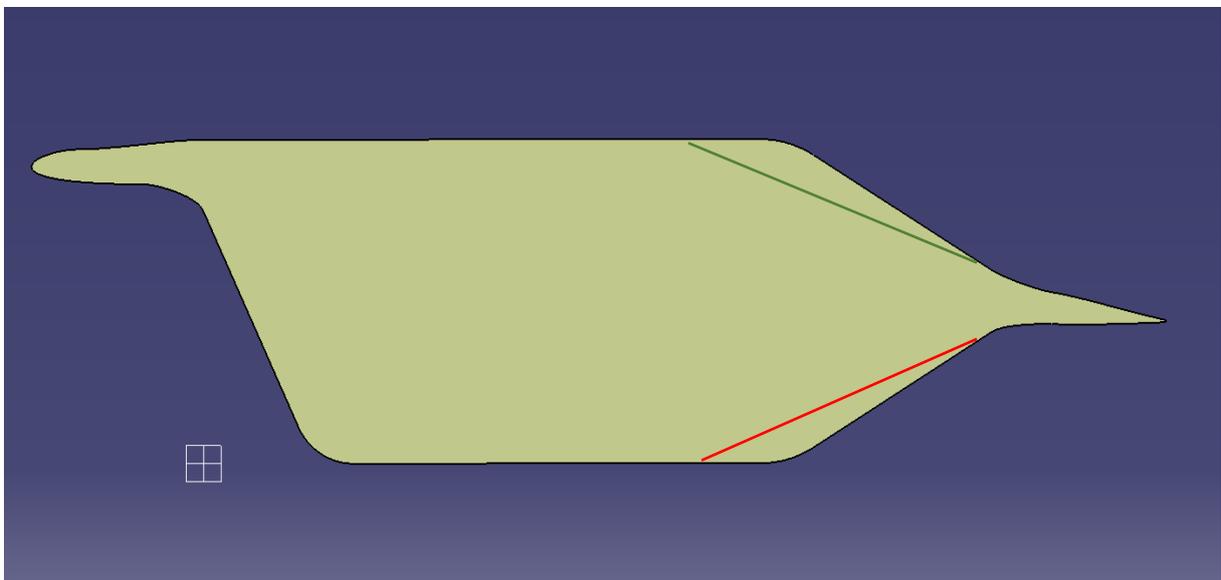
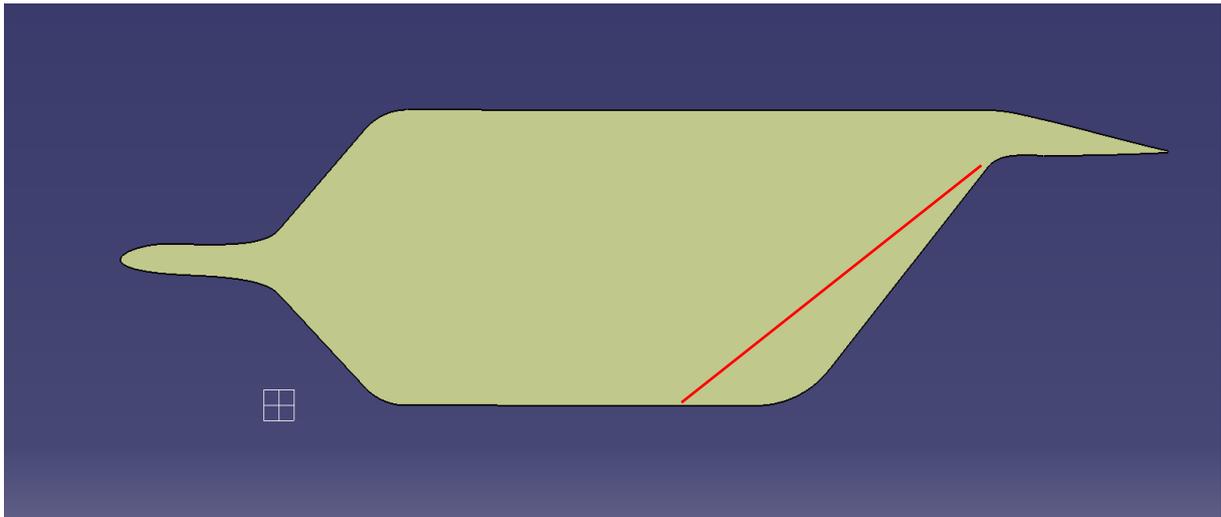
Dans un premier temps, nous nous sommes uniquement intéressés à la forme du cockpit. Nous avons donc pris une longueur de fuselage infini et nous avons placé l'outlet 10 m derrière le cockpit pour que le flux se stabilise avant de l'atteindre.



Nous avons également fait varier les paramètres suivants :

- Angle carénage (0 et 4°)
- Rayon congés (150 et 300 mm)

Après cela, des simulations ont été réalisées sur les fuselages entiers des deux configurations à différents angles d'incidence (de -10° à $+10^\circ$ avec un incrément de $2,5^\circ$). Cela nous permet de tracer les courbes de C_x et C_z selon l'incidence, ainsi que la finesse.



Nous avons également testé l'influence des paramètres suivants :

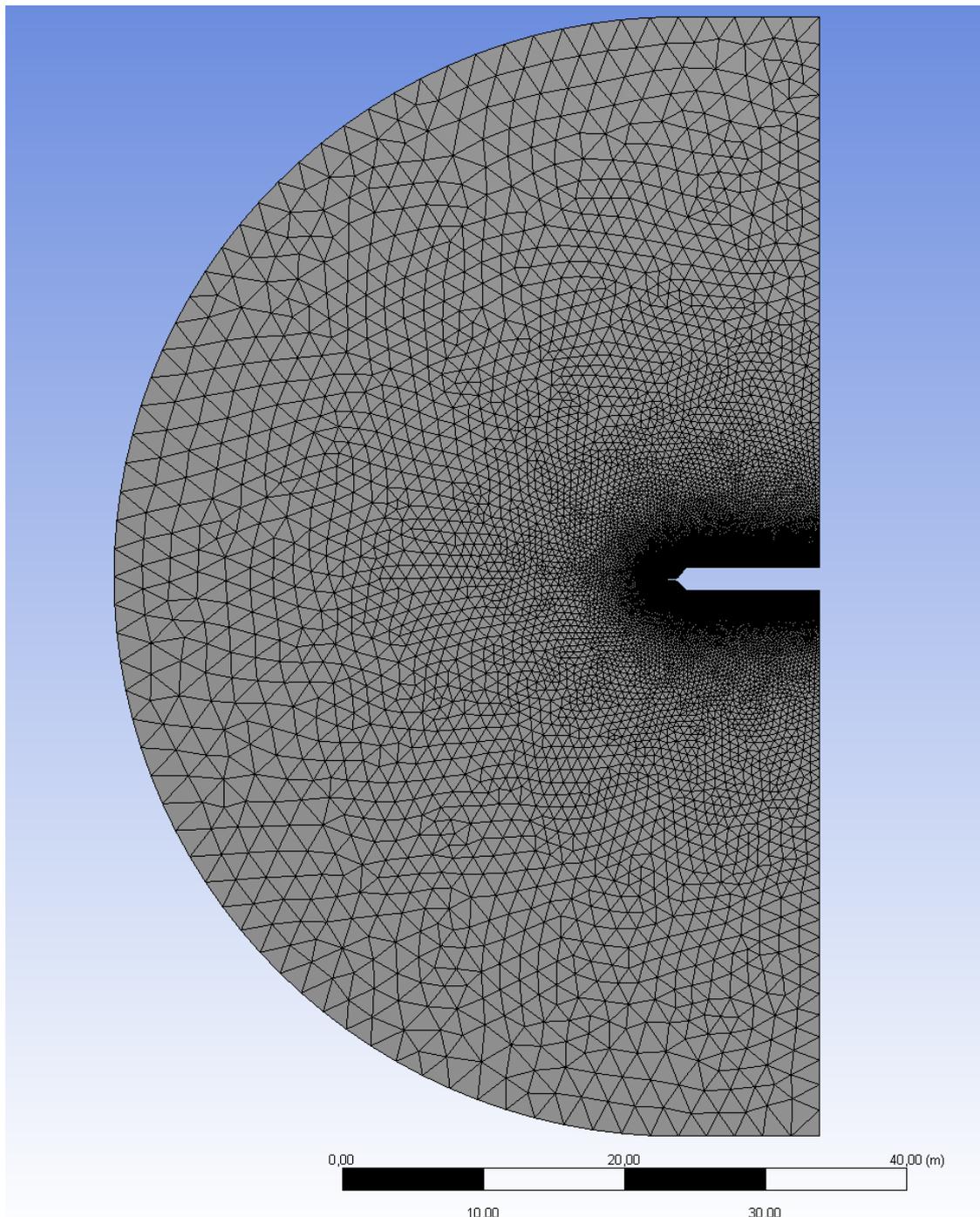
- Début de la pente arrière basse (1m et 1,4m avant l'extrémité arrière du fuselage, incidence 0°)
- Début de la pente arrière haute (1m et 1,4m avant l'extrémité arrière du fuselage, incidence 0°)

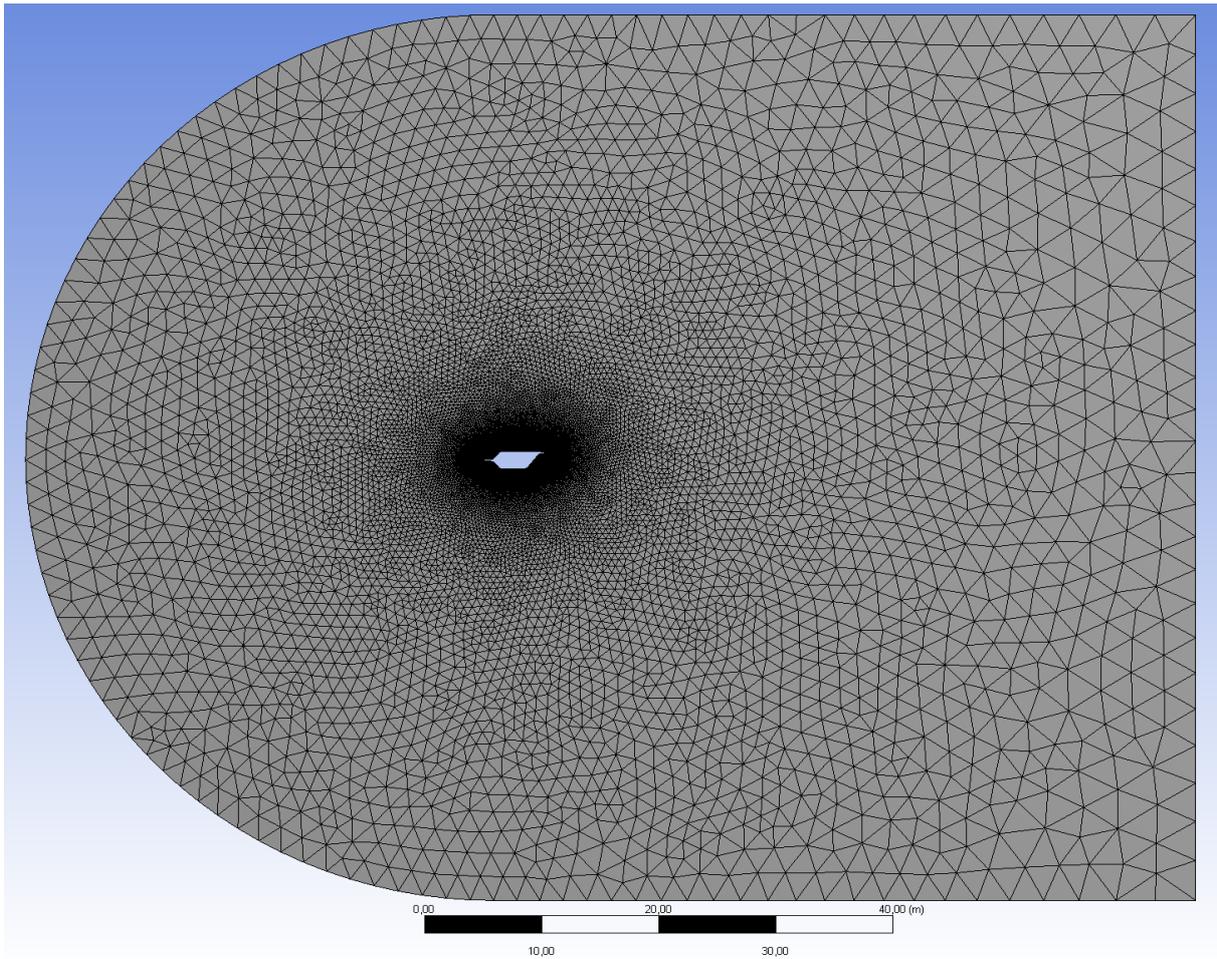
2) Maillage et configuration

Le but était d'avoir un Y^+ qui ne dépasse pas 300. Après quelques simulations d'essai, les paramètres de maillage suivant ont été retenus :

- Taille des éléments sur tout le fuselage : 5 mm
- Inflation : 10 couches, première couche de 1 mm, taux de croissance de 1,2
- Taille de face max : 5 m
- Taux de croissance : 1,2

Avec ces paramètres, nous obtenons le maillage suivant :

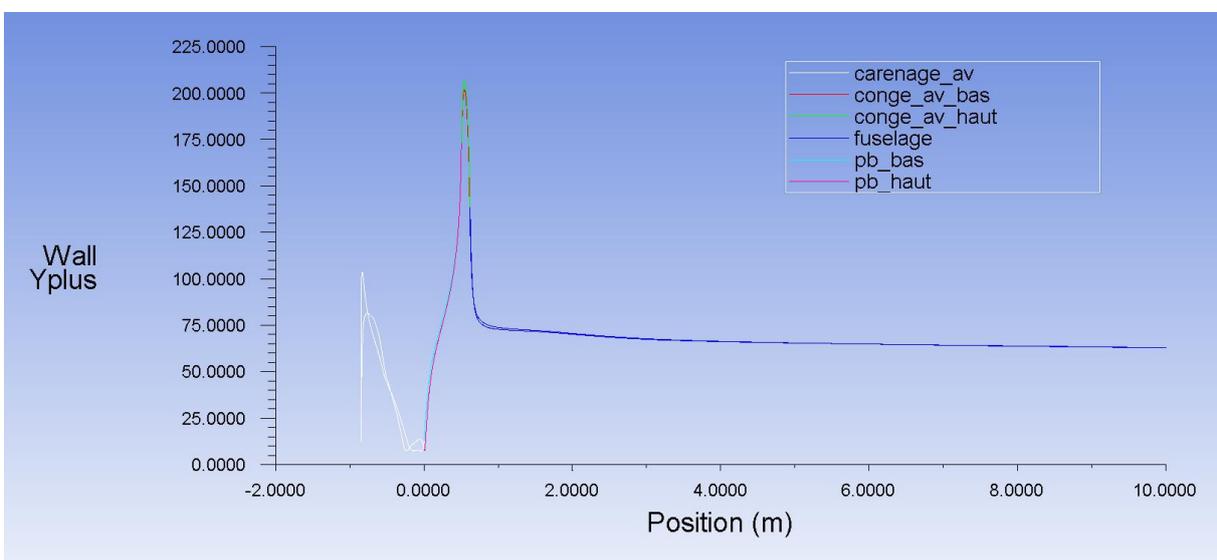




Pour le solveur, le modèle de turbulence utilisé est Spalart-Allmaras. La raison de ce choix est que ce modèle n'utilise qu'une seule équation. Les calculs sont plus légers et donc plus rapide, tout en restant relativement fidèle à la réalité.

Les simulations sont faites à une vitesse de 220 km/h.

Nous obtenons bien un Y^+ inférieur à 300 :



3) Résultats

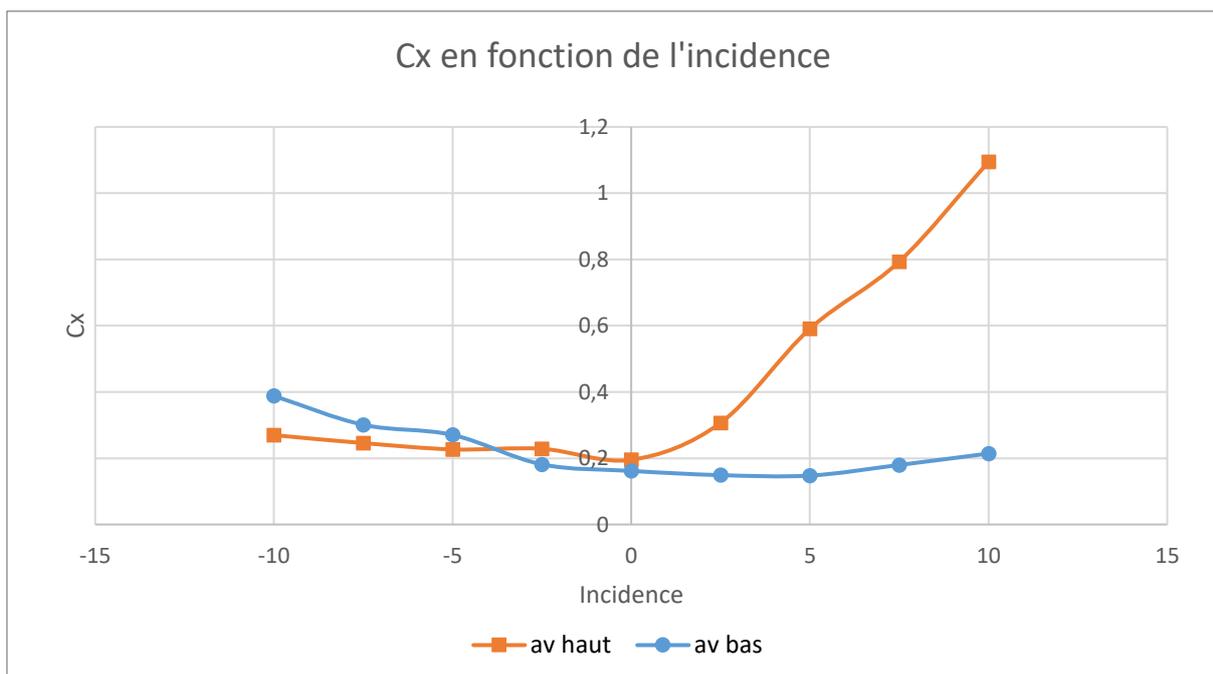
Nous nous attarderons d'abord sur les configurations entières :

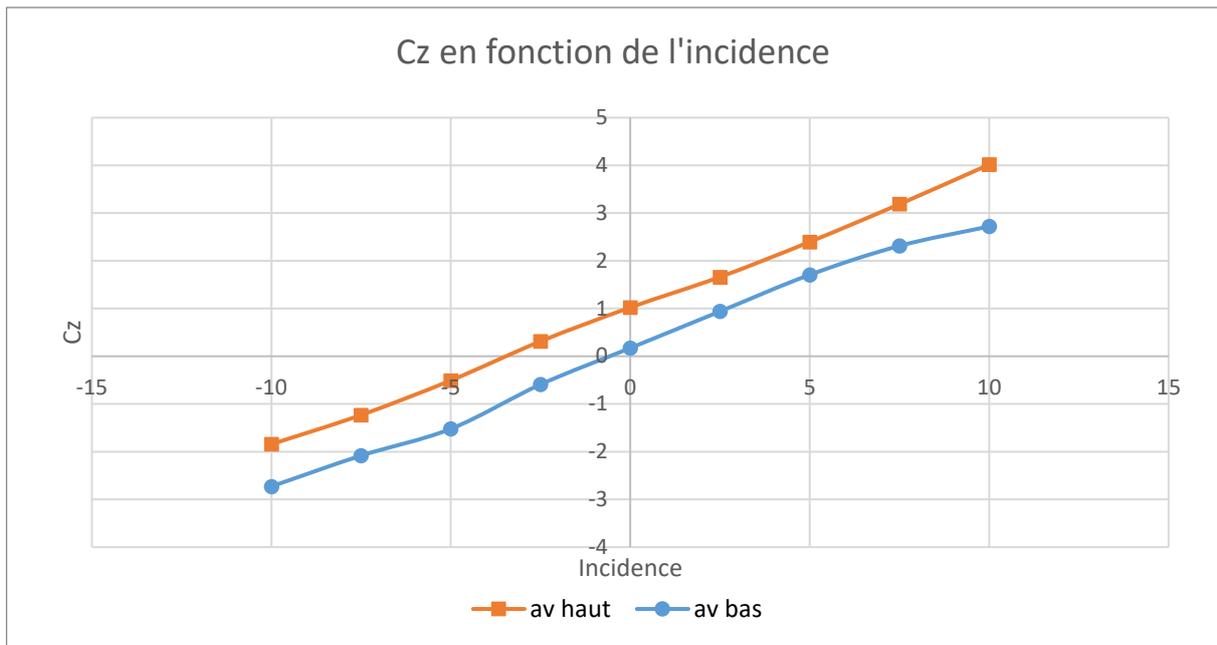
Incidence	Aile av basse, aile ar haute (1)			Aile av haute, aile ar basse (2)		
	Cx	Cz	Finesse	Cx	Cz	Finesse
-10	0,388	-2,728	-7,030	0,270	-1,844	-6,836
-7,5	0,301	-2,082	-6,919	0,246	-1,231	-5,010
-5	0,270	-1,521	-5,626	0,227	-0,507	-2,239
-2,5	0,181	-0,591	-3,258	0,228	0,313	1,368
0	0,162	0,172	1,060	0,195	1,022	5,236
2,5	0,149	0,939	6,304	0,307	1,661	5,414
5	0,148	1,706	11,557	0,591	2,396	4,055
7,5	0,180	2,312	12,871	0,794	3,187	4,016
10	0,214	2,721	12,704	1,095	4,016	3,669

Nous remarquons que la configuration (1) a une finesse max (en vert), atteinte autour de 7,5°, plus de 2 fois plus élevé et vaut 12,871. La configuration 2 atteint sa finesse max autour de 2,5° et vaut 5,414.

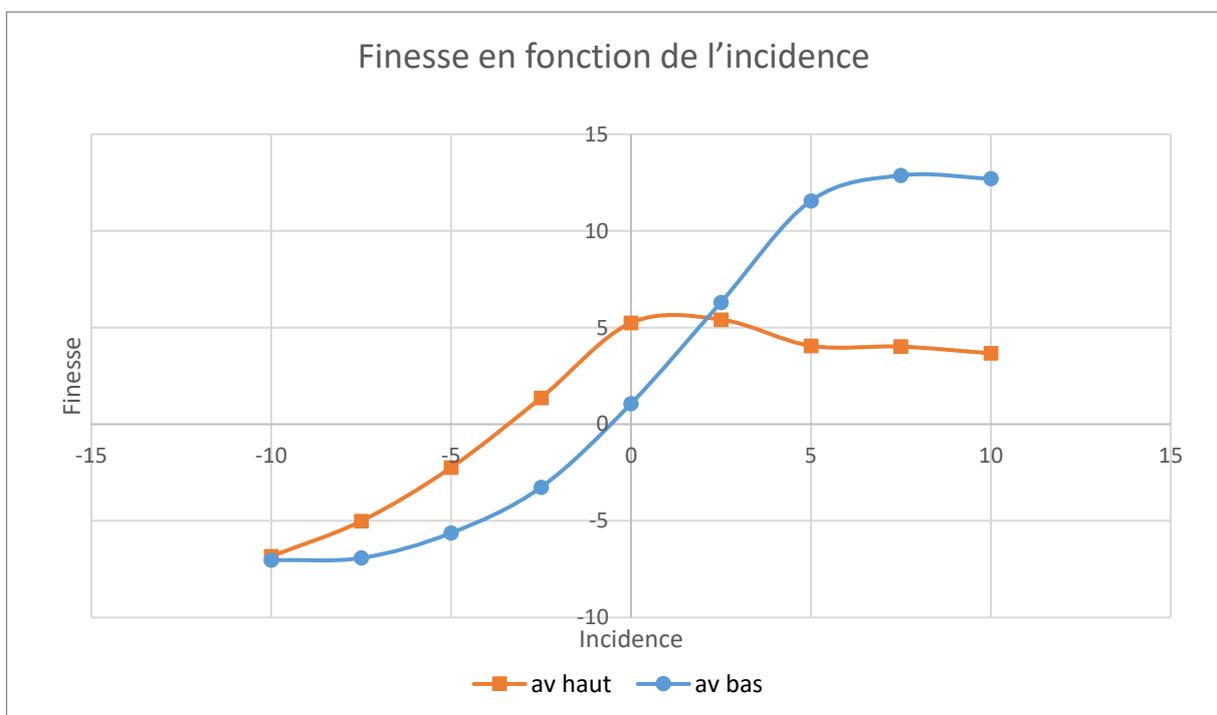
Cependant, une ambulance volante devrait rester stable et garder une assiette à 0° (et donc une incidence autour de 0°) le plus souvent possible. Ce qui nous intéresse le plus est donc la finesse à 0° d'incidence (en bleu). A cette incidence, les Cx des deux configurations ne sont pas très éloignés, avec juste **0,033** de différence. Mais il y a une grande différence sur les Cz, ce qui en résulte une finesse **5** fois plus élevé pour la configuration (2). En se basant uniquement sur ce constat, il serait plus judicieux de choisir la configuration (2).

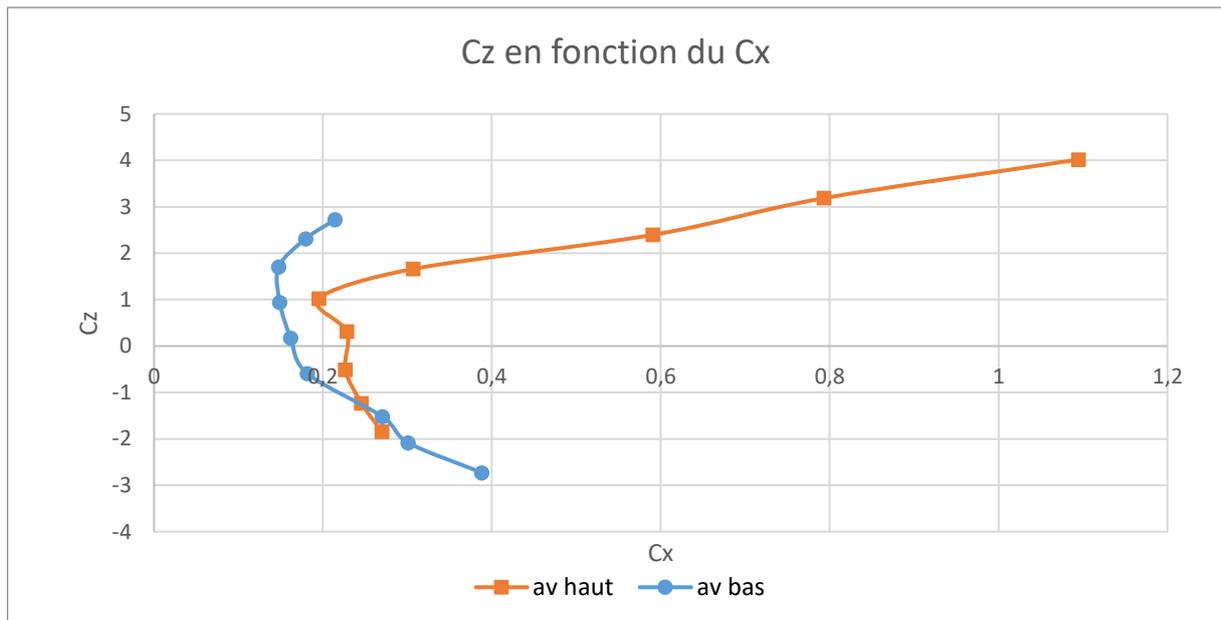
Pour nous donner une meilleure idée des performances aérodynamique des fuselages, nous traçons les courbes :





Nous remarquons que les courbes des Cz des deux configurations suivent la même pente, mais la configuration (2) garde une meilleure portance. Il y a cependant une différence notable sur les Cx : de -10° à 0° , le Cx est faible pour les deux configurations, mais à partir de 0° la traînée de la configuration (2) augmente drastiquement tandis que celle de la config (1) reste très faible.





Concernant, la modification des pentes à l'arrière, la référence correspond à lorsque la pente commence 1 m avant l'extrémité arrière du fuselage.

Config (1)	RD (N)	RL (N)	CD	CL	Finesse
Référence	885,62	939,16	0,162	0,172	1,060
Pente arrière	889,14	822,92	0,162	0,150	0,925

Nous considérons que la simulation sur la configuration (1) est ici fautive, car on s'attendrait à une baisse de la traînée et une légère augmentation de la portance.

Config (2)	RD (N)	RL (L)	CD	CL	Finesse
Pente haute	869,13	2853,55	0,159	0,521	3,283
Référence	1068,87	5597,12	0,195	1,022	5,236
Pente basse	852,18	7773,51	0,156	1,412	9,072

Cependant, les simulations sur la configuration (2) semblent correctes. Nous observons donc une baisse de traînée similaire lorsque la pente haute ou basse est modifiée. Lorsque la pente haute est modifiée, cela engendre une baisse de la portance et donc une baisse de la finesse par rapport à la référence. Inversement, nous obtenons une augmentation de la portance et de la finesse lorsque la pente basse est modifiée. Il est donc logique de faire commencer la pente basse plus tôt que la pente haute, mais pour en être sûr il faudrait réaliser une étude d'aménagement pour le placement du moteur Rotax, du générateur, du réservoir, etc.

Nous nous attaquons maintenant aux simulations avec fuselage infini.

	Angle carenage (deg)	RD (N)	RL (N)	CD	CL	Finesse
Config (2)	0	321,27	1952,26	0,0518	0,3146	6,0767
	4	297,88	2034,93	0,0480	0,3280	6,8314
Config (1)	0	294,23	-83,81	0,0474	-0,0135	-0,2849
	4	293,58	-47,34	0,0473	-0,0076	-0,1613

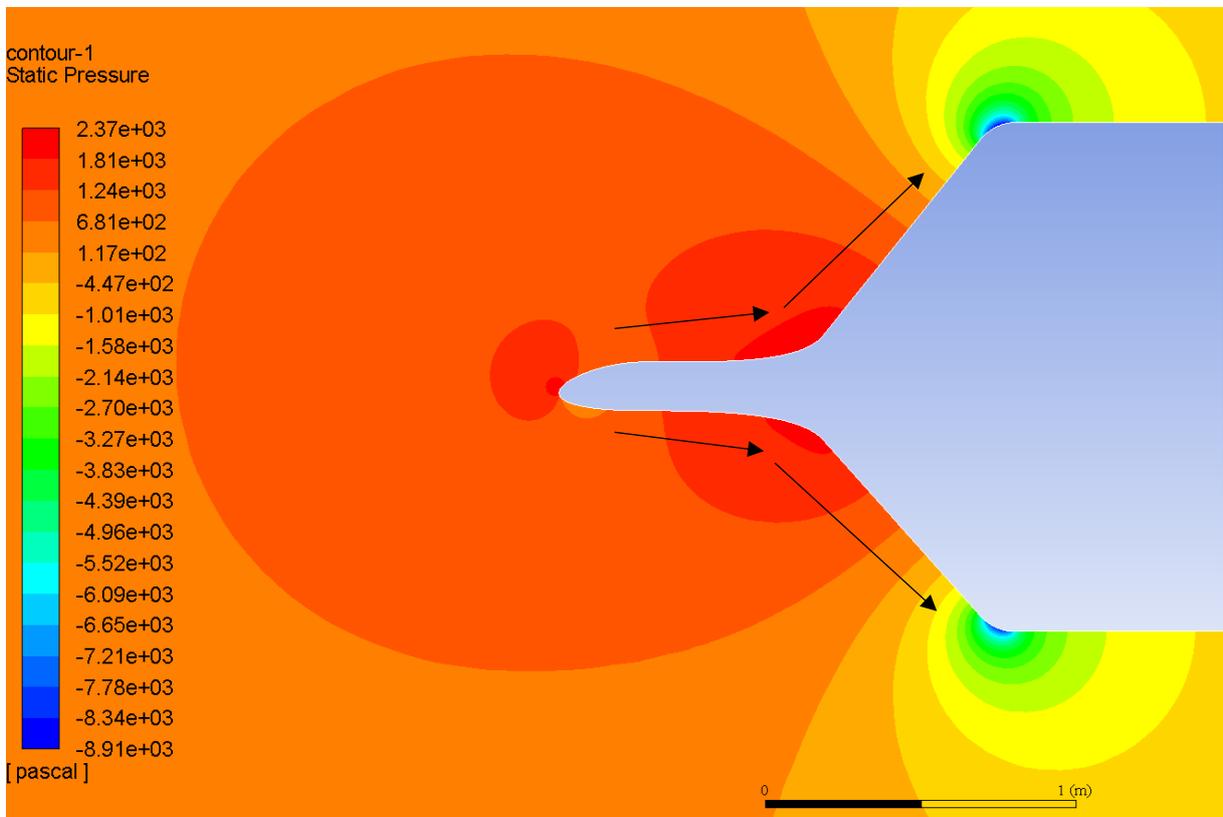
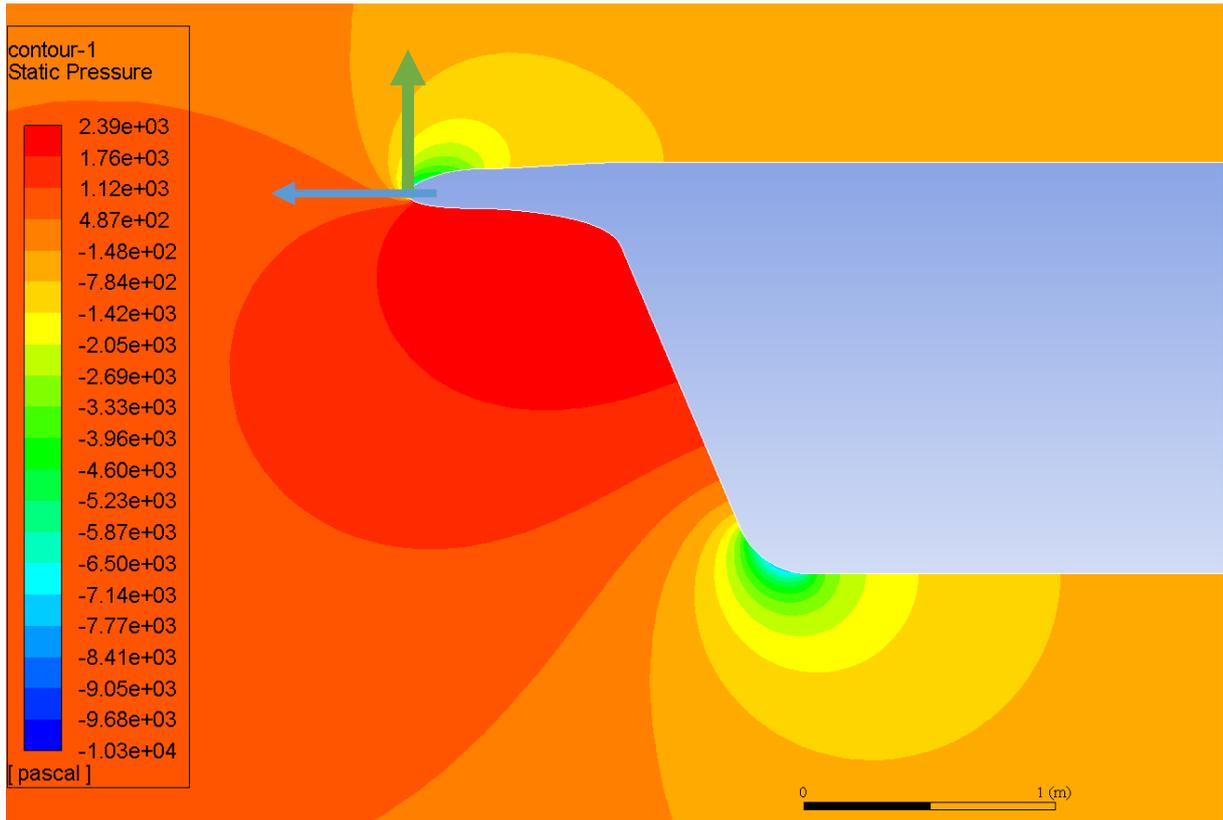
D'abord, sur l'influence de l'angle du carénage, nous remarquons qu'elle a un impact négligeable sur la config (1). En effet, pour un angle de 4°, seule la déportance est ici divisée par 2, la traînée ne change pas par rapport à un angle de 0°. Cependant, l'angle du carénage a un impact un peu plus conséquent sur la config (2) : la traînée baisse légèrement et la portance augmente, ce qui donne une finesse un peu plus élevée. Même si les différences ne sont pas énormes, cela nous donne des idées d'optimisation de forme.

	Rayon congé (mm)	RD (N)	RL (N)	CD	CL	Finesse
Config (2)	150	353,52	1910,50	0,0570	0,3079	5,4042
	300	329,88	1928,26	0,0532	0,3108	5,8454
Config (1)	150	293,58	-47,31	0,0473	-0,0076	-0,1611
	300	278,31	-49,07	0,0449	-0,0079	-0,1763

Le rayon de congé a une influence similaire sur les deux configurations. Plus le rayon est grand, moins la traînée est élevée. La portance ne change quasiment pas, la finesse est donc légèrement améliorée.

Compte tenu de la forme des parebrises, nous avons d'abord trouvé les résultats des simulations un peu étrange. Nous nous attendions à une traînée de la config (2) bien plus élevée par rapport à la config (1). Le pare-brise formant une pente plus abrupte, plus proche de la verticale, qui crée ainsi une plus forte surpression à l'avant engendrant une forte traînée. C'est en effet ce qui se passe, mais à cause de cette surpression, une forte accélération de l'air est créée au niveau du carénage (flèche verte), engendrant une forte dépression et donc une traînée négative (flèche bleu) qui compense la traînée du parebrise.

C'est un phénomène qui n'apparaît pas sur la config (1) où le flux ne peut aller que de part et d'autre du carénage, créant une plus petite zone de surpression sur les parebrises.



II – Réflexion sur la position des ailes

Lors de notre projet nous avons réfléchi à la position que devait avoir les ailes sur notre appareil. L'appareil ayant 2 plans sustentateur placés l'un derrière l'autre, nous avons donc 4 possibilités pour placer les ailes, nous les détaillerons plus loin. Nous avons pour cela défini les critères les plus importants, nous les avons classés par ordre d'importance et nous les avons pondérés. Puis nous avons fait une matrice de décision afin de faire ressortir la configuration la plus optimale pour notre appareil.

1) Définition des critères abordés :

Sécurité : La sécurité est le point le plus important dans tout appareil volant visant à transporter des personnes. L'objectif est d'avoir l'appareil le plus sûr possible. L'appareil possédant plusieurs hélices tournant à des vitesses importantes, celles-ci peuvent être dangereuses pour les personnes se situant autour de l'appareil. Si les ailes sont basses, il est possible que qu'une personne trébuche, ou soit déséquilibrée par le souffle de l'appareil et se retrouve avec une main au niveau d'une hélice. C'est pourquoi nous pensons qu'une hélice au-dessus du niveau de la tête serait moins dangereuse pour les personnes se situant autour de l'appareil.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 100%.

Aérodynamisme (flux d'air) : Notre appareil a une configuration d'aile dite « ailes en tandem », c'est un biplan, dont les deux plans sustentateurs sont placés l'un derrière l'autre. Il est important que les 2 plans sustentateurs ne soient pas à la même hauteur afin d'éviter que le flux sur l'aile arrière soit perturbé par l'aile avant. Si les 2 ailes sont au même niveau, la portance de l'aile arrière sera fortement dégradée. De même la poussée des moteurs arrières sera fortement réduite si les ailes sont au même niveau.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 90%.

Visibilité du sol : Notre appareil, décollant et atterrissant verticalement, le critère de visibilité du sol semble important. De plus s'il doit intervenir dans des lieux sinistrés, il est possible que son lieu d'atterrissage ne soit pas contrôlé, ou ne soit pas un terrain spécialement fait pour un avion, il est donc important de voir le sol afin de pouvoir atterrir en toute sécurité.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 90%.

Projections au sol : L'appareil possédant plusieurs hélices toutes orientées verticalement lors des phases de décollage et d'atterrissage, il risque d'y avoir beaucoup de projections de

poussière/cailloux. On peut supposer que l'appareil opérant dans des pays sinistrés (catastrophe naturels...) il devra de poser sur des pistes non goudronnées ou en mauvaise état. Ces projections peuvent être dangereuses pour les personnes se situant autour de l'appareil. Ces projections peuvent aussi endommager la « peau » de l'avion au niveau des ailes, des carénages et même du cockpit. De plus les matériaux composites sont très sensibles aux impacts et peuvent s'endommager rapidement. Plus les hélices seront basses, plus les projections seront importantes. Il est donc important d'éviter le plus possible les projections.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 90%.

Visibilité vers le haut : Lors du vol à vue, la visibilité vers le haut est un autre critère important. L'appareil volant à vue, le champ de vision du pilote peut être perturbé par l'aile située en position haute, et ainsi ne pas voir un autre appareil d'approchant de lui.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 50%.

Maintenance : Nous ne savons pas encore comment sera effectuée la maintenance sur l'appareil, cependant, s'il y a une maintenance à effectuer sur l'appareil monté, elle sera plus sûre pour le personnel car il devra utiliser des escabeaux, des outils de levage... Des ailes basses permettraient ainsi une maintenance plus simple.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 50%.

Montage / Démontage : Le montage et le démontage de l'appareil est un point important de son utilisation. En effet un appareil sera amené à être monter et démonter de nombreuses fois durant sa vie. Il est donc important que le montage et le démontage de l'appareil soit rapide, simple. Si les ailes sont basses elles seront donc, comme pour la maintenance, plus facile d'accès et donc plus simple à installer.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 50%.

Aérodynamisme (trainée) : L'aérodynamisme est un facteur important dans la conception d'un avion. Dans notre cas, les positions des ailes impactent l'aérodynamisme de la machine. Par exemple une aile basse implique un pare-brise plus profilé que le pare-brise pour une configuration aile haute.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 50%.

Esthétique : Le critère esthétique peut rentrer en compte pour ce genre d'appareil. Celui-ci restant subjectif nous lui attribuerons une importance faible.

Pour ce critère nous affectons un coefficient de 20%.

2) Matrice de décision :

Voici les résultats obtenus avec notre matrice de décision :

Configuration	Note brute			
	1	2	3	4
	Av Bas + Ar bas	Av Haut + Ar Haut	Av Bas + Ar Haut	Av Haut + Ar Bas
Critère				
Sécurité	1	10	3	6
Aérodynamisme (flux d'air)	1	1	10	10
Visibilité du sol	1	10	1	10
Projections (au sol)	1	10	3	3
Visibilité vers le haut	10	1	10	1
Maintenance	10	1	6	6
Montage/Démontage	10	1	6	6
Aérodynamisme (trainée pare-brise)	10	3	10	3
Esthétique	6	6	10	6

	Configuration	Note pondérée			
		1	2	3	4
		Av Bas + Ar bas	Av Haut + Ar Haut	Av Bas + Ar Haut	Av Haut + Ar Bas
Coeff	Critère				
1	Sécurité	1	10	3	6
0,9	Aérodynamisme (flux d'air)	0,9	0,9	9	9
0,9	Visibilité du sol	0,9	9	0,9	9
0,9	Projections (au sol)	0,9	9	2,7	2,7
0,5	Visibilité vers le haut	5	0,5	5	0,5
0,5	Maintenance	5	0,5	3	3
0,5	Montage/Démontage	5	0,5	3	3
0,5	Aérodynamisme (trainée pare-brise)	5	1,5	5	1,5
0,2	Esthétique	1,2	1,2	2	1,2
	Total	24,9	33,1	33,6	35,9

Aile avant haute et aile arrière basse (configuration retenue) : Après études et grâce à notre matrice de décision, nous avons trouvé que cette configuration était la meilleure. En effet celle-ci répond le mieux aux critères importants, notamment en termes de sécurité et de visibilité du sol, sans pour autant avoir de défaut rédhibitoire.

Aile avant haute et ailer arrière haute : Cette configuration semblait adéquate car elle permet une bonne visibilité, implique le moins de projections, cependant nous ne pouvons retenir cette configuration à cause des fortes pertes en portance et en propulsion dû au positionnement des ailes à la même hauteur.

Aile avant basse et aile arrière haute : Cette configuration possède un défaut majeur : le pilote aura une mauvaise visibilité du sol lors des atterrissages, des projections au niveau de l'aile avant. En termes d'esthétique cette configuration semble être la plus « jolie » car ressemblant à un avion et à une voiture de course.

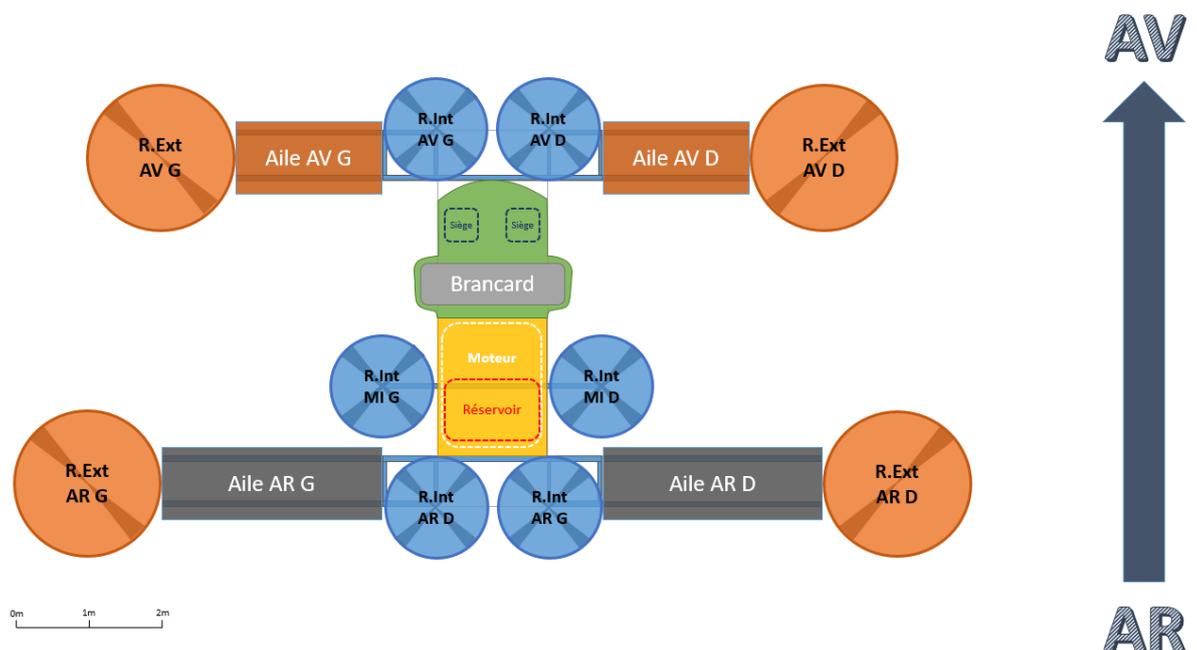
Aile avant basse et aile arrière basse : Cette configuration n'est pas envisageable car elle possède beaucoup de défaut : beaucoup de projections, pas de visibilité du sol, configuration la plus dangereuse. Nous ne retiendrons donc pas cette configuration.

Pour la suite de notre projet nous utiliserons donc une configuration avec une aile avant haute et une aile arrière basse (nous la placerons finalement à mi-hauteur).

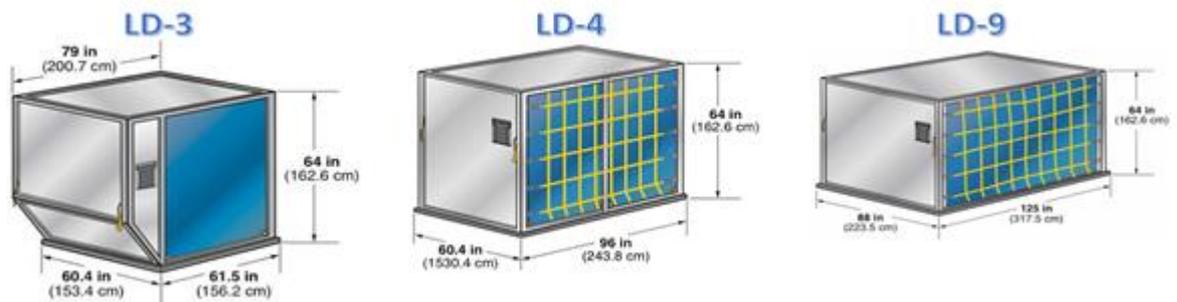
III – Structure générale du MiniBee

1) Définition de la structure de départ

Le fuselage du MiniBee est composé de deux modules distincts comme on peut le voir sur le schéma suivant.



La modularité du MiniBee apporte donc quelques contraintes. Tout d'abord il faut prévoir des fixations entre les deux modules devant être accessibles facilement pour un démontage ou montage rapide. Ensuite les modules doivent être transportables pour être mis en position aisément pendant le montage ou le démontage. Enfin les modules doivent pouvoir être transportés dans des containers de type LD-3.

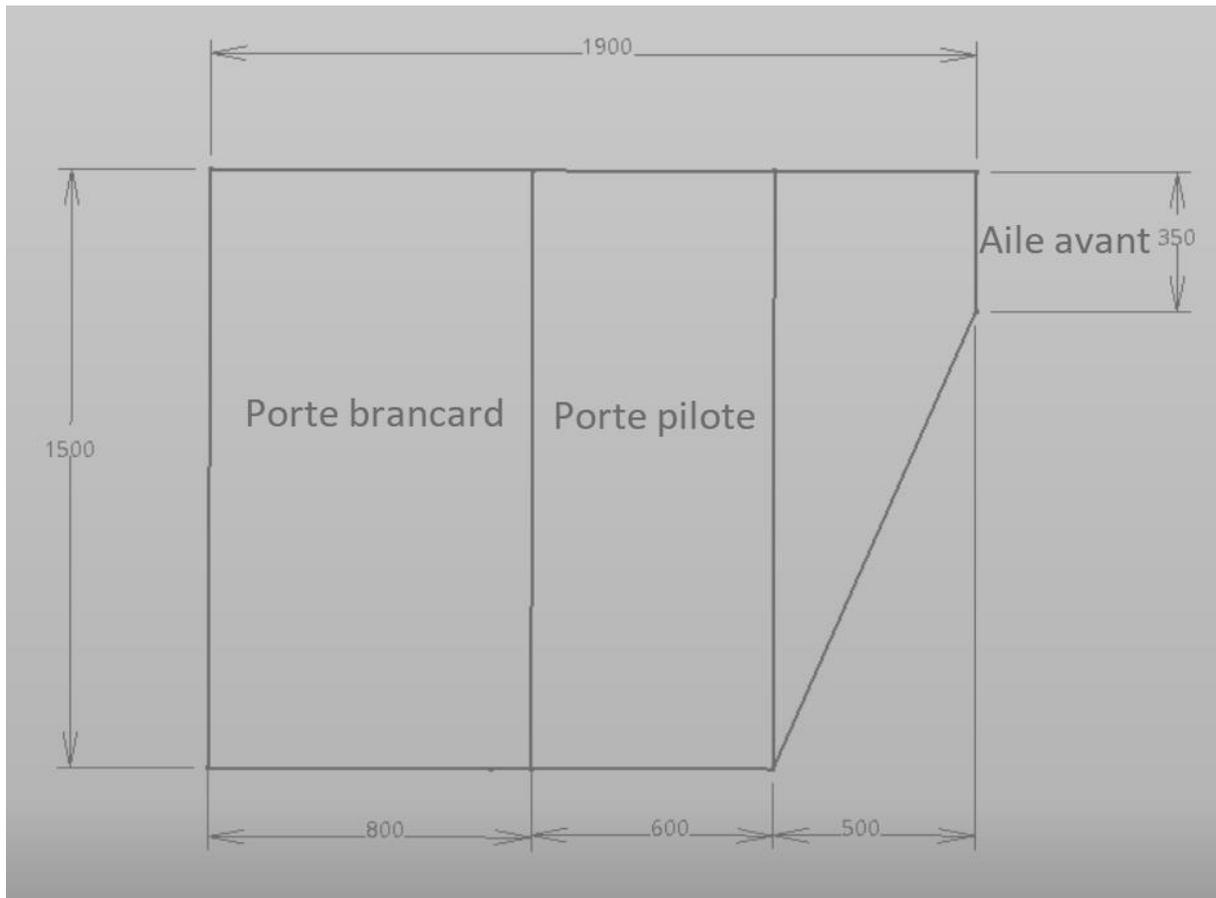


A toutes ces contraintes spécifiques au MiniBee s'ajoutent des contraintes générales communes à tout aéronaf :

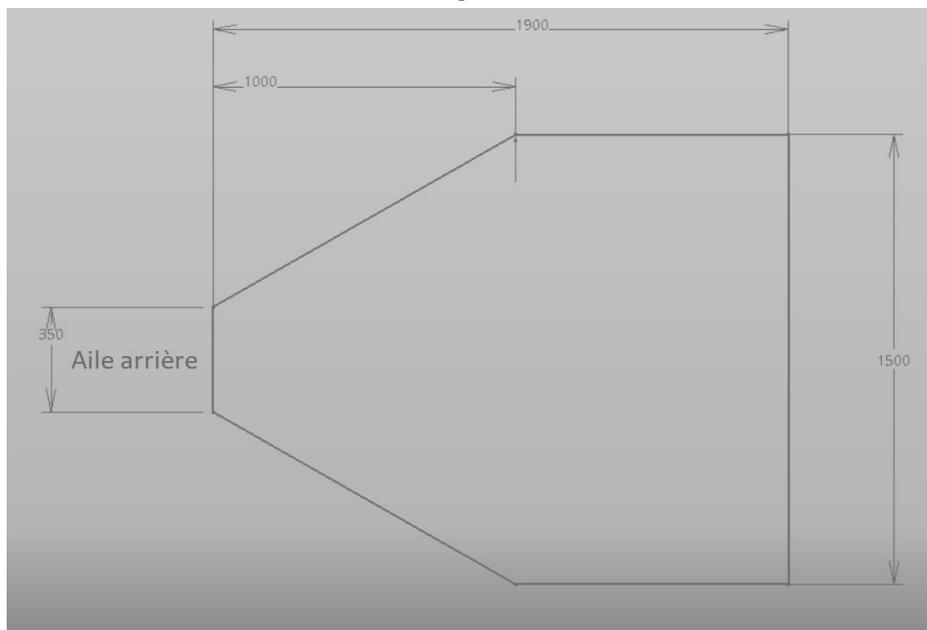
- la structure ne doit pas obstruer les portes ou le pare-brise
- l'accès au moteur doit être facile pour maintenance régulière
- la structure doit être compatible avec l'aménagement intérieur
- la structure doit s'adapter au positionnement des ailes et des moteurs

La définition de la structure de départ du MiniBee avant étude plus avancée doit donc se faire en prenant en compte l'ensemble de ces contraintes.

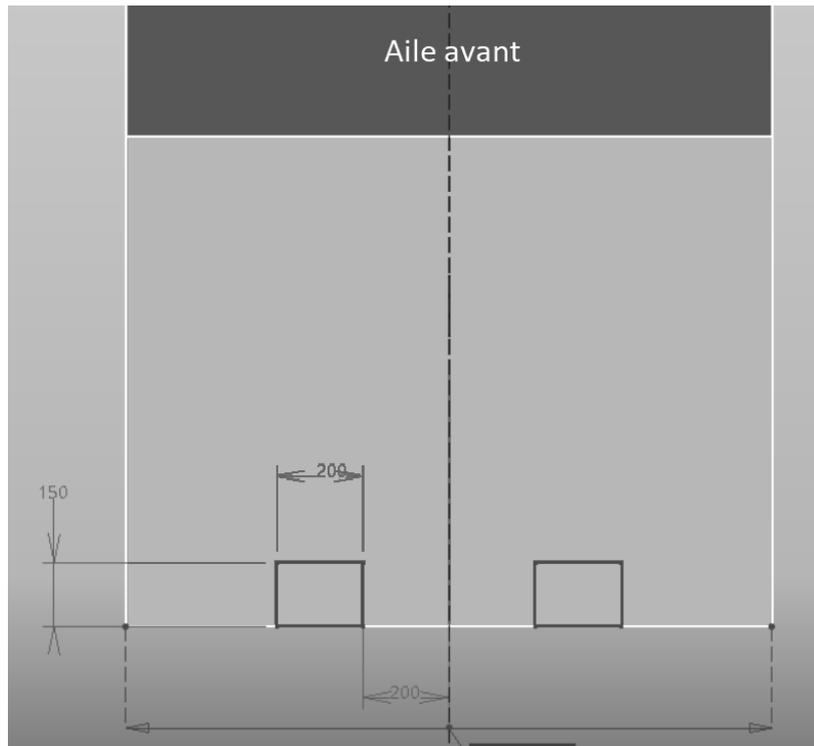
En l'occurrence les dimensions (largeur, hauteur, longueur) de chaque module sont définis par la taille des containers LD-3. Pour permettre le transport des modules, on intègre des passages pour chariots élévateur au niveau du plancher de ceux-ci. Les portes du module avant définissent le positionnement de certaines barres de celui-ci mais surtout l'absence de barres dans certaines zones. De même pour le pare-brise ou encore l'accessibilité du moteur. Enfin l'étude réalisée sur le positionnement des ailes avant et arrière fournis les derniers éléments.



Vue de droite - Dimensions, longueur et hauteur du module avant

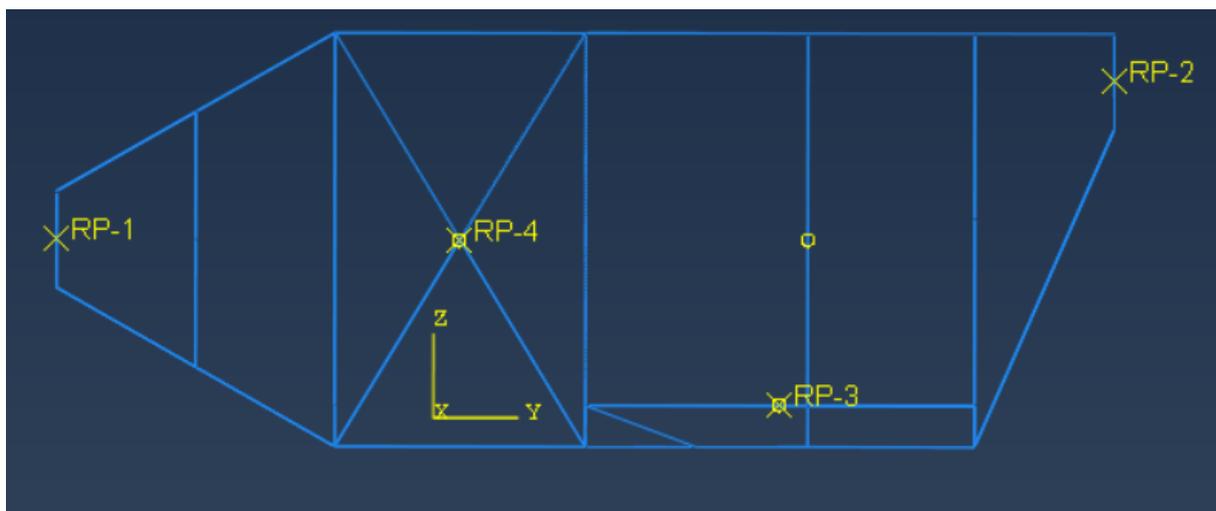


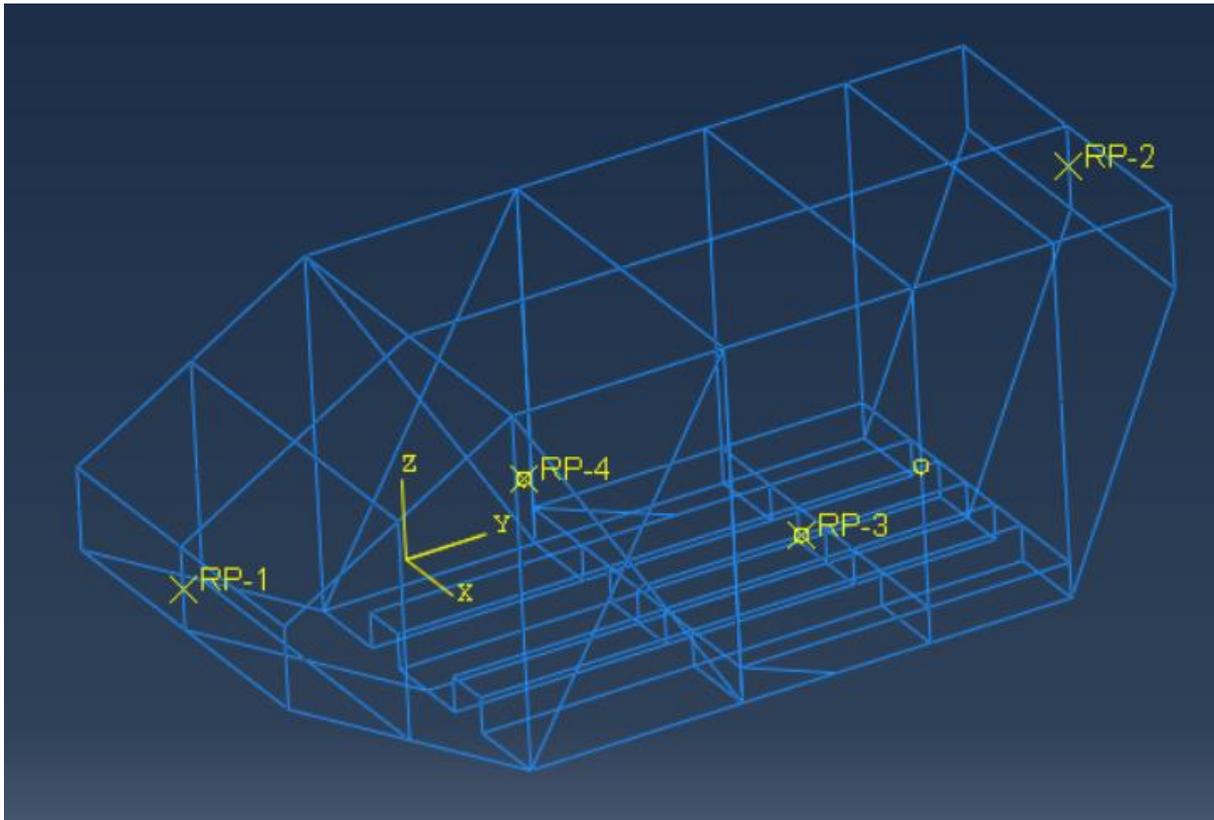
Vue de droite - Dimensions, longueur et hauteur du module arrière



Vue de face - Dimensions passages chariot élévateur et largeur des modules

Après ajout de renforts aux endroits à priori appropriés pour la reprise des efforts on obtient :





A ces contraintes dimensionnelles et structurelles s'ajoutent une contrainte de masse. En effet, en aéronautique et dans le domaine des transports en général, la masse est critique et doit être minimisée à tout prix. La masse cible de l'ensemble de la structure du fuselage est de 85 kg environ.

Concernant le matériau, nous utiliserons dans un premier temps de l'aluminium 7175, matériau utilisé pour faire le nez de l'appareil (Supméca), et ayant de bonnes propriétés mécaniques pour des utilisations aéronautiques.

L'aluminium est beaucoup plus léger que l'acier, tout en ayant de bonnes propriétés mécaniques. Un autre avantage de l'aluminium est qu'il a une bonne résistance à l'oxydation et est facilement usinable. Les alliages d'aluminium sont disponibles sous différentes formes (barres, plaques, tôles, tubes, profilés, fils ...)

Les propriétés de l'aluminium 7175 sont les suivantes (travail réalisé par Supméca) :

Matériaux étudiés ¹:

	F_{ty} (MPa)	$s = 1,5$ (MPa)	$s = 1,8$ (MPa)	$s = 2$ (MPa)
Al6061-T4	206	137	114	103
Al6061-T4 (ZAT)	184	124	103	93
Al7175-T6	505	336	280	252
Aviatium	570	380	316	285

L'Aviatium étant un alliage développé par Aviatube, les données ne sont pas disponibles en premier lieu. On se base sur les propriétés de l'Al7175-T6.

Dans notre cas, Al7175-T6 peut être dimensionné en fatigue à partir de Al7075-T6 qui sera conservatif. Ainsi on se base sur une limite d'endurance à 160MPa en régime oligocyclique.

On dimensionne la structure pour un facteur de charge allant de -1 à +3. On extrapole alors la charge dynamique à 2 et : $\sigma = \sigma_s + \sigma_a$ avec $\sigma_a = 2\sigma_s$.

$$\text{Or } \sigma_{a,max} < \frac{160}{1,5} = 107 \text{ MPa}$$

D'où :

$$\sigma_s < 54 \text{ MPa}$$

En se rapportant à un diagramme de Haigh pour cet alliage on peut préciser :

$$107 \text{ MPa} > \sigma_{a,max} > 91 \text{ MPa}$$

$$\text{sachant } \sigma_{a,max} = 107 - 0.286 * \sigma_s$$

2) Définition des cas de vol et de leurs contraintes

On distingue 3 cas de vol différents parmi lesquels on cherche les plus dimensionnants d'un point de vue structurel :

2.1) Décollage

On peut considérer que le premier cas de vol, le décollage, n'est pas dimensionnant. En effet les efforts lors de celui-ci ne sont pas particulièrement importants puisque la poussée nécessaire pour lutter contre la gravité est assez bien répartie sur les 10 moteurs du Mini-Bee. De plus le décollage n'est pas sujet à des cas exceptionnels pouvant présenter des efforts bien plus importants que la normale, contrairement à l'atterrissage comme nous allons le voir.

2.2) Atterrissage

Pour un avion classique l'atterrissage est considéré comme dimensionnant pour les trains d'atterrissage évidemment, mais pas vraiment pour la structure de l'avion en elle-même. En effet le fonctionnement d'un avion classique ainsi que le déroulement d'un atterrissage pour celui-ci fait que les efforts particulièrement concentrés dans les trains et les amortisseurs.

Mais le Mini-Bee n'est pas un avion classique, il s'agit d'un aéronef à décollage et atterrissage vertical. Ainsi donc, dans sa phase d'atterrissage (ainsi que de décollage), il se comporte comme un hélicoptère. Or la structure d'un hélicoptère ne disposant pas de trains d'atterrissage complexes avec amortisseurs, comme c'est le cas pour le Mini-Bee en tout cas pour le démonstrateur, est particulièrement sollicitée dans cette phase.

On peut donc considérer le même cas dimensionnant que pour les hélicoptères, donné par la CS 29.561 pour les grands hélicoptères et la CS 27.561 pour les petits, à savoir le cas de crash. Le Mini-Bee devra donc être capable de résister à un facteur de charge ultime de 20g vers le bas (pour un avion classique ce serait seulement 6g).

2.3) Vol

Une fois en vol le Mini-Bee se comporte comme un avion classique et doit donc répondre aux mêmes exigences. Le facteur de charge maximum est défini par la CS 25.337 comme suit :

$$n_{max} = 2,1 + \frac{24000}{MTOW_{lbs} + 10000}$$

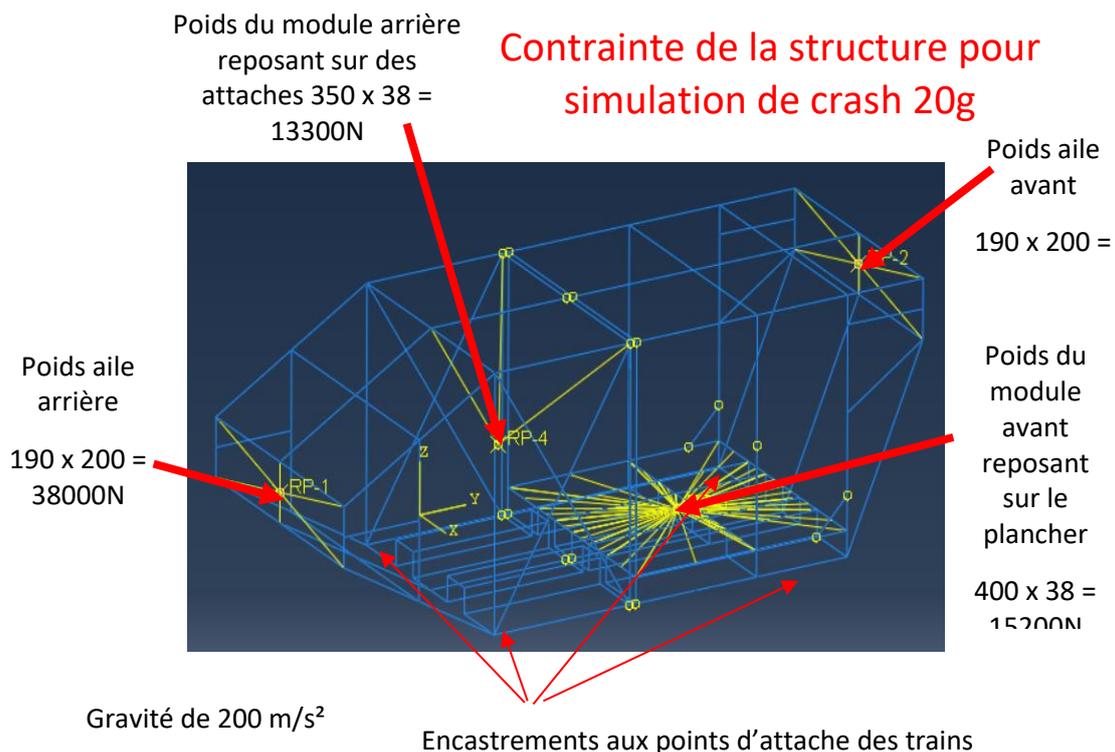
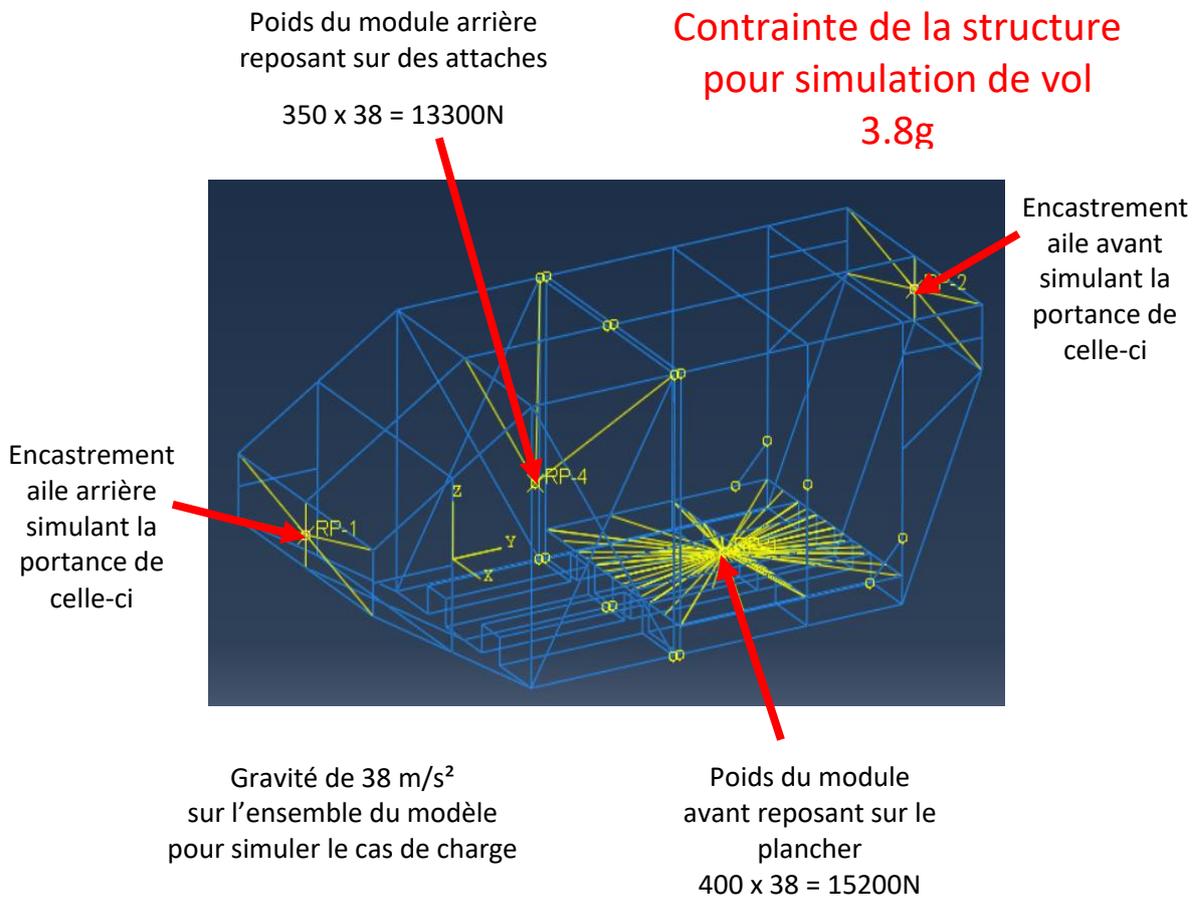
n_{max} ne peut être inférieur à 2.5 ni supérieur à 3.8.

Dans le cas du Mini-Bee le facteur maximal de 3.8 est largement dépassé, on se contente donc de celui-ci.

En revanche dans ce cas-ci la structure devra être dimensionnée en fatigue car la résistance en fatigue est plus contraignante que la résistance élastique. Pour le cas de crash, au contraire, ce ne serait pas pertinent puisque le crash est un événement par nature exceptionnel et non voué à se répéter.

2.4) Contraintes ABAQUS

Pour modéliser ces cas de vol sur ABAQUS il est nécessaire d'appliquer des contraintes et des forces de manière judicieuse.



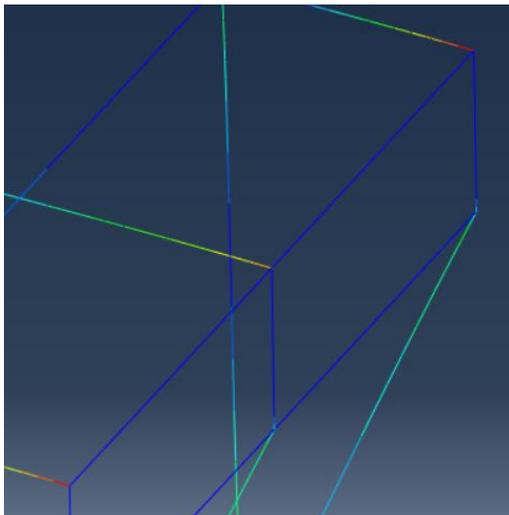
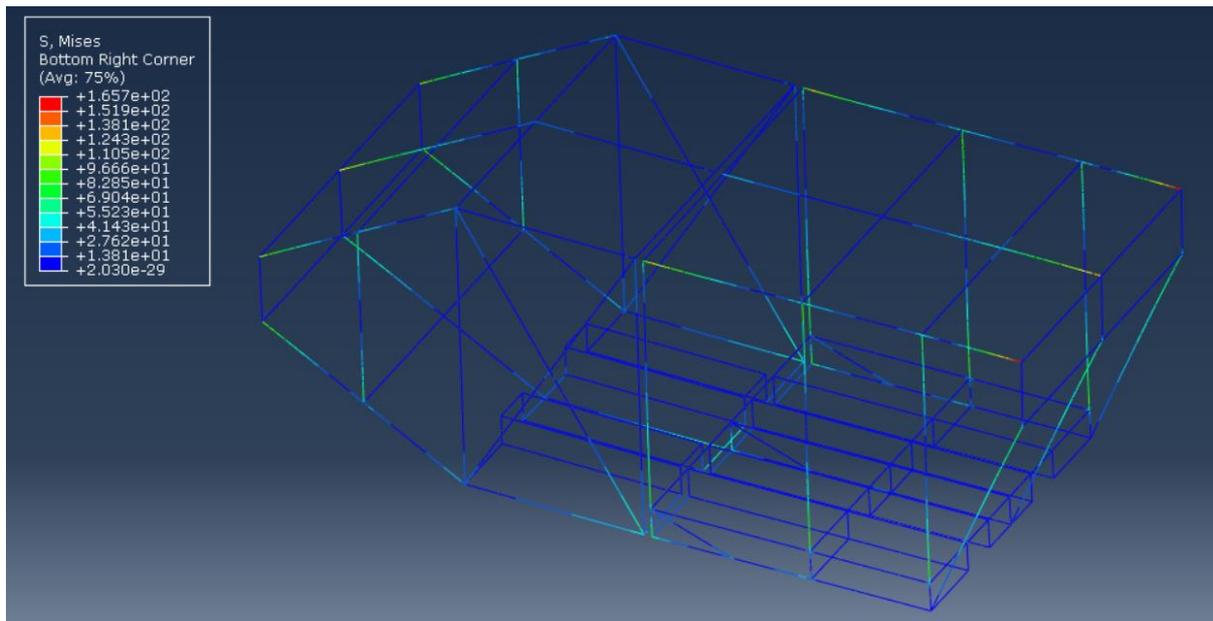
3) Amélioration de la structure par itération

Une fois la structure de départ et les contraintes définies on peut l'améliorer par itération jusqu'à obtention d'une structure finale satisfaisant tous les critères de résistance.

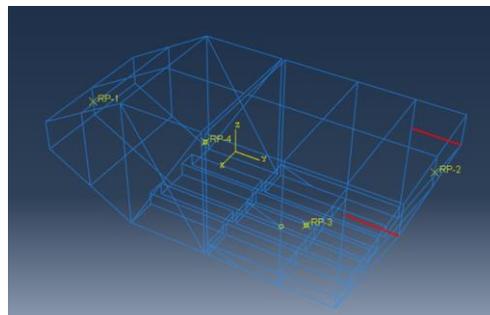
Rappel : en fatigue 107 MPa, en statique 336 MPa.

3.1) Vol 3.8g

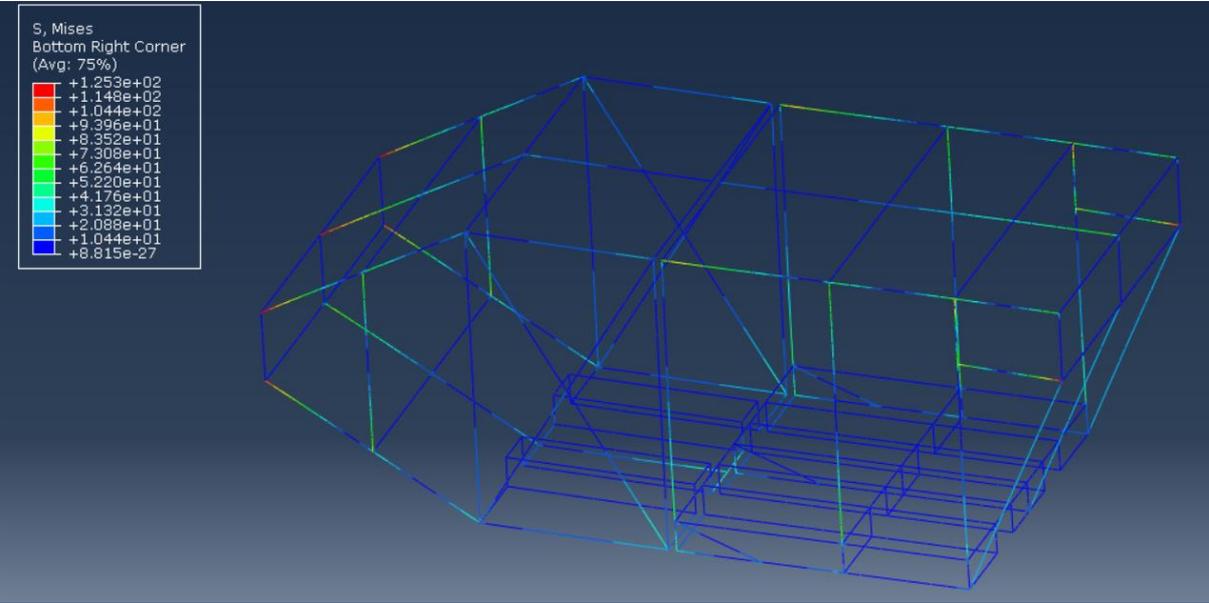
On commence par observer comment la structure réagit au cas de vol à 3.8g.



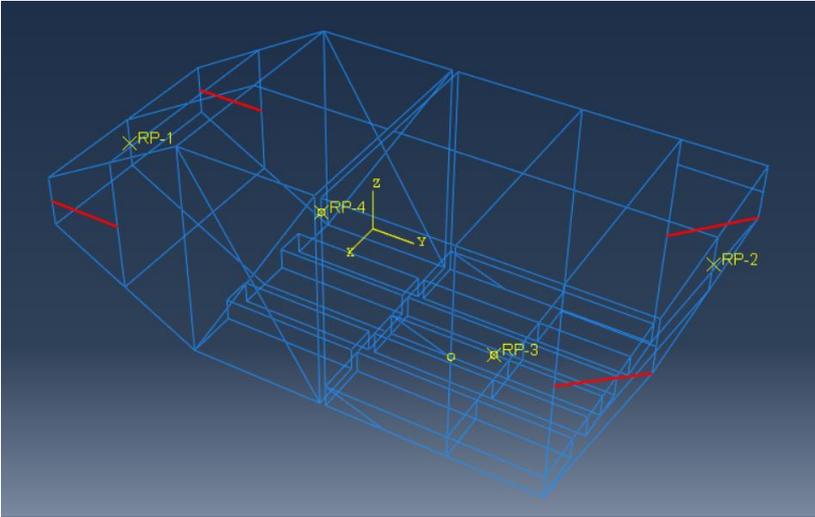
On constate un effort maximal de 166 MPa au niveau de l'aile avant ce qui est trop important puisque supérieur à 107 MPa. Pour remédier à cela on ajoute des renforts comme suit :



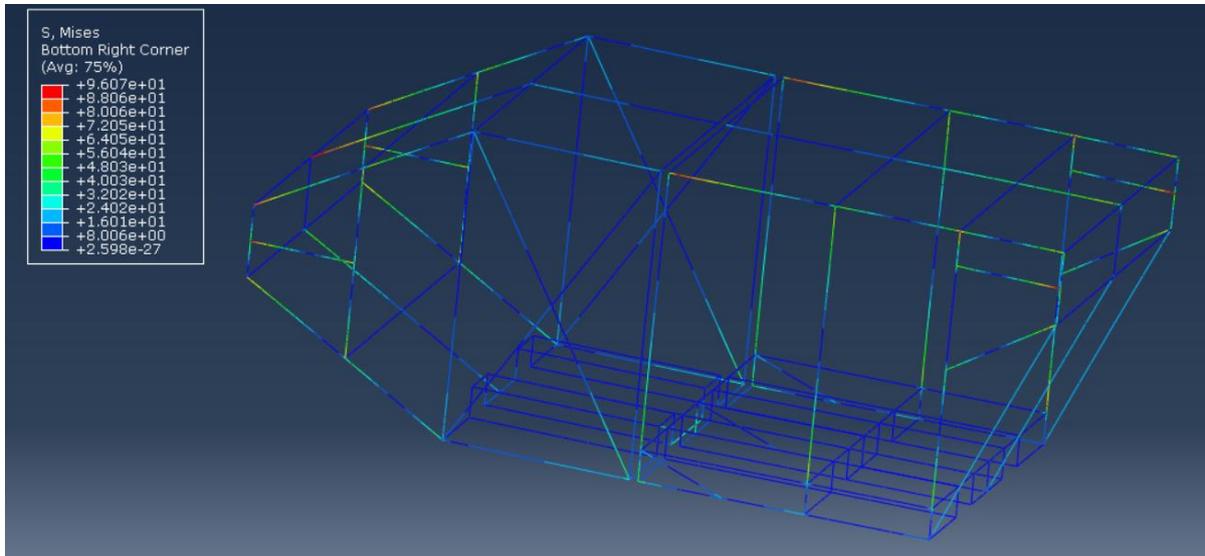
On obtient les résultats suivants :



Les efforts sont toujours trop importants au niveau de l'aile avant mais on observe désormais qu'ils le sont également trop au niveau de l'aile arrière. On ajoute donc de nouveaux renforts comme suit :



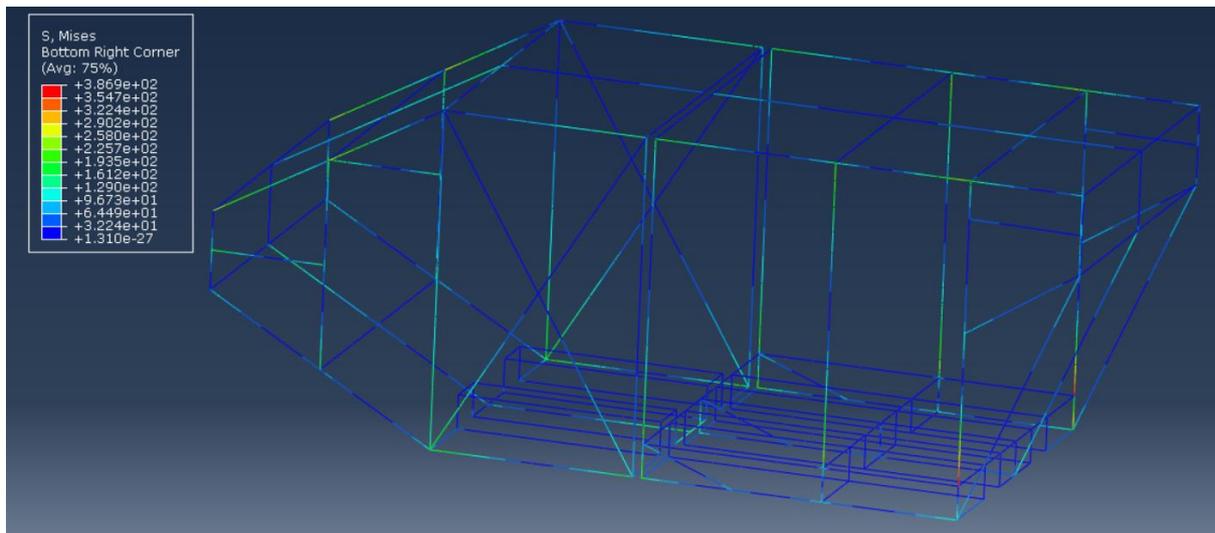
On obtient alors les résultats suivants :

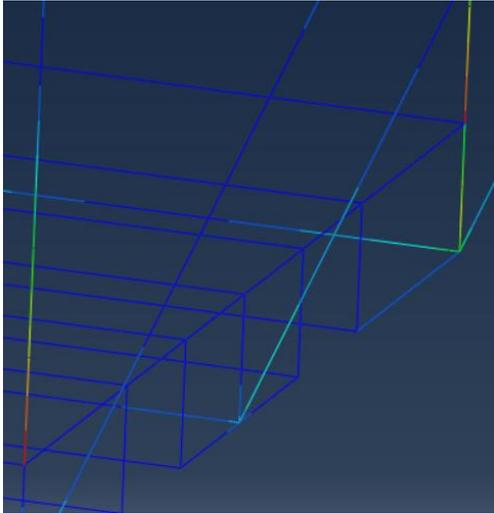


Les efforts sont désormais satisfaisants en fatigue puisque inférieurs à 107 MPa.

3.2) Atterrissage 20g

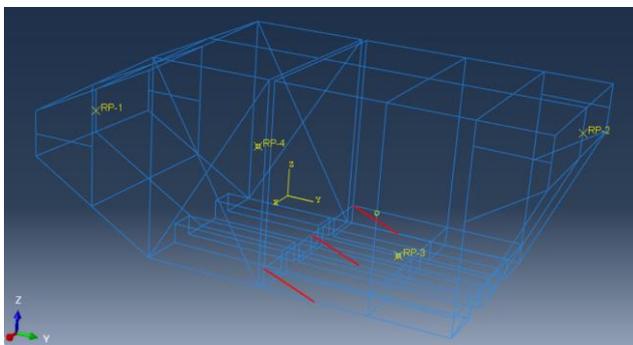
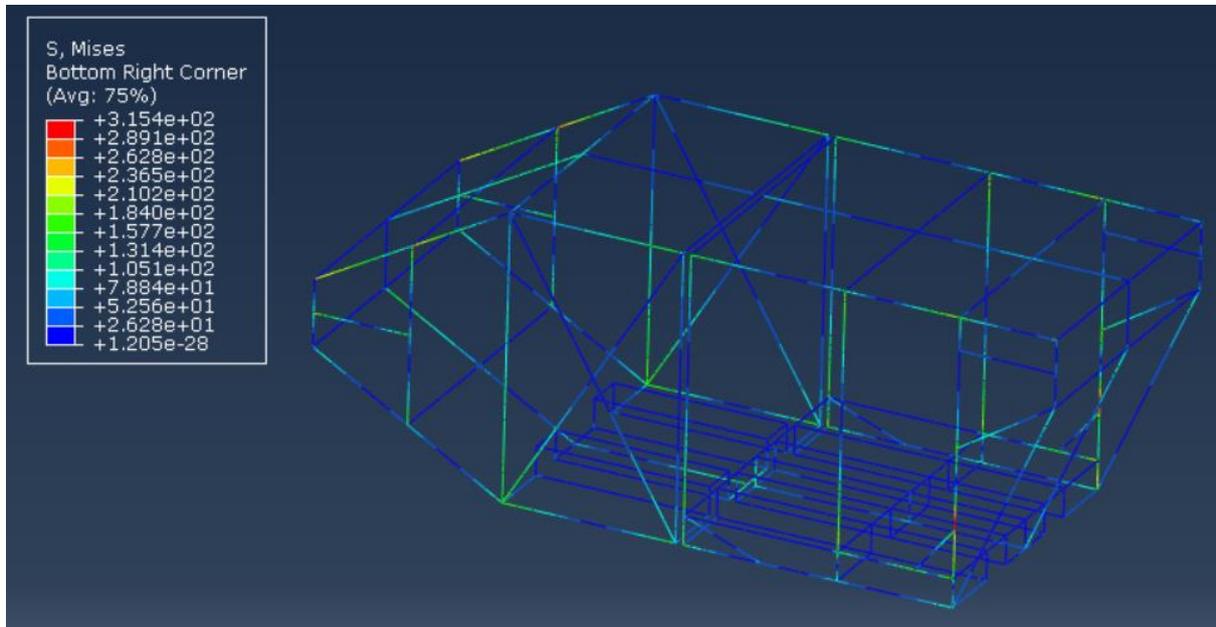
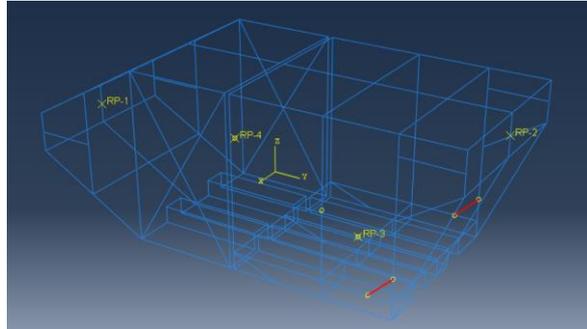
On peut maintenant vérifier si la structure est également satisfaisante en cas de crash.





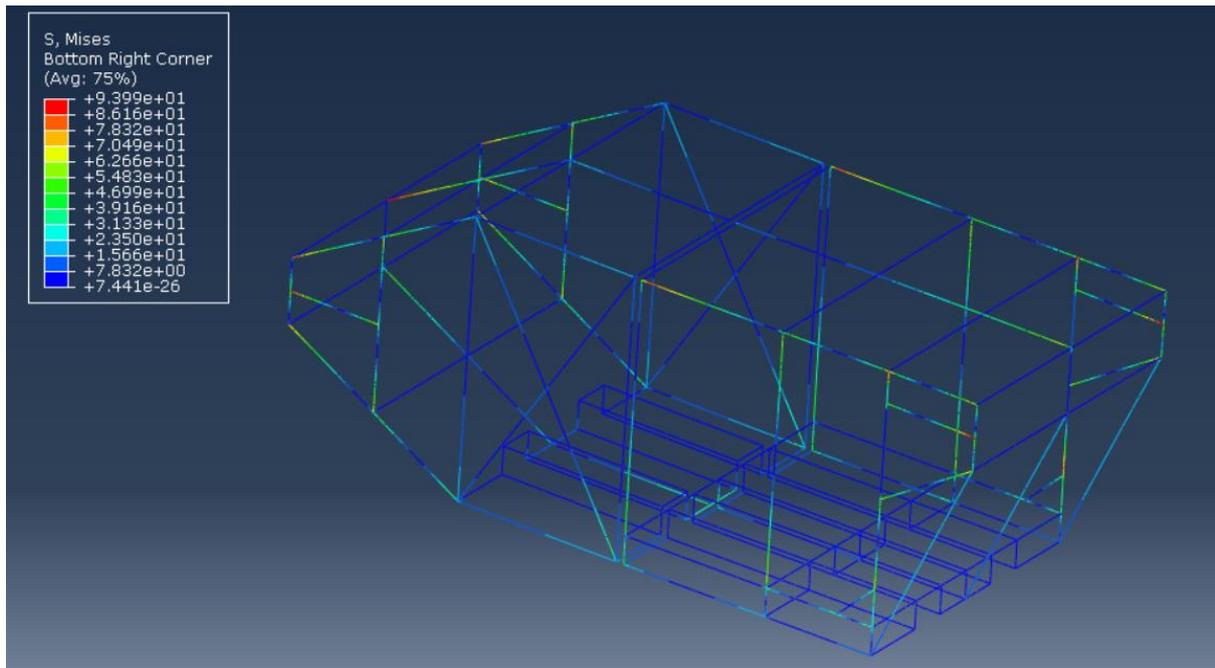
Les efforts maximums sont de 387 MPa donc supérieurs à la limite acceptable de 336 MPa.

On ajoute encore une fois des renforts. On obtient alors les résultats suivants qui sont satisfaisants pour tous nos critères.

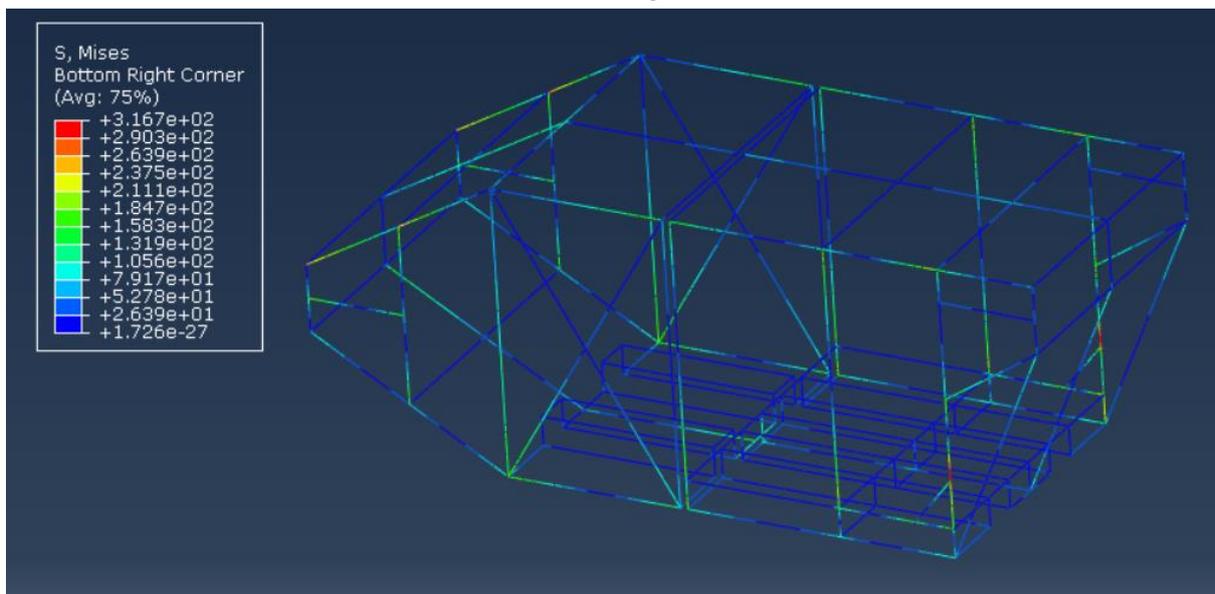


On remarque enfin que certaines parties de la structure ne semblent pas particulièrement sollicitées par la reprise des efforts et ne semblent pas non plus essentielles structurellement.

On les supprime donc avant de vérifier que la résistance de la structure n'est pas trop affectée.



Vol 3.8g



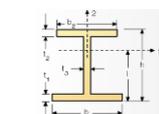
Atterrissage 20g

Les efforts restent acceptables.

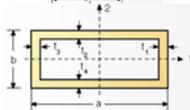
4) Choix du profil de poutre

Dans le cadre de cette étude on décide de considérer 3 types de profil de poutre différents :

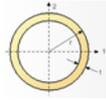
- Profil en I



- Profil carré



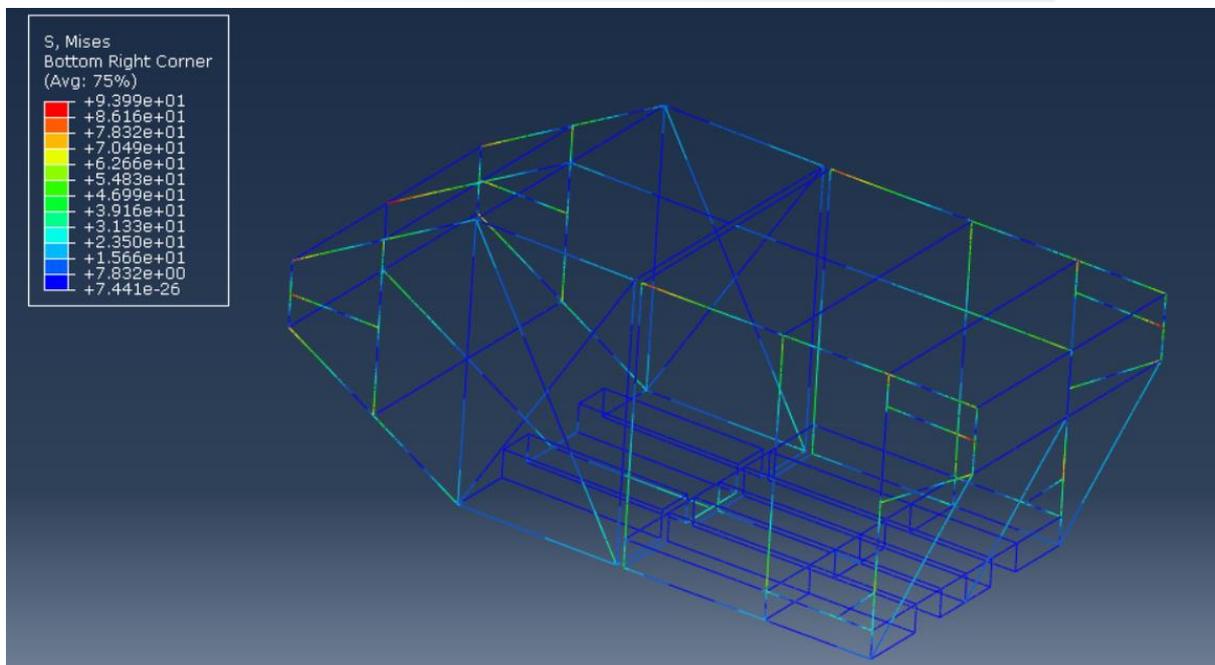
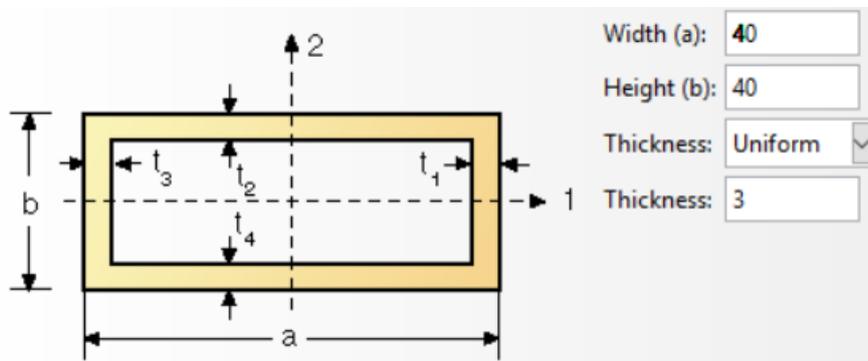
- Profil circulaire

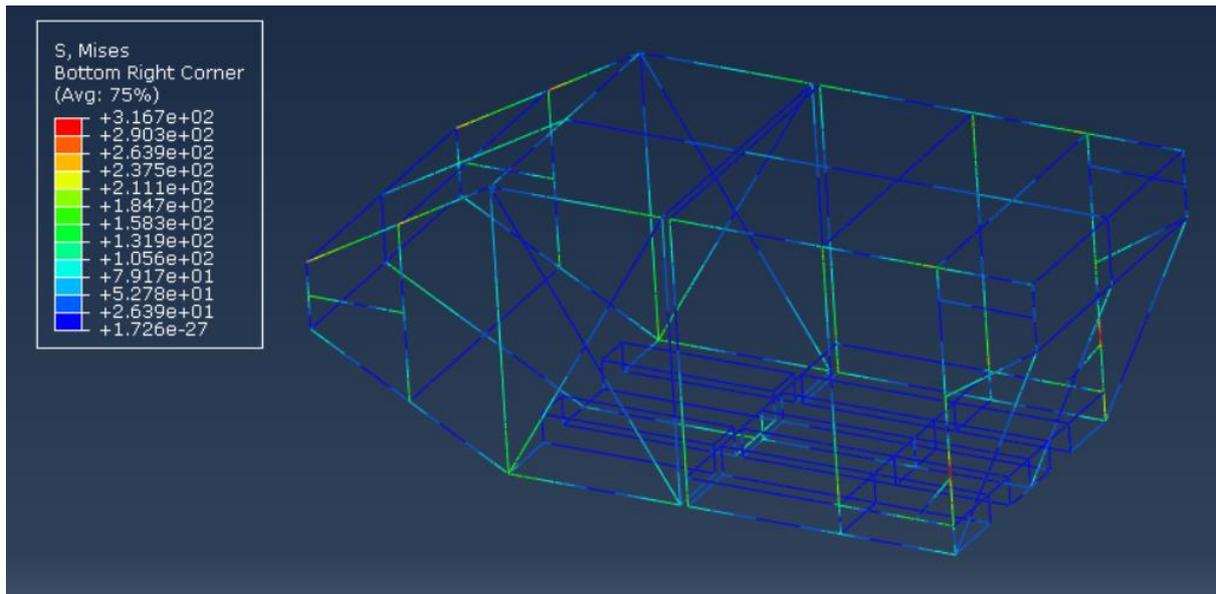


Le profil en I, bien que supérieur aux autres en termes de performances pures en rapport poids/résistance, paraît trop difficile à se procurer et à mettre en oeuvre, en particulier pour un démonstrateur.

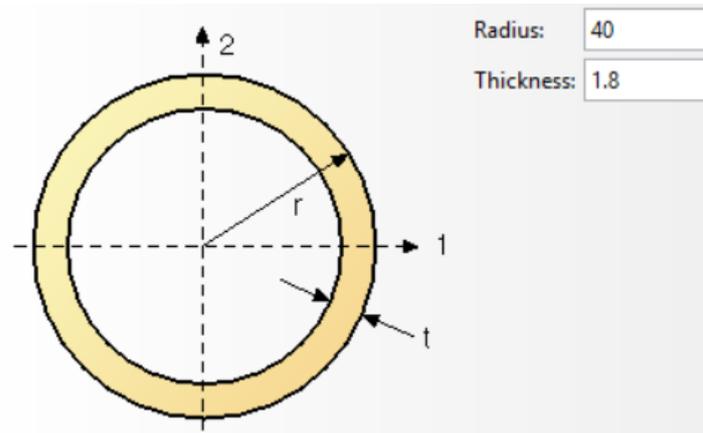
On lui préfère donc ses deux concurrents que nous allons pouvoir comparer à l'aide d'ABAQUS. On compare donc deux structures au poids équivalent d'environ 135 kg avec deux profils différents.

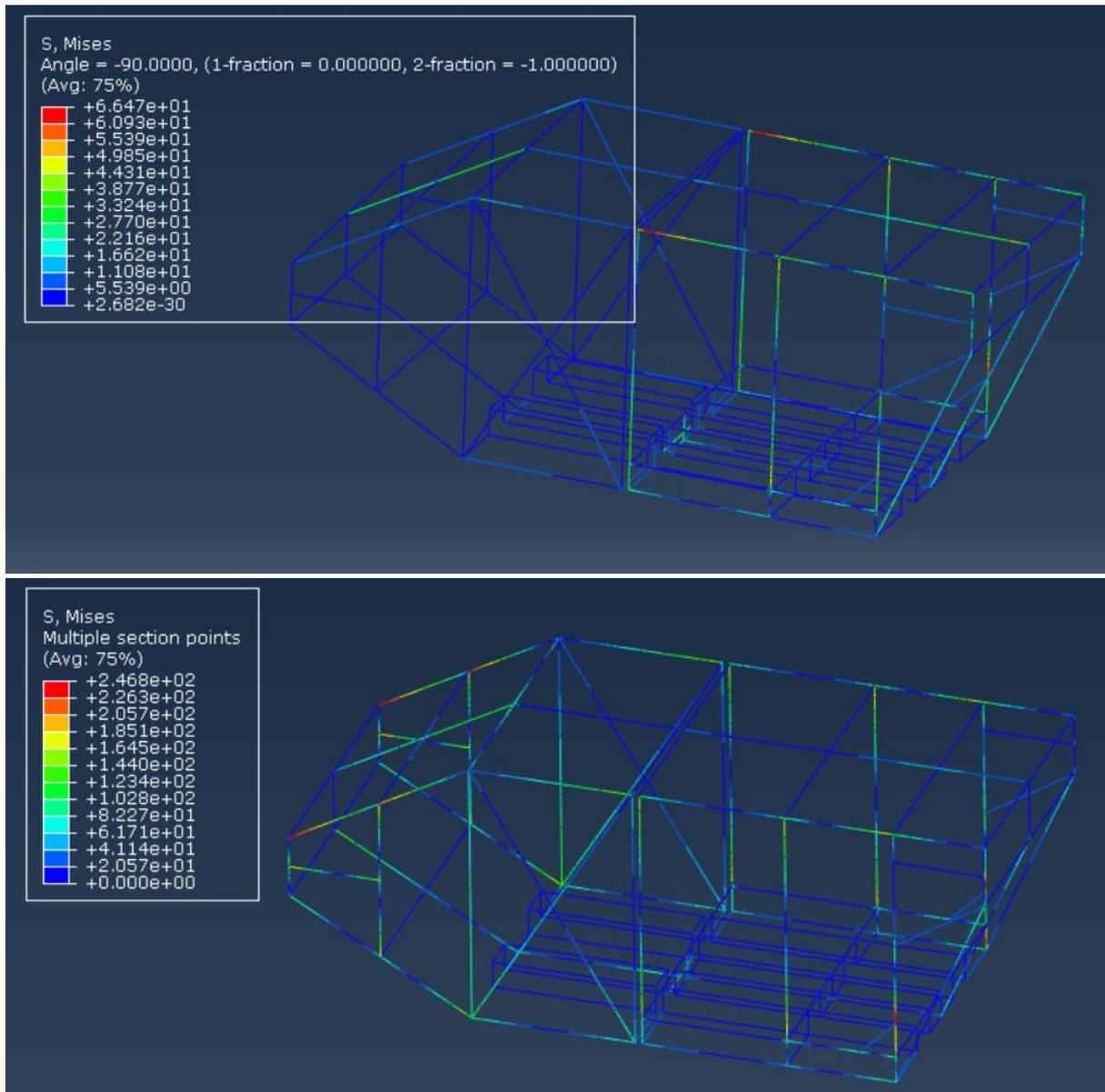
4.1) Profil carré





4.2) Profil circulaire



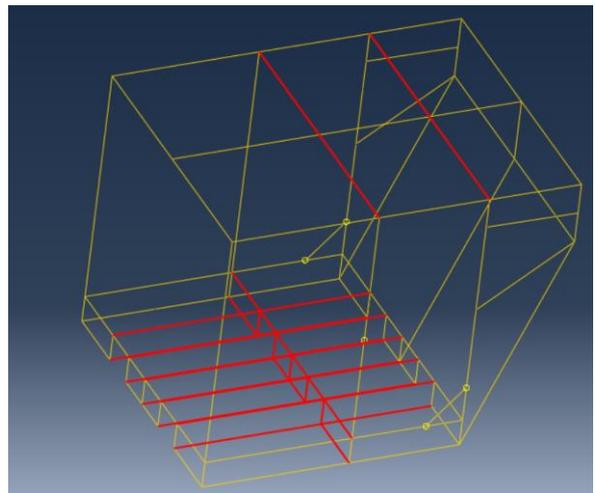
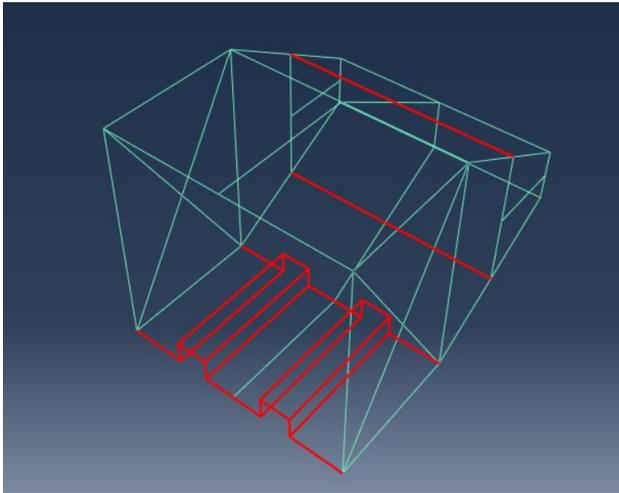


Le profil circulaire est largement supérieur au profil carré puisqu'à masse équivalente les efforts dans la structure sont bien moins importants. On privilégie donc cette nouvelle architecture par la suite.

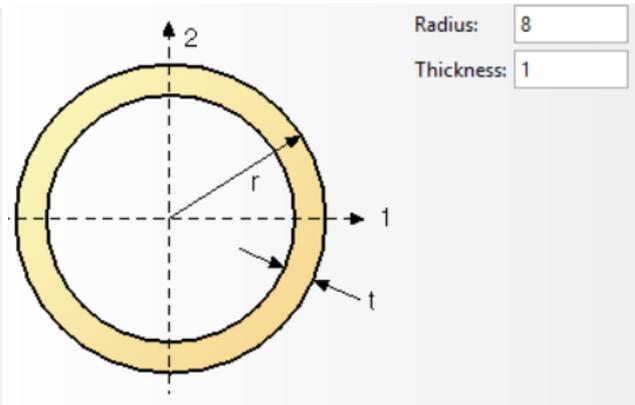
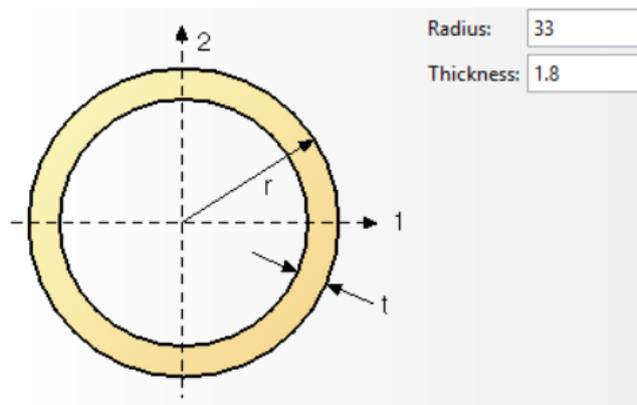
4.3) Optimisation et structure finale

En observant les résultats, on s'aperçoit rapidement que certaines parties de la structure sont bien moins sollicitées que les autres. On ne peut cependant pas simplement les supprimer puisqu'elles sont structurellement nécessaires. On peut cependant utiliser un profil différent sur ces parties-là afin d'essayer de diminuer la masse de la structure. Cela pourrait également permettre de satisfaire les exigences de masse. En effet la structure actuelle pèse 135 kg au lieu de 85 kg. Une baisse de la masse s'accompagnerait par ailleurs d'une baisse du prix de la structure.

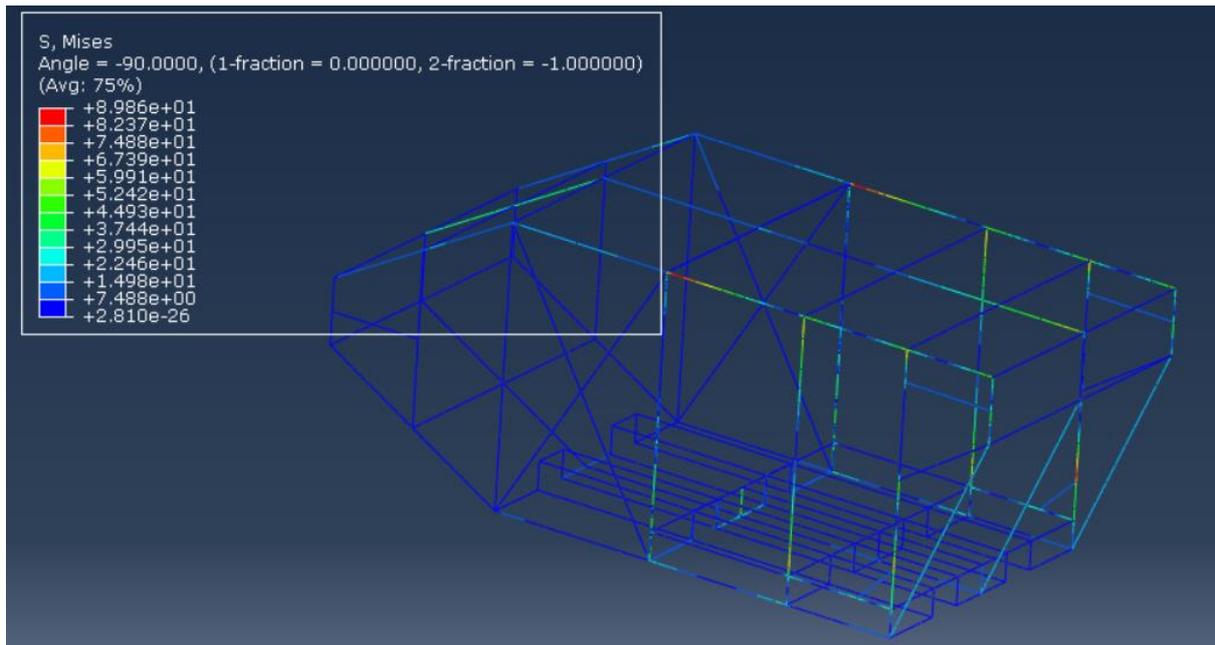
On identifie donc les parties surdimensionnées de la structure :



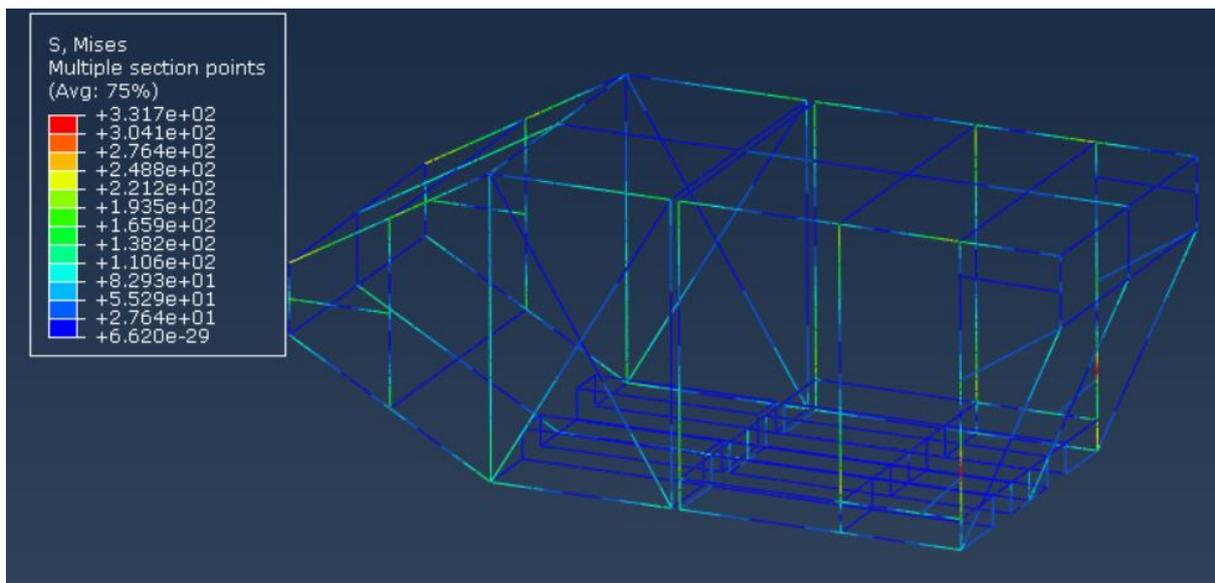
Et on utilise désormais les deux profils suivants :



On vérifie que les critères de résistance mécanique sont toujours respectés :



Cas de vol 3.8g



Atterrissage 20g

Et voici un tableau récapitulatif des gains de masse et de coût, à noter qu'on ne satisfait pas parfaitement le critère de masse :

Structure	Non-Optimisée	Optimisée	Gain
Masse (kg)	135	88	47
Coût (€)	460	300	160

IV - Calcul des contraintes dans les ailes

Nous chercherons à dimensionner le module aile de notre appareil, ce qui nous amène à dimensionner le longeron principal de nos ailes. Nous assimilerons à une poutre en I, la quasi-totalité des efforts dans l'aile étant au niveau du longeron principal.

Nous appliquerons donc la théorie des poutres.

Les efforts principaux dans une aile sont des efforts de flexion.

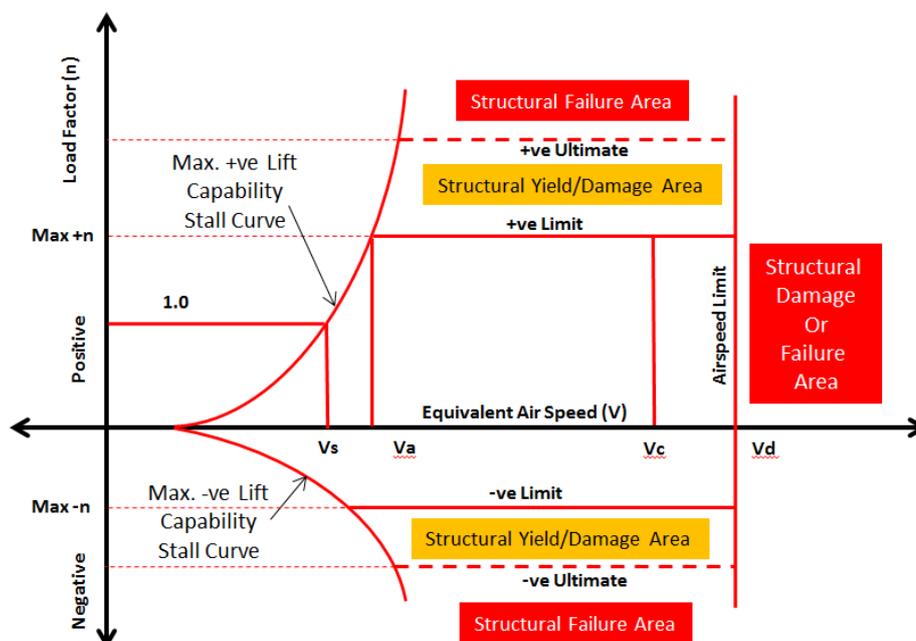
Il est important de noter que les efforts dans l'es ailes sont alternées et peuvent amener à une rupture de fatigue. Lorsque l'avion est au sol les ailes ne sont soumises qu'à leur poids (et au poids des rotors externes), ce qui donne une flexion « vers le bas ». Tandis que lorsque l'avion est en vol, la portance donne une flexion dans le sens inverse.

Il est important de déterminer les cas de vol les plus contraignants. Nous allons calculer les efforts subits par l'aile pour plusieurs cas de figure : le décollage, le vol stationnaire et la ressource.

On a pour facteur de charge maximum : $n_{max} = 2.1 + \frac{24000}{MTOW_{lbs} + 10000} = 2.1 + \frac{24000}{1984,16 + 10000} = 4.1$

Le poids doit être exprimé en pounds : 90 kg \Leftrightarrow 198,416lbs

Cependant pour le transport civil, le facteur de charge doit être compris entre 2.5 et 3.8. Nous prendrons donc comme facteur de charge maximum : $n_{max} = 3.8$



Le facteur de charge négatif maximum est défini comme suit : $n_{min} = -0.4 * n_{max} = -1.52$

Calcul de la contrainte pour de la flexion pure :

$$\sigma_{xx} = \frac{M_{fz}}{I_{Gz}} * y$$

Avec :

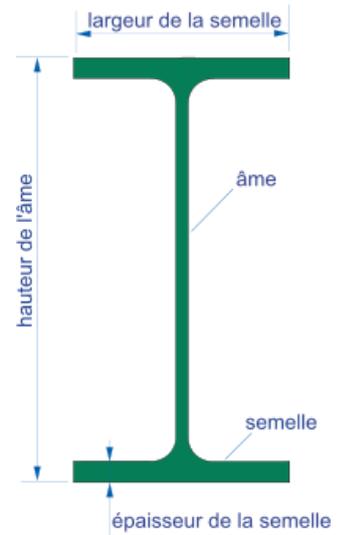
- σ_{xx} la contrainte en flexion,
- M_{fz} le moment dans la poutre,
- y la hauteur dans la poutre
- I_{Gz} le moment quadratique de la poutre

Le moment quadratique d'une poutre en I est défini comme suit :

$$I_{Gz} = I_{\text{âme}} + 2I_{\text{semelle}} = \frac{e \cdot (h - 2e')^3}{12} + 2 \cdot \left(\frac{l'e'^3}{12} + (l'e') \cdot \left(\frac{h}{2} - \frac{e'}{2} \right)^2 \right)$$

Avec :

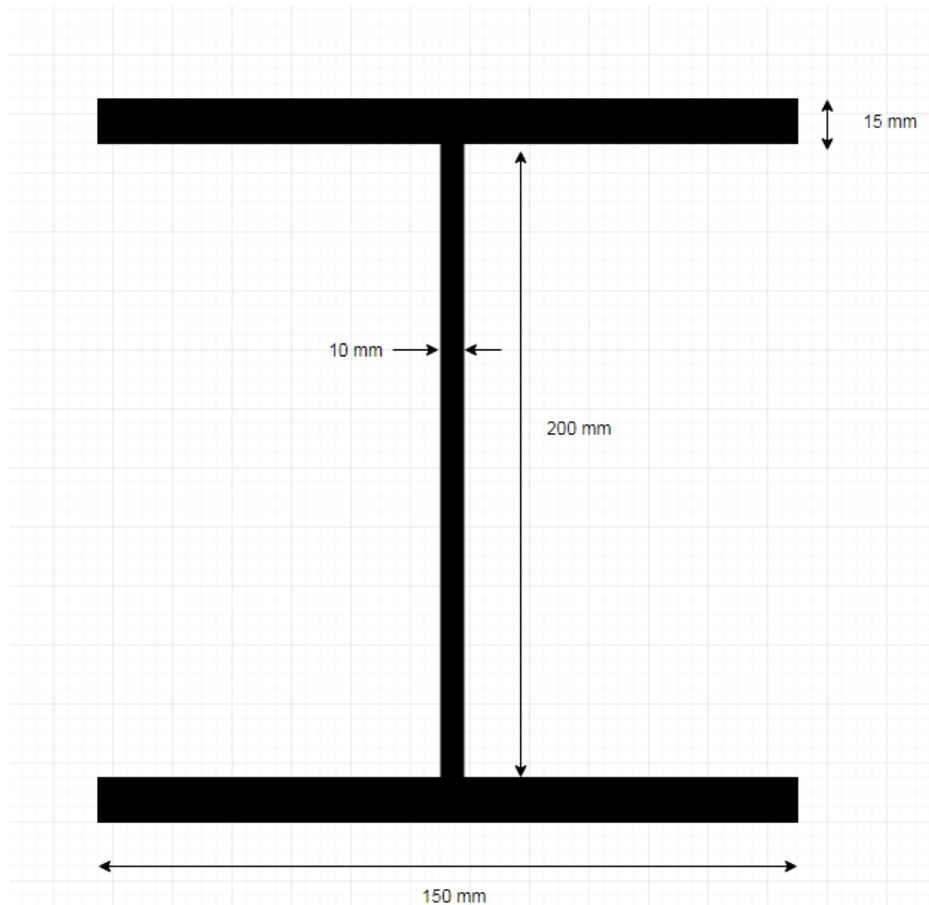
- e épaisseur de l'âme
- h hauteur de l'âme
- e' épaisseur de la semelle
- l' longueur de la semelle



La phase de vol la plus contraignante est la phase de ressource, c'est-à-dire que l'avion pique puis remonte brusquement, on peut alors avoir le facteur de charge maximum.

Après calcul analytique, nous trouvons une contrainte maximale à 3.8 g de **129 Mpa**.

Simulation sur le longeron :



Nous avons déterminé après plusieurs simulations que cette géométrie était bonne, apportant une bonne résistance, tout en limitant le poids de la structure de l'aile. Les simulations ont été réalisées sur une poutre d'une longueur de 2m, ce qui serait la longueur de l'aile du démonstrateur.

Le longeron seul de 2m fait alors **36.4 kg**.

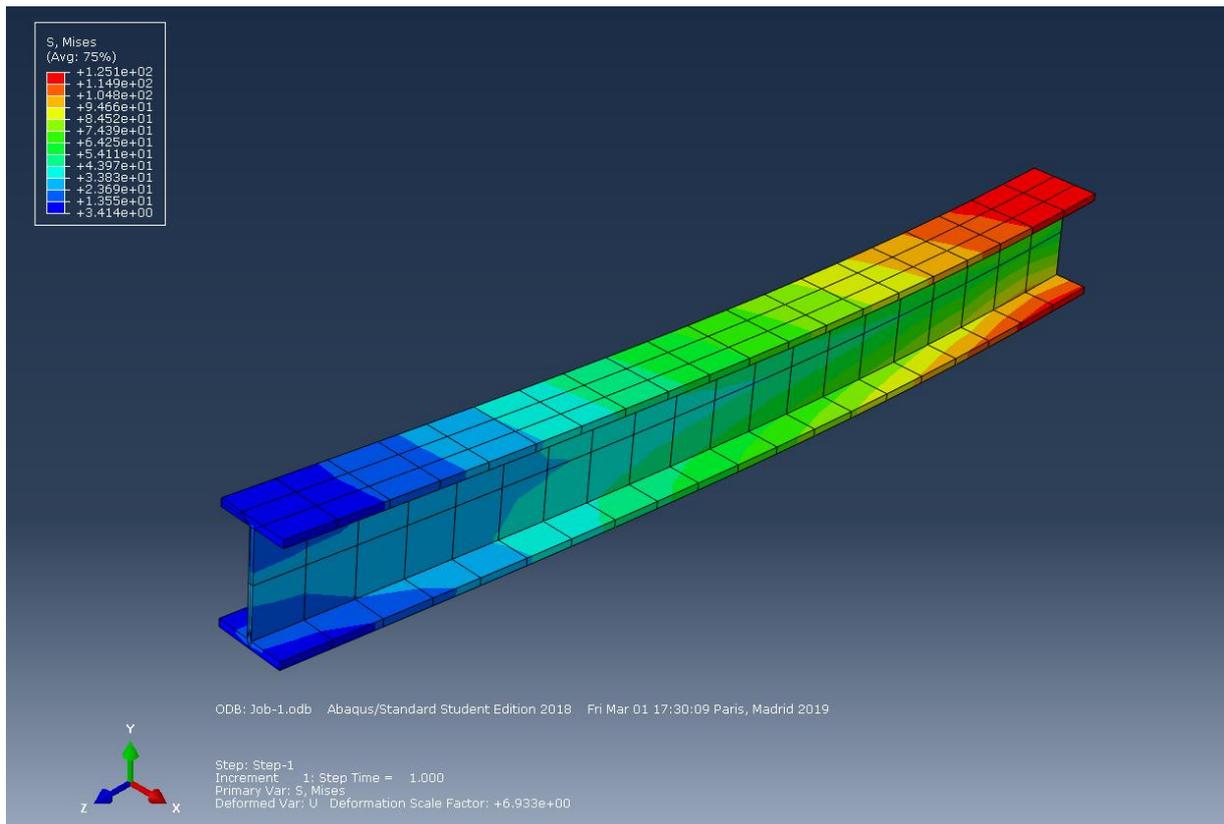


Figure : Simulation où l'appareil est soumis à une accélération de 3.8 g

On peut voir sur cette simulation où l'appareil subi une accélération de **3.8 g** que la contrainte maximale au niveau de l'emplanture de l'aile est de **125Mpa**. Nous sommes loin de la limite élastique. Nous dépassons légèrement la contrainte à ne dépasser en fatigue. Cependant l'appareil ne sera pas soumis à un tel effort de manière régulière. La valeur simulée étant proche de la valeur théorique, notre modèle semble cohérent. Nous pouvons si besoin est lors de l'évolution du projet, allonger le longeron principal sans modifier le profil. S'il fallait augmenter la longueur d'avantage il suffirait d'augmenter l'épaisseur de la poutre.

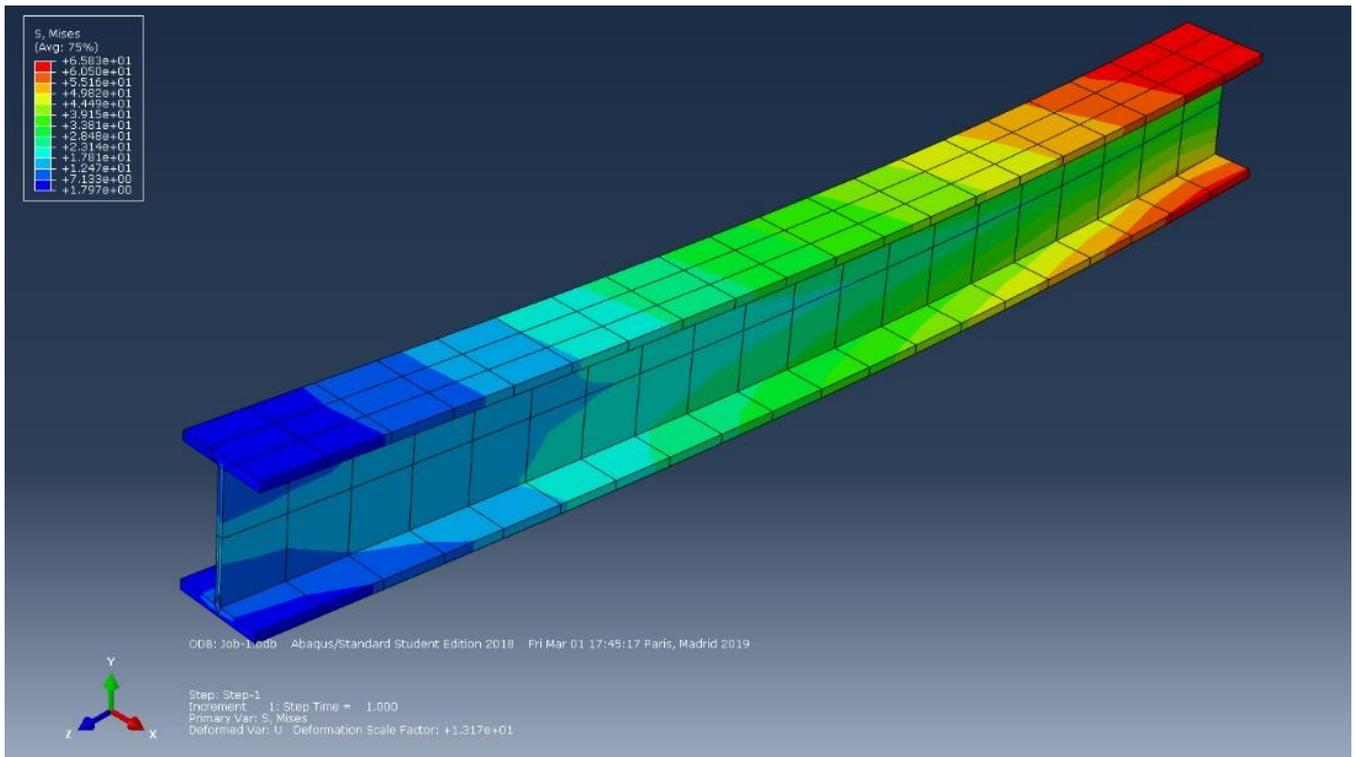


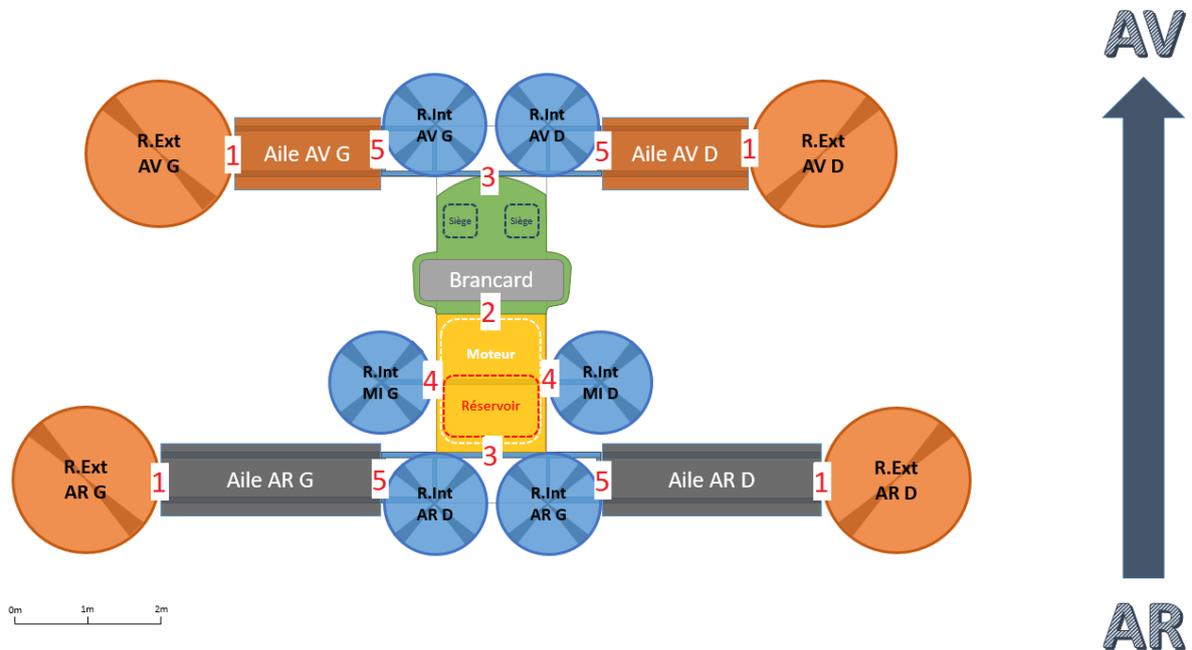
Figure : Simulation où l'appareil est soumis à une accélération de 2 g

Pour une accélération de **2 g**, nous pouvons voir que la contrainte atteint **65 Mpa**, nous avons donc de la marge par rapport à la limite à ne pas dépasser en fatigue.

V - Les fixations

Le montage et démontage du MiniBee doit pouvoir s'effectuer en 20 minutes maximum.

L'utilisation d'outils ne doit pas être nécessaire.



1 : Liaison Rotors extérieurs/ailes

Le pivot séparé de la fixation car trop complexe sinon

Pivot donc efforts changeants :

Décollage/Atterrissage/Vol Stationnaire : effort flexion portance

En vol : poussée intégralement transmise par les fixations

Fixation entre le longeron de l'aile et le centre du rotor, pas d'efforts carénage

Câblage électrique

2 : Liaison Fuselage Avant/Fuselage Arrière

Câblage électrique

Flexion fuselage : compression en haut, traction en bas

Reprise des efforts en virage et autres manœuvres

Fixation en plusieurs points

3 : Liaison Fuselages/Ailes Centrales

Liaison entre la structure du fuselage et le longeron de l'aile

Câblage électrique

Flexion, Torsion

Fixation en plusieurs points (2 voire 3 pour redondance ?)

4 : Liaison Fuselage arrière/Rotors arrière internes

Câblage électrique
Flexion

5 : Liaison Ailes/Ailes centrales

Câblage électrique
Flexion
Fixation par longeron

La problématique du câblage électrique est présente sur toutes les liaisons. Il faut donc trouver un système rapide à mettre en place et extrêmement fiable, une déconnexion serait catastrophique et inacceptable. En effet non

On compte 14 liaisons et certaines nécessitent plusieurs points de fixations. Il faudrait donc environ 1 minute de temps de travail par fixation pour qu'une personne seule puisse monter le MiniBee en 20 minutes. Sachant que le positionnement des parties de l'aéronef avant fixation nécessitera également du temps et sans doute plus d'une personne.

Le critère de rapidité devient donc très contraignant et limite les possibilités de type de fixations.

[Etude comparative des différents types de fixations rapides :](#)

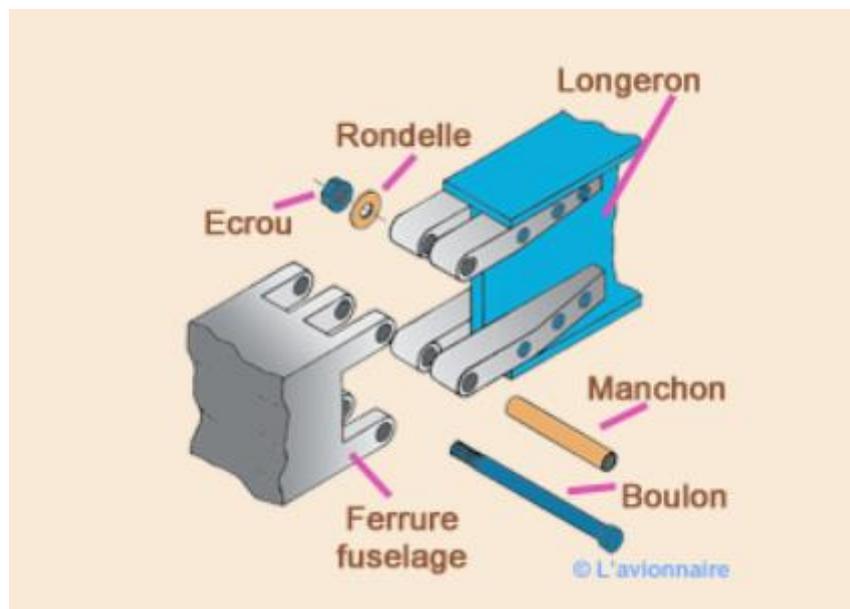
Grenouillères :

- Charge de traction jusqu'à 6000 N
- Facilité d'installation et d'utilisation
- Longue durée de vie
- Large gamme (types, dimensions...)
- Nombreuses options (verrouillage secondaire, cadennassable, crochet réglable...)
- Montage par rivetage, visserie ou soudure
- Matières : Acier, inox...
- Finition : zinguée, chromée, nickelée, peinte...
- Possibilité d'adaptation et/ou de développement



La grenouillère est la solution idéale pour les applications industriels et équipements qui ont besoin d'être ouvert fréquemment. Elle résiste à des efforts en traction jusqu'à 6000N. Cependant, on peut douter de sa capacité à tenir les efforts dans les autres directions ce qui pourrait être dérangeant dans notre cas puisqu'une aile est soumise à de multiples forces.

Systeme de chape :



Les chapes viennent naturellement à l'esprit puisqu'il s'agit de la solution choisie bien souvent dans l'aéronautique pour assurer la liaison entre le fuselage et les ailes. Les efforts sont très bien admis et le système est solide, simple et robuste. Cette solution pose un problème toutefois dans sa rapidité de montage et démontage. En effet les chapes utilisées traditionnellement ne sont pas faites pour être démontées ou alors de manière très

occasionnelle. En conséquence le démontage et remontage des ailes prends un temps considérable ce qui n'est pas acceptable dans le cas du MiniBee puisque celui-ci devra subir cette opération extrêmement régulièrement et que tout l'intérêt de l'appareil repose sa flexibilité et sa rapidité de mise en place.

En particulier la fixation à l'aide d'un écrou nécessite du temps et des outils. On peut cependant penser à d'autres solutions telle que des goupilles mais il faut s'assurer que le maintien procuré à l'axe de chape sera de qualité suffisante.

Les goupilles présentent l'avantage de ne nécessiter que très peu de temps et aucun d'outillage pour leur utilisation. Elles remplacent effectivement les écrous sur des systèmes à faible sollicitation, peut être peuvent-elles le faire également sur des systèmes plus contraignants.



Fixations quart de tour :

- Système de fermeture mécanique rapide et sûr
- Ouverture et fermeture manuelle ou avec outil
- Nombre de cycles élevé
- Facilité d'utilisation et gain de temps
- Imperdable (conforme à la directive machine 2006/42/CE)
- Large gamme dimensionnelle
- Résistance aux vibrations
- Matières : acier, inox, composites
- Possibilité d'adaptation et/ou développement



Les fixations quart de tour sont un autre moyen rapide et robuste de fixer et détacher deux plaques. Elles peuvent tenir des efforts allant jusqu'à 10000N. Elles sont en revanche limitées dans l'épaisseur des plaques qu'elles peuvent maintenir, jusqu'à environ 5 cm d'épaisseur.

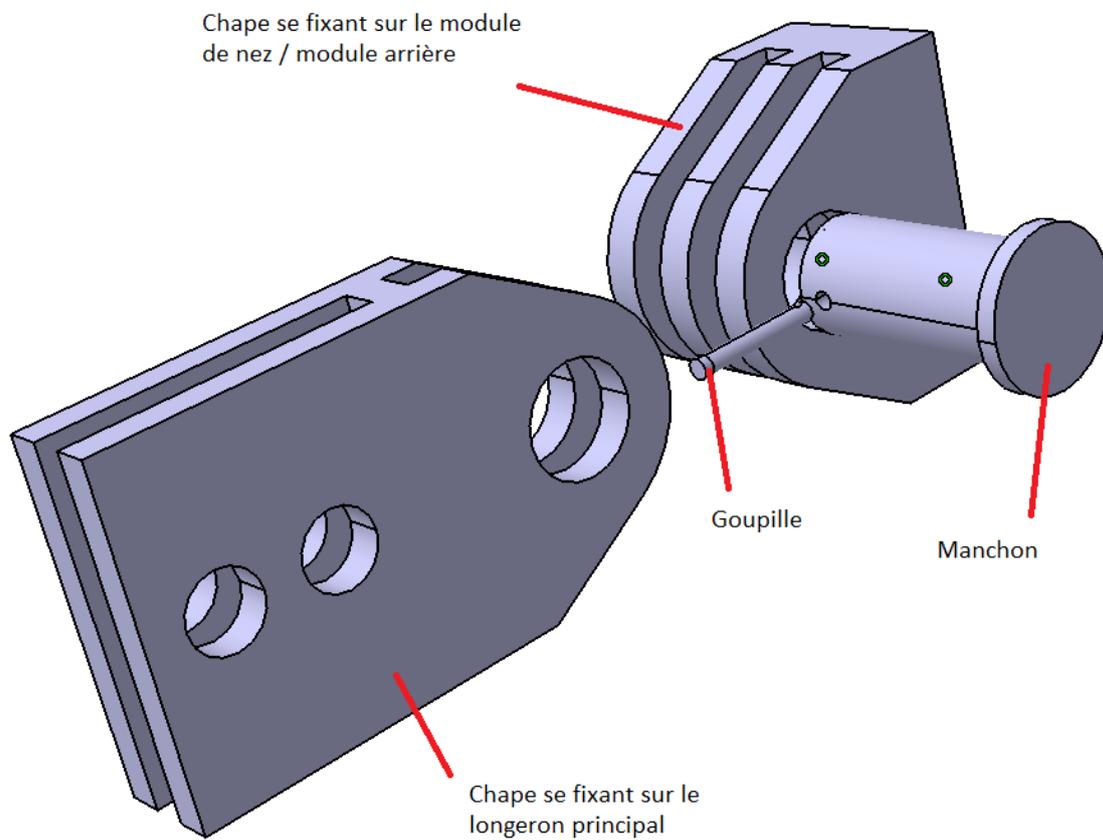
Verrous de sécurité :

- Ouverture en 2 temps
- Léger
- Système affleurant
- Résistant à la corrosion
- Blocage latéral ou axial
- Verrouillage à clé disponible
- Peut-être actionné par une main gantée
- Possibilité de peindre la fermeture
- Forme aérodynamique



Le verrou de sécurité se rapproche de la grenouillère dans le principe de conception. Il est utilisé principalement pour des trappes ferroviaires ou des capots d'automobiles sportives et ne seront donc sans doute pas adaptés à notre utilisation car trop fragile.

Ci-dessous, une modélisation de la fixation en système de chappe que nous avons retenue. Le manchon est maintenu en position par une goupille à bille. La goupille est suffisante et est simple à mettre en place et à enlever, ne nécessitant pas d'outil.



Conclusion

Nous avons fourni une architecture treillis pour la cabine. Dans un premier temps le poids était trop élevé, mais nous avons réussi à le réduire afin de nous approcher du poids visé.

Nous avons aussi réalisé des études aérodynamiques afin d'aider à déterminer la meilleure configuration. Nous avons ainsi déterminé que la configuration avec aile avant haute et aile arrière basse était cohérente et ne posait aucun souci au niveau de l'aérodynamisme.

L'étude par élément finis nous aura permis de déterminer une structure de cabine légère et résistant aux cas de vols les plus contraignants. De même pour le longeron principal de l'aile, l'étude par éléments finis nous aura permis de réaliser une architecture respectant les contraintes max en charge statique max et en fatigue.

Par la suite, afin de continuer notre travail, il faudrait faire des simulations aérodynamiques en 3D, afin d'avoir de meilleurs résultats sur l'ensemble de la structure. A la fin de notre projet il a été décidé de remplacer le système de transport de la cabine. La cabine ne sera plus transportée par le dessous par une fourche mais sera soulevé par le haut par des câbles attaché à des anneaux. Cette solution permettra de gagner en poids car cela réduira l'épaisseur au niveau du plancher de la cabine.

Il faudra aussi faire une étude plus poussée sur les fixations afin de réaliser les connexions électriques et de commandes des moteurs électriques.

Ce projet fut l'occasion pour nous de travailler en groupe sur un projet concret de développement d'un avion. Cette expérience fut très enrichissante et nous a permis de faire face à de nombreux problèmes tant techniques qu'en gestion de projet. En effet nous avons appris à bien gérer notre temps et nos moyens.

Aile av basse, aile ar haute									
Incidence	RD (N)	RL (N)	CD	CL	Rx (N)	Rz (N)	Cx	Cz	Finesse
-10	-501,21	-15079,36	-0,0915	-2,7539	2124,91	-14937,31	0,3881	-2,7280	-7,0296
-7,5	145,62	-11518,31	0,0266	-2,1036	1647,81	-11400,76	0,3009	-2,0821	-6,9187
-5	749,07	-8428,29	0,1368	-1,5393	1480,79	-8330,93	0,2704	-1,5215	-5,6260
-2,5	851,49	-3277,26	0,1555	-0,5985	993,64	-3237,00	0,1815	-0,5912	-3,2577
0	885,62	939,16	0,1617	0,1715	885,62	939,16	0,1617	0,1715	1,0605
2,5	590,57	5171,97	0,1079	0,9446	815,60	5141,29	0,1490	0,9390	6,3037
5	-8,92	9377,64	-0,0016	1,7126	808,43	9342,73	0,1476	1,7063	11,5566
7,5	-677,39	12682,14	-0,1237	2,3161	983,76	12662,06	0,1797	2,3124	12,8712
10	-1432,03	14874,77	-0,2615	2,7166	1172,70	14897,46	0,2142	2,7207	12,7035

Annexes

Aile av haute, aile ar basse									
Incidence	RD (N)	RL (N)	CD	CL	Rx (N)	Rz (N)	Cx	Cz	Finesse
-10	-298,78	-10200,18	-0,0546	-1,8629	1477,00	-10097,10	0,2697	-1,8440	-6,8362
-7,5	454,01	-6857,89	0,0829	-1,2525	1345,26	-6739,96	0,2457	-1,2309	-5,0102
-5	994,03	-2876,43	0,1815	-0,5253	1240,95	-2778,84	0,2266	-0,5075	-2,2393
-2,5	1324,54	1655,30	0,2419	0,3023	1251,08	1711,50	0,2285	0,3126	1,3680
0	1068,87	5597,12	0,1952	1,0222	1068,87	5597,12	0,1952	1,0222	5,2365
2,5	1281,37	9157,38	0,2340	1,6724	1679,58	9092,77	0,3067	1,6606	5,4137
5	2079,41	13352,38	0,3798	2,4385	3235,23	13120,34	0,5908	2,3962	4,0555
7,5	2030,27	17866,07	0,3708	3,2629	4344,89	17448,22	0,7935	3,1866	4,0158
10	2084,12	22698,11	0,3806	4,1453	5993,94	21991,37	1,0947	4,0163	3,6689