

DIPLOME D'INGENIEUR DE L'INSTITUT SUPERIEUR DE MECANIQUE DE
PARIS (INGENIEUR SUPMECA)

FORMATION INITIALE

RAPPORT DE PROJET PLACIS

GOTTIS – MANCARELLA – SABADIE -BLEL

Conception structurelle du Mini-Bee

SUPMECA

3 RUE FERNAND HAINAUT, 93400 SAINT-OUEN



Sommaire

Sommaire	2
1. Introduction.....	6
2. Gestion du projet.....	7
2.1. Management agile	7
2.2. Revues et jalons.....	7
3. S1-Plans et dessins de structure	10
3.1. Type de structure.....	10
3.2. Analyse de l'existant	11
3.3. Choix de structure et plans papiers.....	12
4. S2-CAOs adaptatives	16
4.1. Utilisation d'un nuage de point	16
4.2. Fuselage	18
4.3. Ailes	22
5. S3-Mise en place des modèles numériques	28
5.1. Aile.....	28
5.1.1. Aile – Méthode de conception SIMP (Abaqus)	28
5.2. Fuselage	30
5.2.1. Fuselage – Structure (Abaqus)	30
5.2.2. Fuselage – Crash tests (Abaqus).....	35
5.3. FSI – Interaction fluide-structure (Workbench)	39
6. S4-Evaluation et correction de la structure	51
6.1. Aile – Méthode de conception SIMP (Abaqus).....	51
6.1.1. Aile – Ferrures	61
6.2. Fuselage – Structure (Abaqus)	65
6.3. Fuselage – Crash test (Abaqus)	68
6.4. FSI – Interaction fluide-structure (Workbench)	72
7. Conclusion et recommandations	75
Bibliographie	76

Figure 1. Présentation de la méthode Scrum (Lothon)	8
Figure 2. Présentation de la méthodologie Scrum	9
Figure 3. Structure semi-monocoque et éléments	10
Figure 4. Plan de l'arrangement structurel d'un Beech 74 Duchess	11
Figure 5. Plan de l'arrangement structurel d'un Rockwell 112	11
Figure 6. Récupération des contours du Mini-Bee	12
Figure 7. Système de poutre centrale pour fixation de l'aile	13
Figure 8. Système de ferrure pour la fixation de l'aile au fuselage	14
Figure 9. Chape choisie dans la réalisation de nos ferrures	14
Figure 10. Arrangement structure Mini-Bee - 1/2	15
Figure 11. Arrangement structure Mini-Bee – 2/2	15
Figure 12. Fenêtre d'importation nuage de points	16
Figure 13. Suppression des points superflus pour la réalisation d'un fuselage	16
Figure 14. Récupération de points et coupes pour les "génératrices"	17
Figure 15. "Courbes génératrices" de la structure	17
Figure 16. Mise en évidence Cadre Mini-Bee	18
Figure 17. Mise en évidence longeron Mini-Bee	18
Figure 18. Structure avec mauvaises courbures	19
Figure 19. Structure avec bonnes courbures	19
Figure 20. Modification des dimensions du Mini-Bee	20
Figure 21. Remplacement des "courbes génératrices"	20
Figure 22. Génération de la structure avec dimensions du longerons supérieur modifiées	21
Figure 23. DAVIS profile used	23
Figure 24. Way to excel "GSD_PointSplineLoftFromExcel"	24
Figure 25. Airfoil plotter	24
Figure 26. Wings' creation method	26
Figure 27. Spar section dimensions of "Zeke-32"	26
Figure 28. Section of Mini-Bee wing before simulation	27
Figure 29. Illustration des interactions dans le pre-processing du fuselage	33
Figure 30. Etude de convergence des poutres fuselage	33
Figure 31. Mise en évidence problème de tolérance du TIE	34
Figure 32. Correction maillage à la main	34
Figure 33. CAO de la section de fuselage en test de crash	35
Figure 34. Comportements de Al6061 dans le modèle de crash	36
Figure 35. Modèle CAE de la section de fuselage en crash	37
Figure 36. Module CFD couplé au module structurel (transfert d'information)	39
Figure 37. Méthodologie d'adaptation de la géométrie entre les deux modules CFD et Mechanical	40
Figure 38. Modèle d'écoulement posé sur Ansys Fluent	41
Figure 39. Figure 4 Configuration du modèle, hypothèses utilisées	41
Figure 40. Force de trainée appliquée sur le revêtement	42
Figure 41. champ de la fonction Y plus sur le revêtement - CFD	43
Figure 42. Différence du débit massique entre l'entrée et la sortie - CFD	43
Figure 43. Maillage adopté et validé pour la suite des calculs - CFD	44
Figure 44. Champs de vitesse autour du revêtement à 300km/h, vue de coupe	45

Figure 45 Formule et condition d'utilisation de la formule de Bernoulli sur une ligne d'écoulement	45
Figure 46 Champ de pression au niveau ressenti sur la peau de l'avion - CFD	46
Figure 47 Champ de l'énergie cinétique turbulente autour de l'avion, vue de coupe	46
Figure 48 Modèle structurel sur Ansys « Mechanical »	47
Figure 49 Etude du contact sous Ansys/Mechanical.....	47
Figure 50 Modèle de l'avion sous conditions aux limites	48
Figure 51 Champ de pression importé sur le revêtement du module CFD, vue de coupe	48
Figure 52 Champ de pression importé sur le revêtement du module CFD, vue ISO	49
Figure 53 Modèle de section de la poutre en I utilisé pour le fuselage en FSI, travaillé sous Catia V5	49
Figure 54 Maillage choisi pour le calcul structurel.....	50
Figure 55. VM Stress on the wing - TOSCA step 0.....	51
Figure 56. VM Stress on the wing - TOSCA step 16.....	51
Figure 57. VM Stress on the wing - TOSCA step 39.....	52
Figure 58. CATIA "Cloud points" - step 16.....	52
Figure 59. Ribs on the wing.....	53
Figure 60. Wing and its ribs at first iteration	53
Figure 61. Convergency study on the front wing.....	54
Figure 62. Front spar - element size 10.....	55
Figure 63. Mesh of the hole structure	55
Figure 64. Stress result visualization - 14 ribs	56
Figure 65. Mesh of the 8-rib-wing.....	56
Figure 66. Stress result visualization - 8 ribs	57
Figure 67. Schema of Venturi tube created by the wing	58
Figure 68. Stress distribution visualization	58
Figure 69. Density distribution visualization	59
Figure 70. Chapes retenues pour la réalisation des ferrures	61
Figure 71. Dessin avec paramètres d'une chape.....	61
Figure 72. Modèle simple CAE	62
Figure 73. Post-processing de la ferrure simple.....	62
Figure 74. Déformation plastique équivalente pour différentes épaisseurs	62
Figure 75. Pièce de ferrure complète.....	63
Figure 76. Post-Processing ferrure avec longeron	63
Figure 77. Post-Processing ferrure	63
Figure 78. Modèle CAE de la ferrure avec poutre centrale et longeron	64
Figure 79. Premier résultat en contrainte (MPa) du fuselage	65
Figure 80. Premier résultat en flambage du fuselage	65
Figure 81. Déformation plastique équivalente pour des poutres I du fuselage	66
Figure 82. Déformation plastique équivalente pour des poutres L du fuselage.....	66
Figure 83. Résultat final de l'étude de flambement du fuselage	67
Figure 84. Déformation impact plancher 1	68
Figure 85. Plancher 1.....	68
Figure 86. Déformation impact plancher 2	68

Figure 87. Cradle de ID2.....	68
Figure 88. Plancher 2.....	68
Figure 89. Plancher 9 - retenu.....	69
Figure 90. Evolutions de l'accélération aux sièges avec le plancher 9.....	69
Figure 91. Lecture d'un pic d'accélération	70
Figure 92. Phénoménologie de la tolérance humaine à l'accélération.....	70
Figure 93. Notre plancher 9 sur la phénoménologie de la tolérance à l'accélération	71
Figure 94. Evolutions de l'absorption de l'énergie par le plancher 9.....	71
Figure 95. Déplacement totale ressentie sur le fuselage et le revêtement, facteur d'échelle 9 fois amplifié.....	72
Figure 96. Déformation ressentie sur le fuselage et le revêtement, facteur d'échelle 9 fois amplifié	72
Figure 97 Champ de contrainte de Von Mises sur le fuselage et le revêtement (masqué), facteur 9 fois amplifié.....	73
Figure 98 Déplacement totale de l'avion, échelle réelle.....	73

Tableau 1. Valeurs usuelles pour les dimensions de structure semi-monocoque.....	11
Tableau 2. Parts de l'assemblage de simulation de la structure.....	30
Tableau 3. Propriétés élastiques des matériaux PMMA et Al6061.....	31
Tableau 4. Propriétés plastiques de Al6061.....	31
Tableau 5. Elements finis du pre-processing du fuselage	33
Tableau 6. Récupération des informations nécessaire à la correction d'une tolérance de <i>TIE</i>	34
Tableau 7. Propriétés matériaux du composite epoxy-verre utilisé pour le plancher	36
Tableau 8. Plan d'expérience de convergence du maillage CFD.....	42
Tableau 9. Convergency study on the front wing	54
Tableau 10. Analyse comparative des poutres I et L retenue pour le fuselage (<i>kg</i> et <i>mm</i>)	66
Tableau 11. Etude phénoménologique du crash et de l'encombrement des passagers	68

1. Introduction

Ce projet s'inscrit dans une démarche collaborative entre 12 écoles et plus d'équipes réparties sur le projet Mini-Bee. Le Mini-Bee est un concept innovant imaginé par la start-up *Technoplane*. C'est un octocopter VTOL pouvant embarquer 1 à 4PAX et qui se déclinerait en plusieurs versions différentes. Notre travail s'est attardé sur la version VIP du Mini-Bee mais le travail exposé pourra être décliné aux autres versions. Le Mini-Bee doit pouvoir parcourir 600km à une vitesse de croisière de 220km/h pour une vitesse maximale estimée à 300km/h . Sa MTOW est d'abord estimée à 1,2 tonnes.

En particulier notre équipe a eu pour responsabilité de proposer une conception structurelle pour le Mini-Bee, de l'évaluer et de l'optimiser tout en cherchant à répondre au CdC du concept présenté sur le site de (Technoplane). La démarche Top&Down a été mise en avant dans le développement. De même, les méthodes à la base de la conception de notre structure s'inspirent de l'industrie automobile dans le but de la proposer la plus fidèle possible au design initialement proposé.

L'objet de ce rapport est de présenter la capitalisation des méthodes mises en œuvre à la réalisation de la structure. Une démarche d'évaluation et d'optimisation est également présentée en vue de soumettre des recommandations.

Le découpage des parties du rapport s'appuie sur les méthodologies mises en place dans la gestion du projet, et sont présentées en premier lieu.

2. Gestion du projet

2.1. Management agile

Le projet étant récupéré au TRL2 le concept final de l'appareil n'est pas établi. Une méthode de management agile est ainsi préconisée ici. En interne, le projet a été géré en utilisant des Kanbans¹ dont chaque tableau correspond à un sprint donné. Le projet ayant été découpé en 4 sprints :

- S1 – Plans et dessins de structure → du 31 Octobre au 26 Novembre
- S2 – CAOs adaptatives → du 26 Novembre au 13 Janvier
- S3 – Mise en place des modèles numériques → du 6 Janvier au 22 Février (*fin*)
- S4 – Evaluation et correction de la structure → du 16 Février au 22 Février (*fin*)

Cette méthode permet de répartir le travail de manière autonome tout en gardant informé l'ensemble du groupe des difficultés, avancées, blocages. Chaque sprint comporte deux revues au minimum qui sont faites avec les différents encadrants.

2.2. Revues et jalons

Les revues de projets sont réalisées sous forme de présentations Powerpoint®. Ces présentations sont déposées sur le serveur de Technoplane avant chaque revue.

Durant le projet les revues, sous forme de conférence skype ou appel téléphonique, ont eu lieu toutes les une à deux semaines maximum. Elles permettent de redéfinir les userstories et mettre au

¹ Au sens du développement.

clair les objets déjà dans le product backlog si besoin.

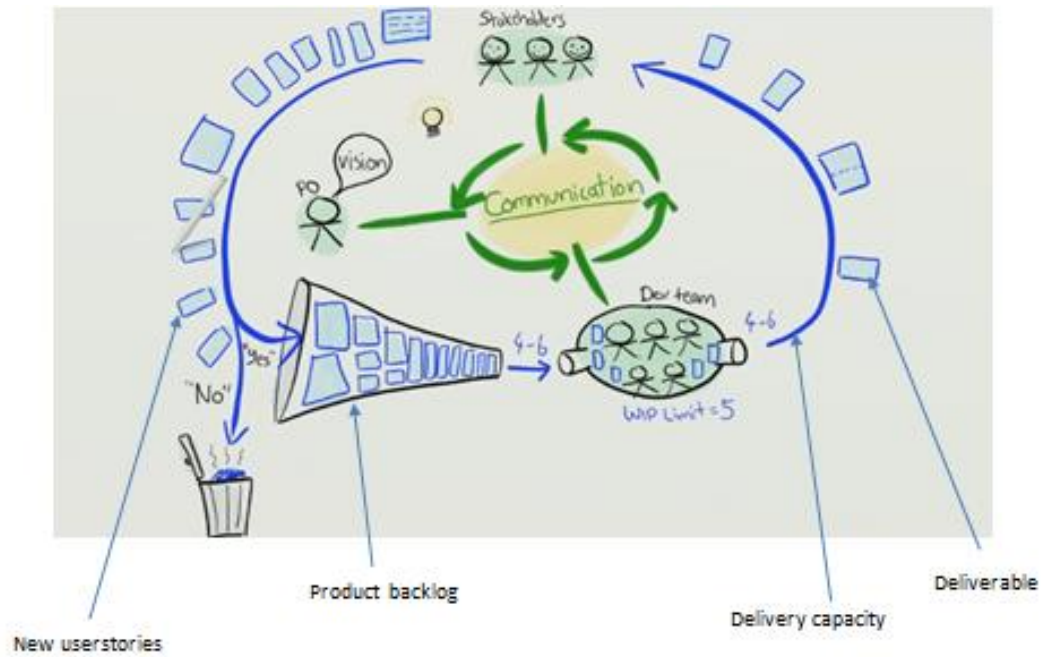


Figure 1. Présentation de la méthode Scrum (Lothon)

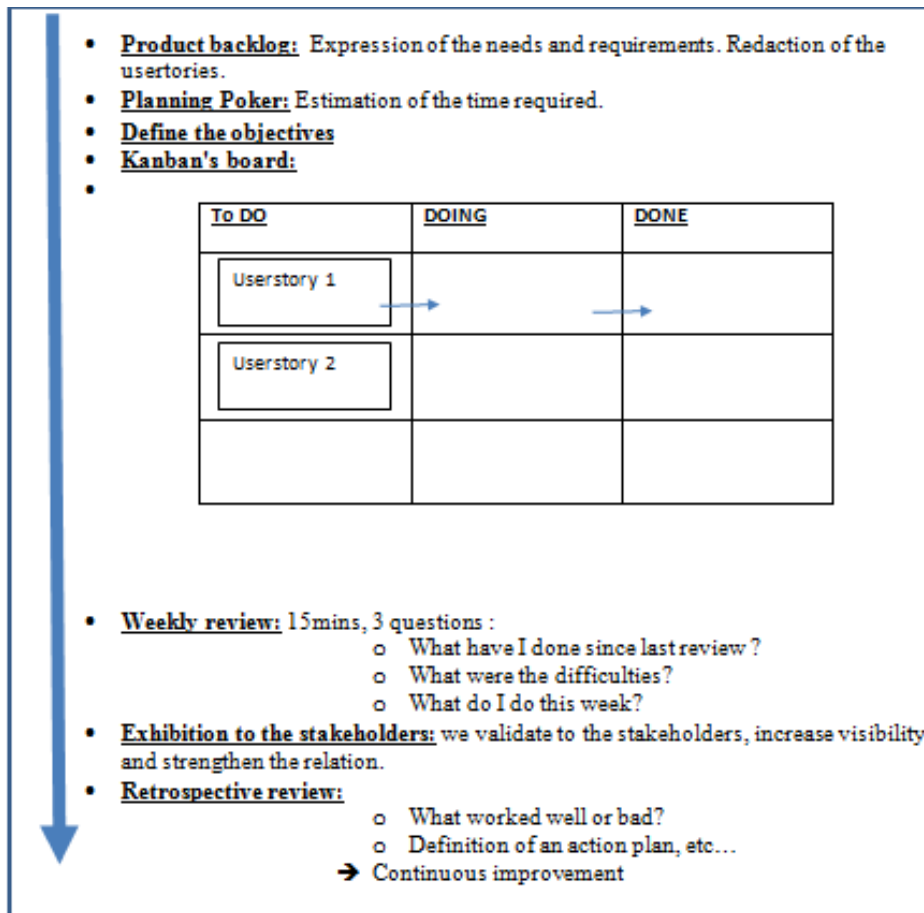


Figure 2. Présentation de la méthodologie Scrum

L'utilisation du Kanban permet de voir qui fait quoi dans l'équipe, et son avancement sur ses tâches. Il permet aussi de contrôler le temps mis pour chaque opération.

Sur la plateforme Trello© nous pouvions également déposer des notes qui nous ont été très utiles à la rédaction de ce rapport d'une part, mais aussi à la capitalisation en cours de projet.

3. S1-Plans et dessins de structure

3.1. Type de structure

Nous sommes partis sur une structure semi-monocoque. C'est un type de structure très utilisé aujourd'hui et nous la choisissons pour ses principaux avantages:

- La solidité,
- La facilité de construction,
- L'habitabilité maximale du fuselage,
- La conservation d'une rigidité suffisante même lorsqu'un des éléments est fortement endommagé.

La structure semi-monocoque possède six éléments structuraux principaux:

- ❖ Longerons :
 - poutres d'aluminium.
 - supportent l'essentiel des efforts en flexion.
- ❖ Lisses :
 - supportent le revêtement.
- ❖ Cadres :
 - donnent sa forme au fuselage.
 - supportent les lisses.
- ❖ Cloisons transversales :
 - comparable à celui des cadres.
 - placées là où les contraintes sont les plus importantes.
- ❖ Revêtement :
 - participe à la rigidité.
 - tôles/mailles sandwich.
- ❖ Plancher :
 - augmente la rigidité.

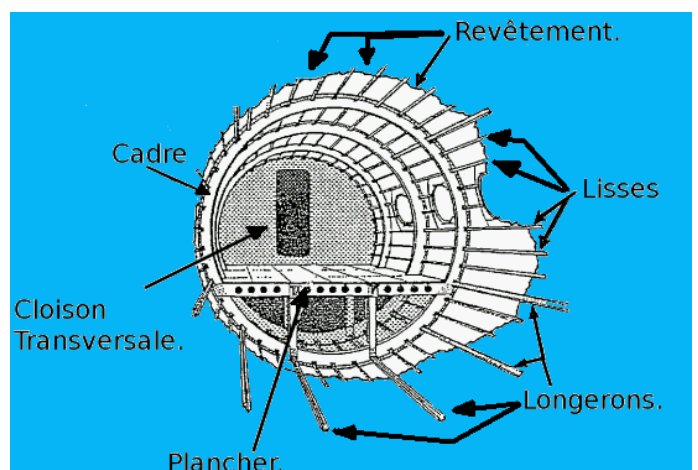


Figure 3. Structure semi-monocoque et éléments

Notre étude ne s'attarde pas à l'utilisation de lisses dans un premier temps. Une étude ultérieure pourrait s'y attacher.

3.2. Analyse de l'existant

La réalisation de la structure se fait suivant une méthode Top & Down. C'est-à-dire qu'on décide de partir de dimensionnements et géométries préexistants pour réaliser une structure. La phase d'évaluation nous permettra de corriger la structure pour l'adapter et l'optimiser. Cela permet un gain de temps significatif à l'élaboration du produit initial.

D'après (Jan Roskan, 1986) le fuselage peut être simplement considéré, d'un point de vue structurel, comme la pièce où se fixent l'(es) aile(s), l'empennage et dans certaines cas les trains d'atterrissage et nacelles. La conception doit alors prévenir les problèmes principaux de « structure »², rupture et fatigue liés aux liaisons et charges embarquées.

Ce même ouvrage présente de nombreux plans ainsi que de nombreux indices sur les dimensions classiques à adopter. Pour des raisons pragmatiques (et parce que c'est la norme usuelle) nous travaillons les plans en *inches*.

Pour le vocabulaire il faudra se référer à la norme (ISO 5843-10:1998).

Tableau 1. Valeurs usuelles pour les dimensions de structure semi-monocoque

	<i>Inches</i>	<i>mm</i>
Hauteur des cadres	1,5	38,1
Espacement des cadres	24	609,6
Espacement des longerons	10	254

Nous nous sommes également appuyé sur les modèles existants pour aboutir à notre proposition de structure. En particulier, nous avons pu utiliser les plans d'un **Rockwell Model 112** et d'un **Beech 76 Duchess**. Ils nous ont permis de voir ce qui se faisait en terme technique et d'assemblage.

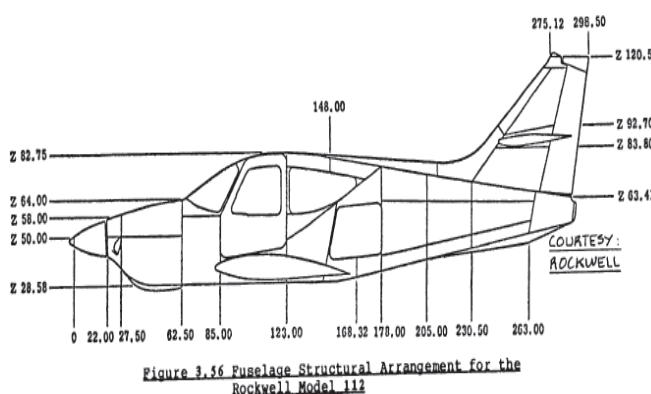


Figure 5. Plan de l'arrangement structurel d'un Rockwell 112

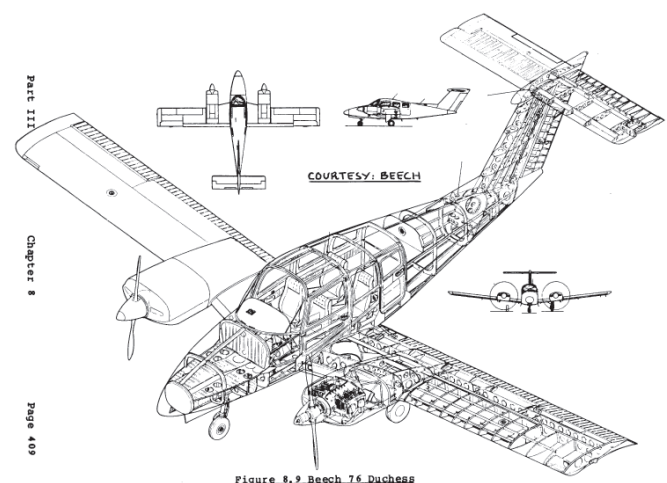


Figure 4. Plan de l'arrangement structurel d'un Beech 74 Duchess

² Problèmes de stabilités des structures, voir partie 5.2.1.

3.3. Choix de structure et plans papiers

Comme dit dans la partie précédente, l'élément de base étant la cellule fuselage, nous travaillons les plans de ce dernier en priorité pour pouvoir inclure par la suite les différents éléments (ailes, empennage...). Il servira de base à notre travail. Par la suite nous avons décidé d'utiliser une méthode de conception non-classique pour la structure des ailes. Vous trouverez les informations relatives dans la partie 5.1.

Afin de dessiner les plans nous avons récupéré des prises de vues longitudinales et de vue de face du design réalisé par (Fouatih, 2016). En créant un calque transparent sur le logiciel de retouche numérique GIMP© nous avons pu redessiner l'enveloppe de l'appareil et la coupe de section verticale.

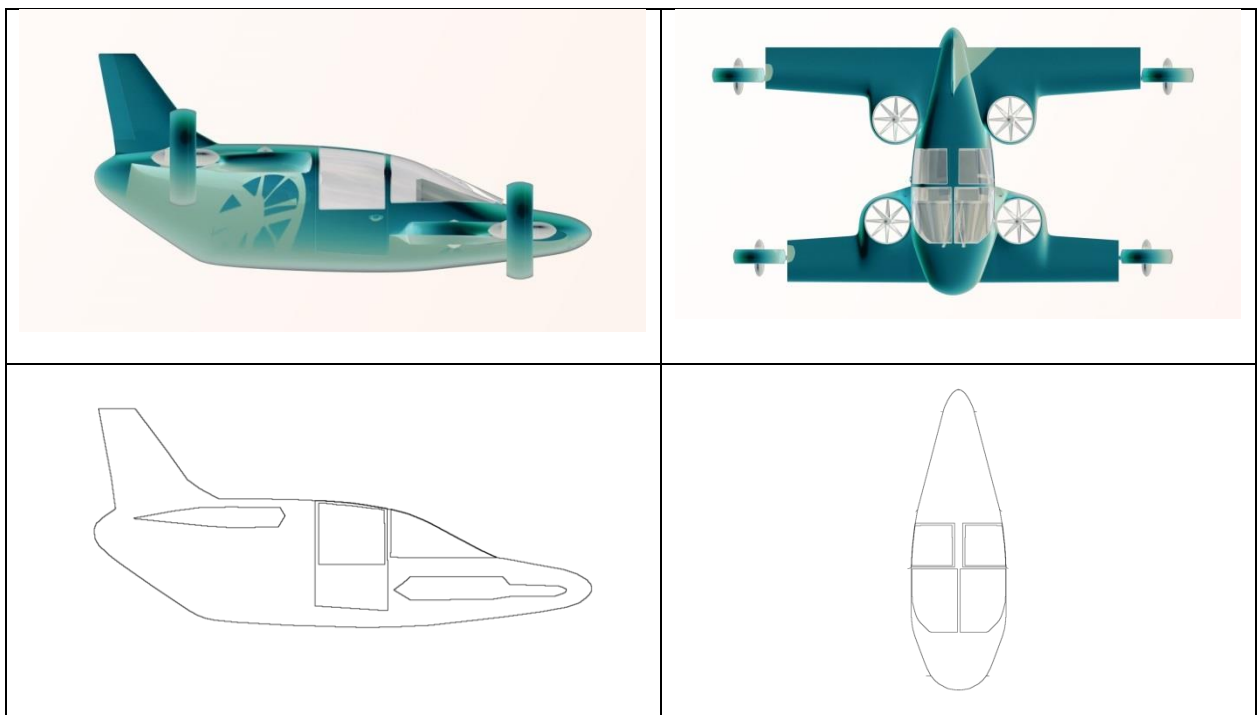


Figure 6. Récupération des contours du Mini-Bee

Ces plans ont ensuite été imprimés pour pouvoir travailler dessus. La maquette fournie par le designer (Fouatih, 2016) sous forme de nuage de points³ nous permet de prendre des mesures pour ajouter une norme en *inches* à nos plans.

³ Format .stl utilisable sous CATIA V5 en importation dans l'environnement DSE – en *cm*.

Nous avons décidé de considérer les portes comme éléments dimensionnant le plus contraignant. Partant de là nous avons dimensionné l'avant de l'appareil puis l'arrière. Les plans intermédiaires photocopiés permettent d'avoir de nouveaux documents de base facilement utilisables (effacer à la peinture blanche, gommage, modification après revue). Il a fallu se poser des questions pratiques concernant l'assemblage pour que la structure soit réaliste et réalisable. En particulier, il a été décidé :

- de scinder l'aile avant en deux demi-ailes qui se fixeront à l'avant du fuselage. Le système de rigidification est inspiré du **Piper PA-38-112 Tomahawk**⁴.
- de scinder l'aile arrière en deux pour qu'elle puisse entrer dans le conteneur, et de la fixer au fuselage en la posant par-dessus une fois assemblée en une aile.

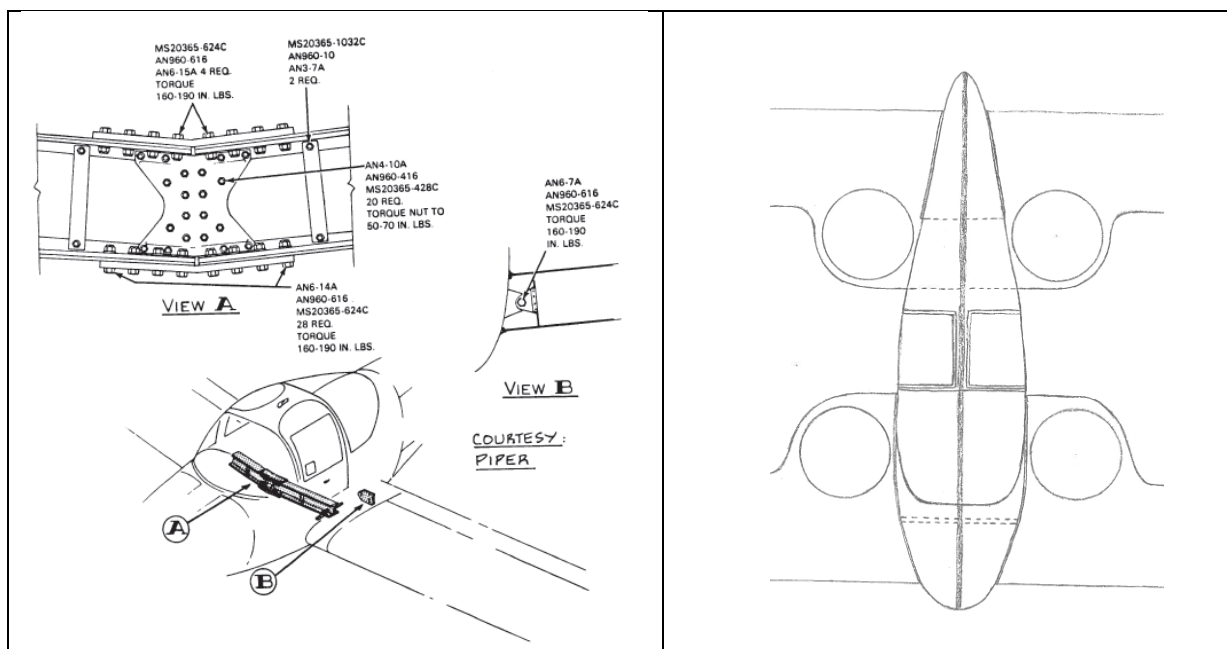


Figure 7. Système de poutre centrale pour fixation de l'aile

L'équipe de l'ESTACA a proposé que nous réalisions la ferrure de l'aile avant avec des pièces de type chape. L'ouvrage (NIU, 1995) nous donne de nombreuses informations de conception pratique. En particulier, le chapitre 8 nous permet de définir plus en détail le système de ferrure que nous aurons à élaborer.

⁴ (Jan Roskan, 1986)

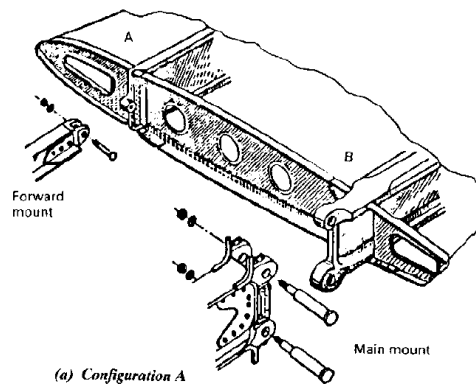


Figure 8. Système de ferrure pour la fixation de l'aile au fuselage

Une idée des compromis entre les différentes géométries et orientation de chapes disponibles pour réaliser la ferrure est donnée. Sous contrainte de modularité de l'appareil, une orientation en T inversé des chapes est retenue car plus facile pour démonter l'aile.

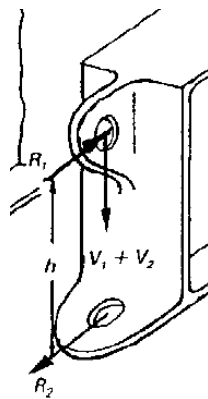


Figure 9. Chape choisie dans la réalisation de nos ferrures

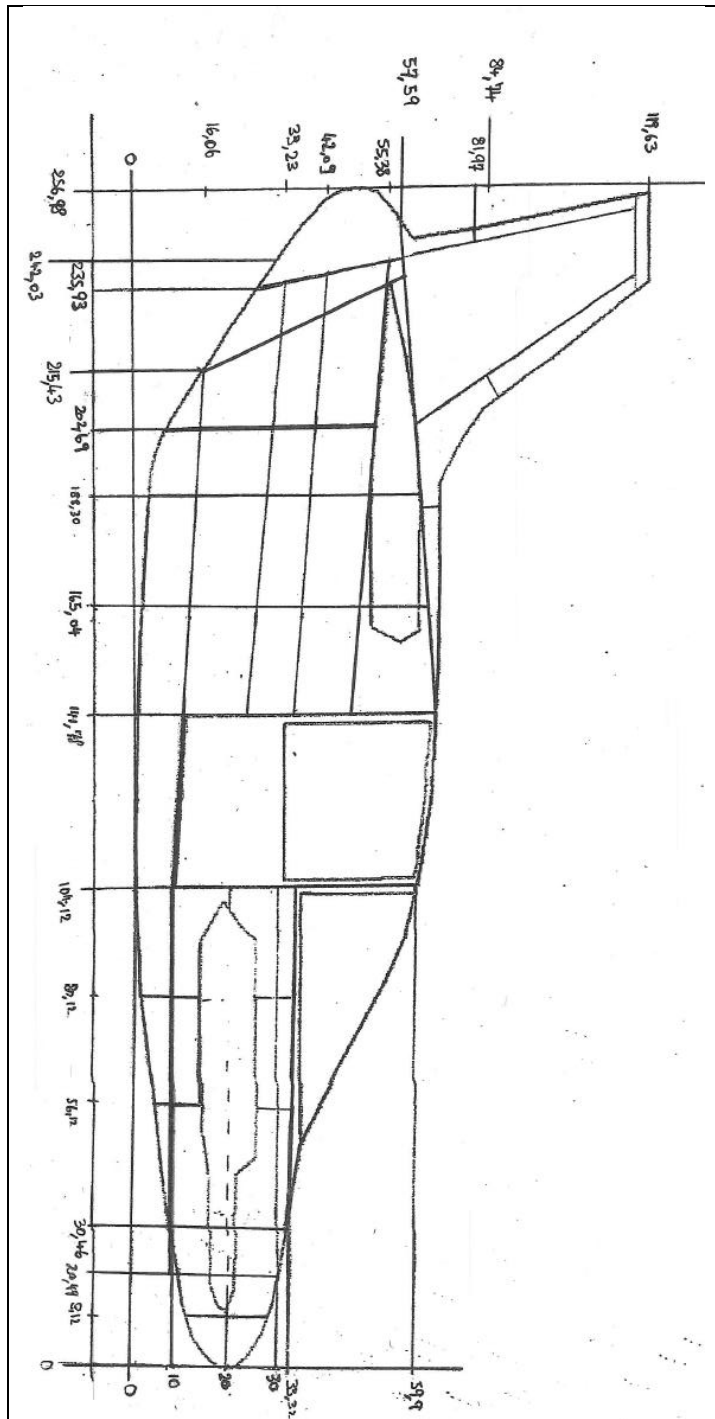


Figure 10. Arrangement structure Mini-Bee - 1/2

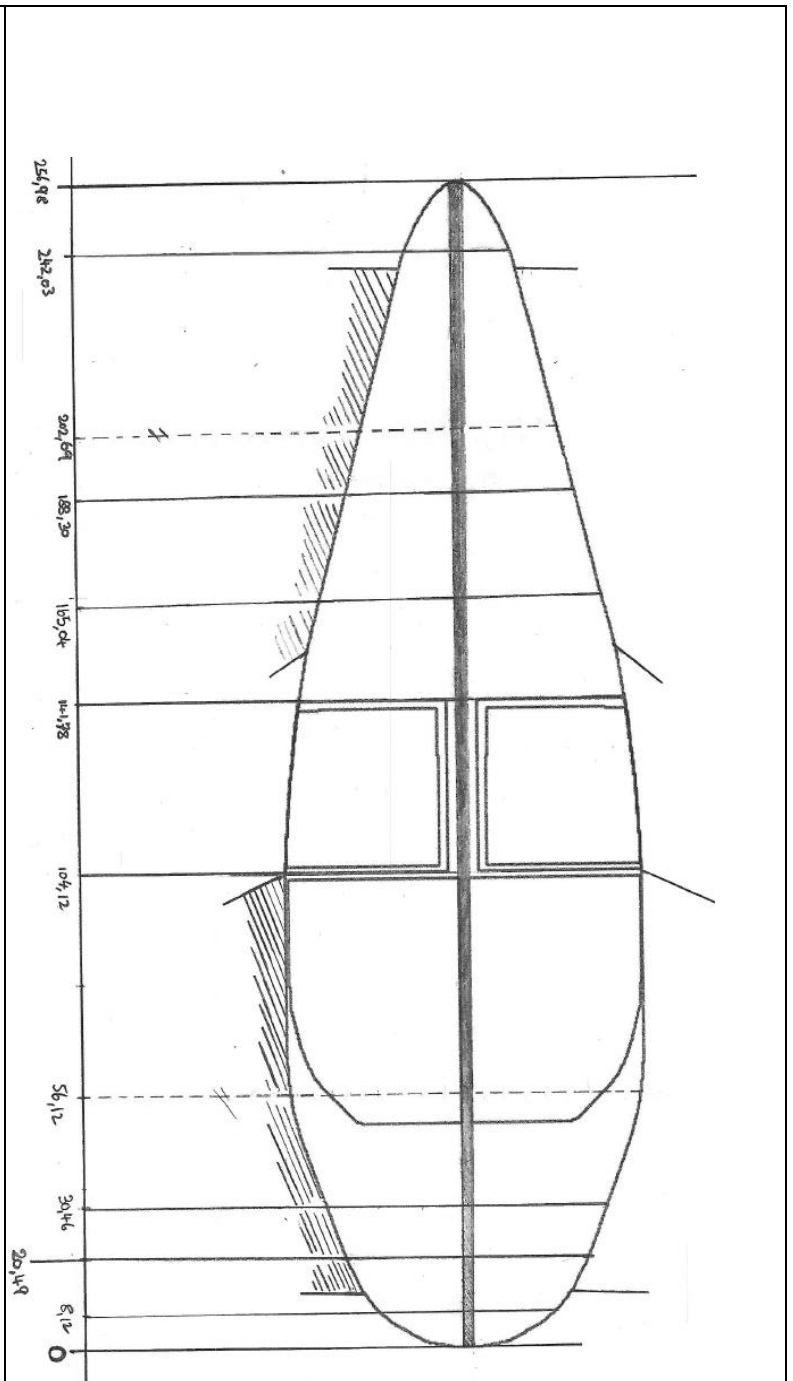


Figure 11. Arrangement structure Mini-Bee - 2/2

Ces plans sont la première version validée pour le Mini-Bee. La suite de ce rapport présente la création de CAOs qui permettent de corriger ces plans en temps réel afin de pouvoir s'adapter aux évolutions du concept ainsi qu'aux exigences de l'aménagement sur lesquelles travaille une équipe à l'ESTACA.

Le nez et la queue ne seront pas intégrés à l'étude de la structure car ils n'en font pas partie et seront développés par une autre équipe sur le projet.

4. S2-CAOs adaptatives

Cette partie présente la démarche qui a menée à l'élaboration des CAOs de ce projet. L'intérêt de la démarche est, comme présenté dans la partie précédente, de pouvoir modifier la structure interne du Mini-Bee en même temps que nous modifions ses dimensions. En particulier, nous montrerons qu'une modification de l'enveloppe de l'appareil adapte la structure interne en adéquation.

4.1. Utilisation d'un nuage de point

Pour pouvoir exploiter le nuage de points nous nous sommes placé sous CATIA V5, dans l'environnement DSE. Nous avons ensuite fait une importation du nuage dont l'unité est le *cm*.

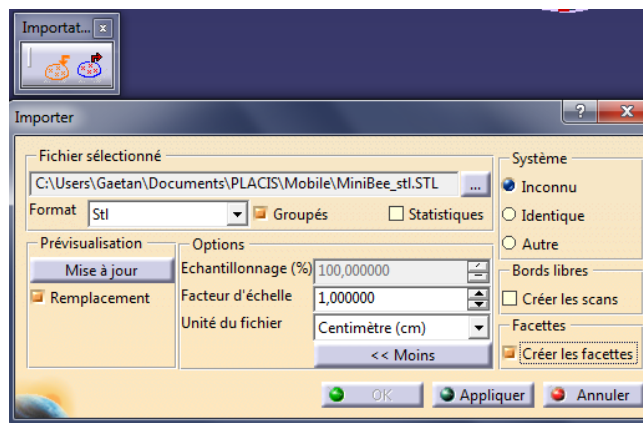


Figure 12. Fenêtre d'importation nuage de points

Une fois cela réalisé, nous avons découpé l'objet de sorte à isoler le fuselage des autres éléments (respectivement les ailes du fuselage). Cela permet d'alléger le poids des fichiers le temps que nous travaillons avec le nuage.

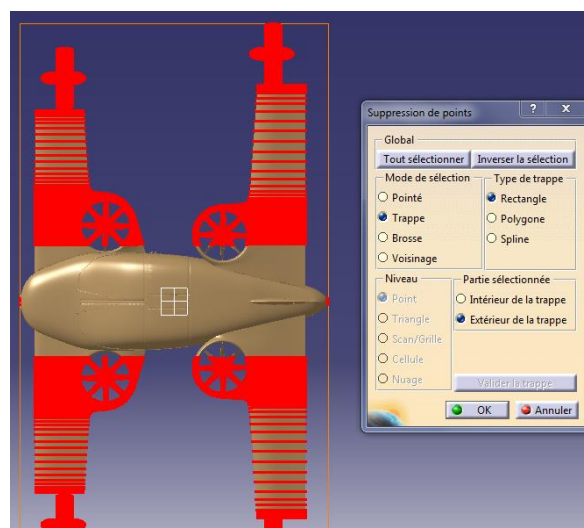


Figure 13. Suppression des points superflus pour la réalisation d'un fuselage

De ces points on extrapole un certain nombre de courbes qui serviront à recréer la surface de l'appareil. Ces courbes seront appelées « courbes génératrices » et serviront de base au modèle. L'idée est de modifier le design ou l'allure du Mini-Bee en travaillant ces « courbes génératrices » et que la structure s'adapte en conséquence. Nous avons décidé de créer ces génératrices au nombre de 8.

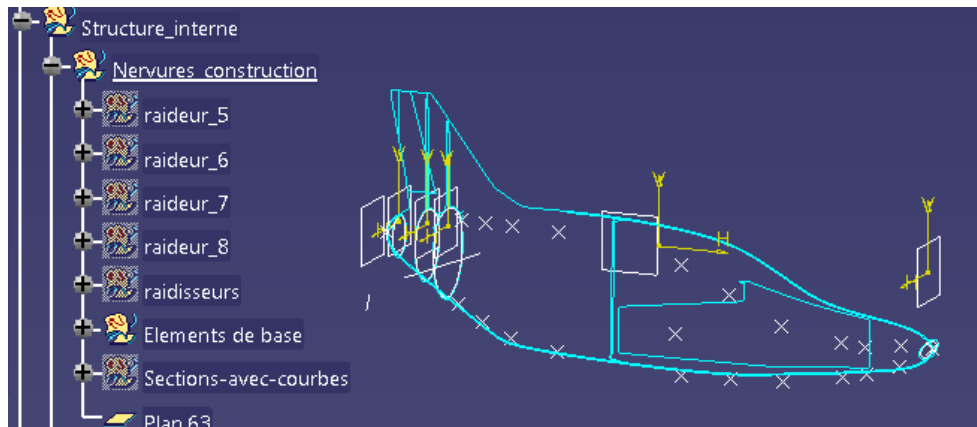


Figure 14. Récupération de points et coupes pour les "génératrices"

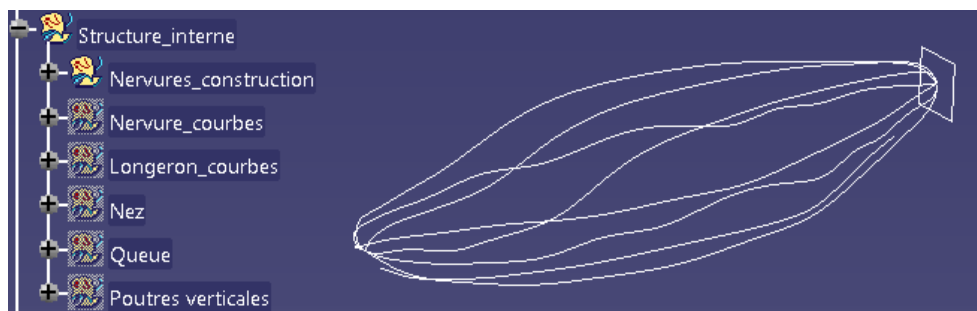


Figure 15. "Courbes génératrices" de la structure

Dans un fichier .part à part nous avons créé une copie optimisée afin de replacer les cadres à partir uniquement de ces courbes et d'un plan dans l'espace. Cette copie s'appuie sur un plan et 8 courbes (qui seront nos « génératrices »). Ainsi, en créant tous les plans issus de notre ébauche de structure, de la partie S1, on peut replacer les cadres. Les longerons sont ensuite placés grâce à un plan et les intersections générées avec ces cadres.

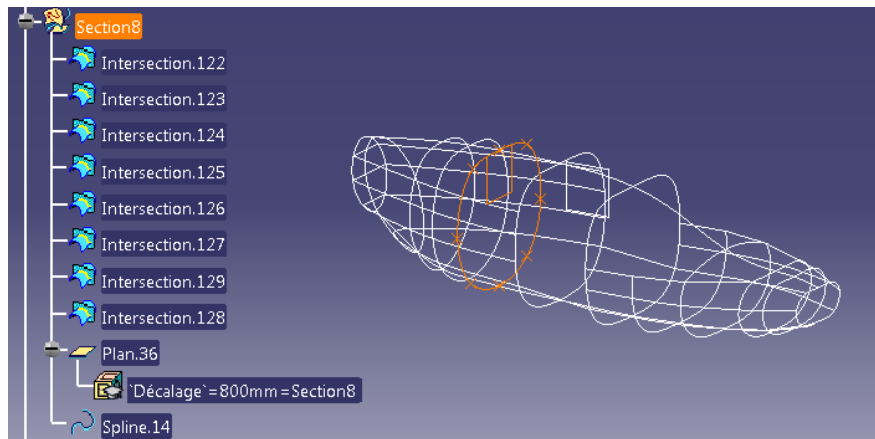


Figure 16. Mise en évidence Cadre Mini-Bee

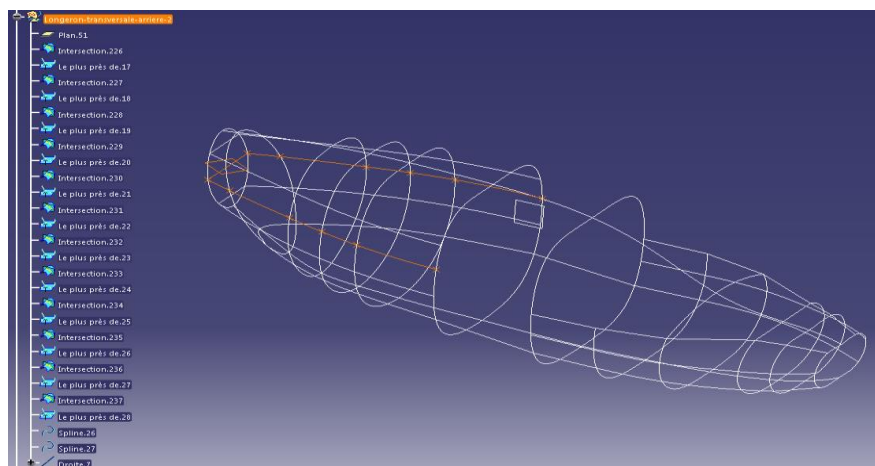


Figure 17. Mise en évidence longeron Mini-Bee

Une correction à la main permet de supprimer les courbes un peu gauches et de les remplacer par géométries valides.

Cette méthode est la méthode de base que nous avons utilisé pour générer les structures (fuselage et autre) et ainsi pouvoir les modifier facilement pour les différentes itérations qui allaient se produire suite à l'évolution du concept « Mini-Bee ».

4.2. Fuselage

La méthode de génération de la structure est exposée plus haut. Afin de modifier la structure du Mini-Bee il y a 3 procédures différentes :

- Modifier les courbures.
- Modifier les dimensions en largeur.
- Modifier les dimensions en longueur.

Modifier les courbures

Dans ce cas on cherche à modifier les courbures sur les « génératrices » pour éviter certains problèmes structuraux ou aérodynamiques basiques. Il suffit de se placer dans le module FreeStyle et de modifier ces courbes à la main (en positionnant éventuellement des repères) en gardant un œil sur l'évolution du rayon de courbure, des courbes de la structure, à l'aide des outils d'analyse.

Un problème étant qu'on ne peut pas modifier directement les « génératrices » car elles engendrent toute la géométrie du fichier. On crée donc un *set géométrique* intermédiaire. Une fois la nouvelle allure créée on remplace les courbes une à une et on ne garde qu'un *set géométrique* propre à la fin de l'opération. En mettant à jour, la structure se réajuste.

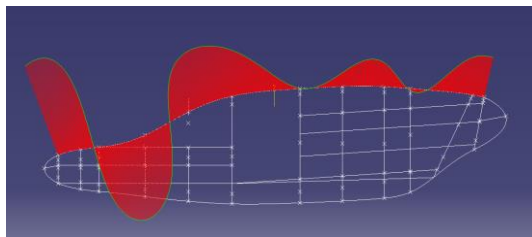


Figure 18. Structure avec mauvaises courbures

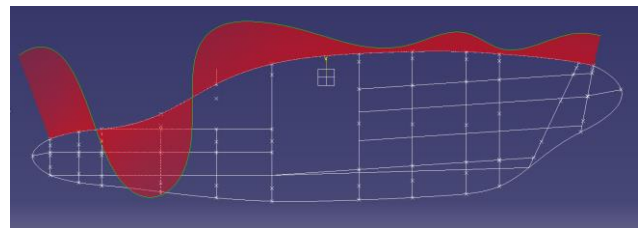


Figure 19. Structure avec bonnes courbures

Modifier les dimensions en largeur/longueur

Dans ce cas on a deux écoles : soit on place des repères géométriques et on applique la méthode précédente – soit on réalise la méthode suivante préférée lorsqu'on modifie en priorité la longueur :

On se place dans le set des « génératrices »: *Structure_interne>Nervures_construction> Sections-avec-courbes*. On se place dans le module *GSD* puis on ouvre l'outil *Affinity*. On sélectionne 7/8 « génératrices » (on ne prend pas le longeron bas). On fixe l'origine au nez du Mini-Bee. Ensuite on règle X pour la largeur et Y pour la longueur (utiliser une feuille Excel© pour caler la valeur de préférence). On répète ensuite l'opération pour le longeron bas en prenant son extrémité avant pour origine.

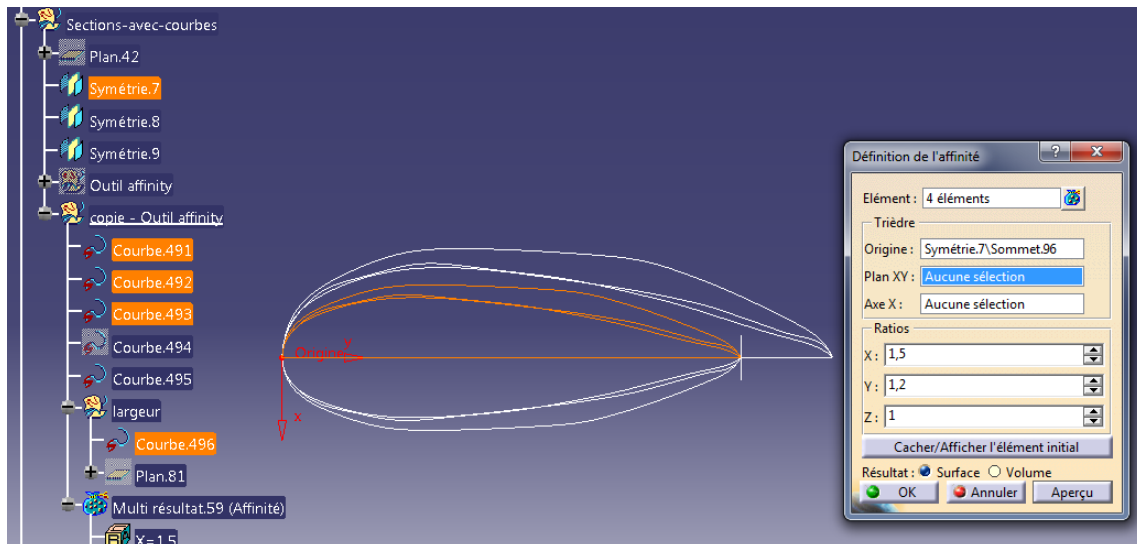


Figure 20. Modification des dimensions du Mini-Bee

Enfin avec *clicque-droit>Remplacer...* on remplace les courbes « génératrices » de base avec les produits de l'opération.

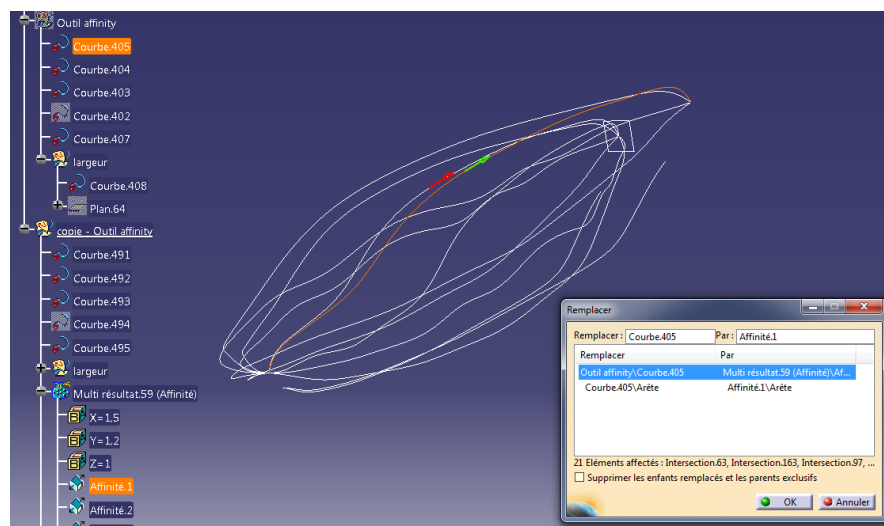


Figure 21. Remplacement des "courbes génératrices"

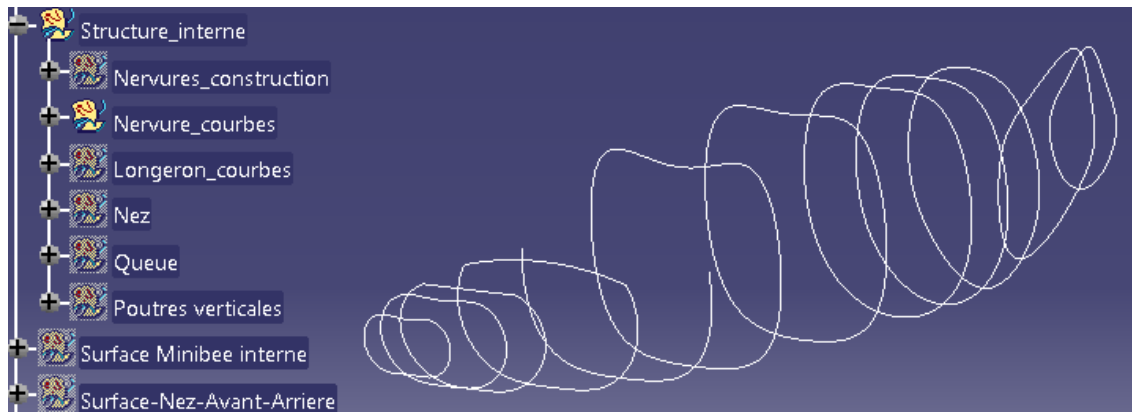


Figure 22. Génération de la structure avec dimensions du longerons supérieur modifiées

Un fois l'opération terminée on peut mettre à jour l'ensemble de la CAO pour éliminer les erreurs qui se sont produites. Si des erreurs surviennent toujours après ça, il y a deux raisons :

- Un problème sur certaines courbes qui n'a pas été relevé donc pas corrigé (à priori, vu le nombre d'itérations que nous avons réalisé cela ne devrait pas se produire mais sinon une petite correction à la main s'impose).
- Une modification qui remet en cause l'orientation des cadres arrières (et donc modifie de manière importante les plans de base réalisés pour le Mini-Bee).

Nos itérations

Durant le projet, les itérations ont eu lieu pour plusieurs raisons :

- Corriger le modèle entré en pre-processing sur CAE.
- Corriger le design de l'appareil (position des ailes, plancher).
- Corriger les dimensions de la structure (déplacement des cadres pour l'aménagement interne, largeur et longueur augmentée).

4.3. Ailes

4.3.1. Wing surface design

a) Profile choice

As explained before we started from “cloud points”. The main difference between the fuselage and the wings is that wings cannot be reconstructed directly because a specific profile is required. However the “cloud points” was necessary to measure the rotor’s position and the wing’s parameters, such as the chord, the thickness and the length.

First we develop the method for the creation of the surface using a random profile: NACA 0015. Then we tested the method by changing the profile for the correct one.

The wing’s profile of an aircraft is determined according to the Reynolds number. In fact the Reynolds number (Re) is a dimensionless quantity in fluid mechanics that is used to help predict flow patterns in different fluid flow situations. The Reynolds number is calculated using the parameters: velocity, density, dynamic viscosity and the wing’s chord.

In our case:

Velocity [m/s ²]	61.1
Altitude [m]	2000 à 4200
Density at 2000 m ⁵ [kg/m ³]	1.0064
Rotor power [kW]	60
Aircraft weight [kg]	1200

$$\frac{\rho}{\rho_o} = \left(\frac{T}{T_o}\right)^{m/m-1} \cdot \frac{T_o}{T}$$

$$\frac{p}{p_o} = \left(\frac{T}{T_o}\right)^m$$

⁵ We do the calculation using the lowest altitude, which means maximum lift and drag forces.

$$T = T_o - h \cdot z$$

$$m = 5.2564$$

$$T_o = 288 \text{ K}$$

$$\rho_o = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$h = 0.0065 \text{ K/m}$$

Reynolds number:

$$Re = \frac{U \cdot \rho \cdot c}{\mu} = 3.79E6$$

As chord (c) we used the middle one " $c = 1.115m$ ".

The profile that best fits the Reynolds number is the DAVIS BASIC B-24.

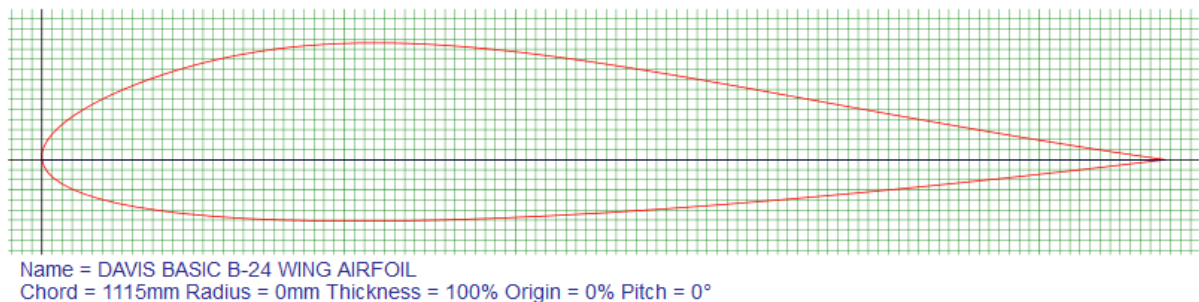


Figure 23.DAVIS profile used

b) Power copies

As we already said for the design of wings we created the "*power copies*" with the aim of reconstructing the wings easier after the simulation results of the aerodynamics team: the right profile, the rotor position, the incidence, the chord and others parameters.

The first "*power copy*" is the one which allows to generate the wing surface from three profiles: tip, middle and roots sections.

To create the profiles we used the excel “GSD_PointSplineLoftFromExcel” present in:

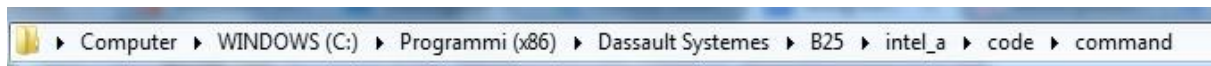


Figure 24. Way to excel “GSD_PointSplineLoftFromExcel”

This excel have a macro function linked to CATIA that create the points and splines in a geometric set.

We obtained the points’ coordinates from the database: (Airfoil plotter, 2017). In this web site it is possible to obtain the points’ coordinates according to different parameters like: chord, thickness, attack point, incidence angle (to download the file click on “CSV file of coordinates”).

Airfoil	davis-corrected-il - DAVIS BASIC ▼	Choose from database list or add you own airfoils here .
Chord (mm)	1006	Chord width in millimetres. (1 inch = 25.40mm)
Radius (mm)	0	Radius of camber in millimetres, Zero for no curve
Thickness (%)	100	Thickness adjustment. 100% is normal thickness. 50% is half. 200% is double
Origin (%)	0	Adjust the position of the origin e.g. 50% is mid chord
Pitch (degrees)	0	Pitch or angle of attack. 180 flips the plot
Halo (mm)	0	Line parallel to airfoil for wing covering or jig. Negative values are external, positive internal.
Halo (mm)	0	Second line parallel to airfoil as above
Colour	Colour ▼	Colour palette or black & white
Line thickness (%)	100	Scale the line thickness (10% to 500%)
Reverse	<input type="checkbox"/>	Plot a mirror image
Data box	<input checked="" type="checkbox"/>	Print the airfoil data on the image
Camber line	<input type="checkbox"/>	Show camber line on image
X grid (mm)	10	X grid size in millimetres
Y grid (mm)	10	Y grid size in millimetres
Paper width (mm)	280	Used for printing plan. A4 landscape approx 280mm
Paper height (mm)	180	Used for printing plan. A4 landscape approx 180mm
<input type="button" value="Plot"/>		

Figure 25. Airfoil plotter

We exported the points coordinates of the three different profiles, whose dimensions are:

	Chord [mm]	Distance to fuselage [mm]
Tip section	1006	3420
Middle section	1115	1920
Roots section	1230	0

The middle section distance was chosen coincident to the point of attachment between the rotor and the wing surface.

The splines obtained are not closed so the “*power copy*” repairs this problem and then creates the surfaces.

The second “*power copy*” allows to create the rotor and to position it in the wing. The input of this “*power copy*” are just:

- A point which represents the center of the rotor;
- A line which represents the trailing edge of the wing;
- A plan which represents the symmetry plan of the rotor.

The dimension of the rotor were taken from the “*cloud points*” and to change them we need just to change some dimensions of the “*power copy*”:

To finish the external shape of the wing we need to put together the two parts. The connection surfaces were made manually. In fact we need the surface only to design the internal structure.

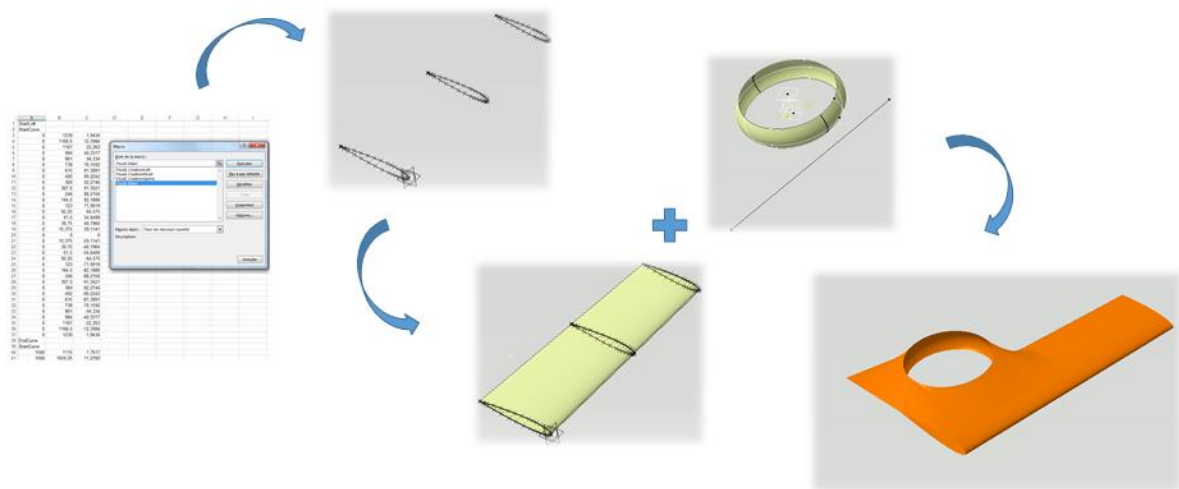


Figure 26. Wings' creation method

4.3.2. Structure design

We decided to follow a classic wing structural design with two spars and transversal ribs. This structure doesn't include any rotor nor the fuel tank.

a) Spars conception

We based the design of the spars on documentation of an aircraft with similar dimensions (Zeke-32) found on the internet.

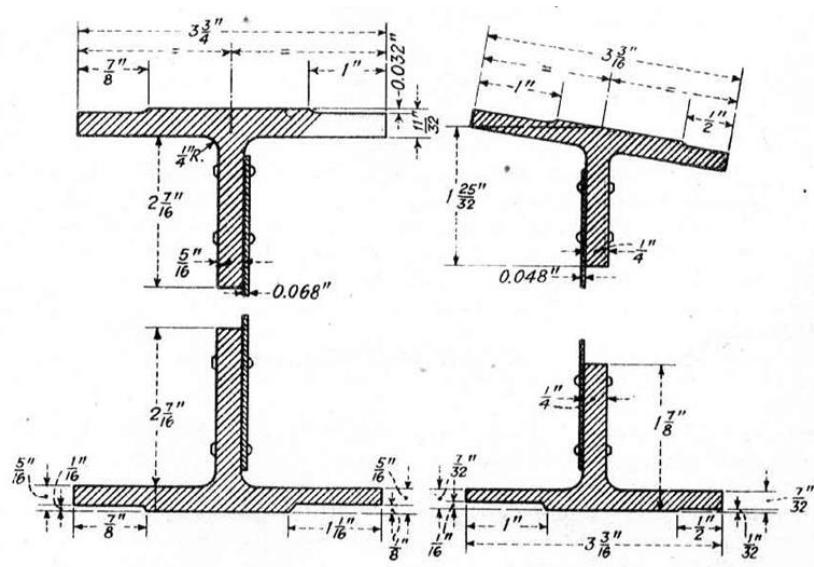


Figure 27. Spar section dimensions of "Zeke-32"

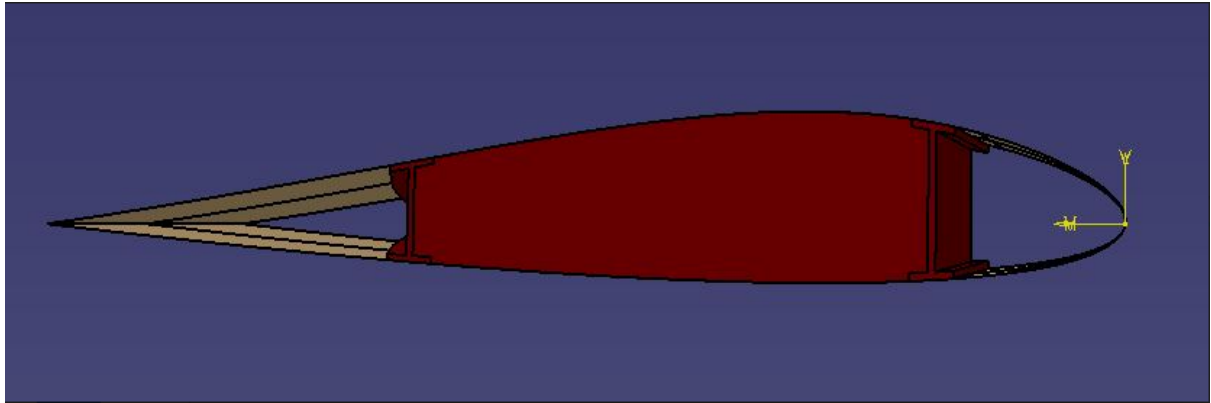


Figure 28. Section of Mini-Bee wing before simulation

b) Power copies of the ribs

In order to change easily the number and the position of the ribs we implemented an other “*power copy*”. To set it in the wing we need:

- A plan which gives the position of the ribs: the distance from the roots section of the wing;
- Four surfaces which are the intrados, extrados and two internal surfaces of the spars.

The “*power copy*” generates the rib as a full solid, we will change its shape after the last topology optimization.

5. S3-Mise en place des modèles numériques

Cette partie a pour but d'exposer les méthodes et capitalisations réalisées pour l'évaluation de la structure imaginée au préalable.

5.1. Aile

5.1.1. Aile – Méthode de conception SIMP (Abaqus)

The simulation was made for the front wing. The load used is not the real one but it's an approximation. This simplification and the one made for the structure conception were made because we wanted first to validate the method with a simpler model. In addition it is not possible to do complexe simulation with school's computers.

Moreover the material chosen was *Duralumin*.

Ribs positionment

To decide the position of the ribs we started with a full solid wing. Then we made a topology optimization in ABAQUS to identify the more solicited sections. In fact this kind of simulation reduces the density of the solid in the areas where the stress is negligible. The program affects the density with a coefficient that goes from 0 to 1, we put the ribs where the coefficient is 1 (more solicited zones).

The conventional topology optimization formulation uses a finite element method to evaluate the design performance. The design is optimised using nonlinear programming techniques. We used this method at the concept level of the design process to arrive at a design proposal that is then fine tuned for performance. This replaces time consuming and costly design iterations while improving design performance.

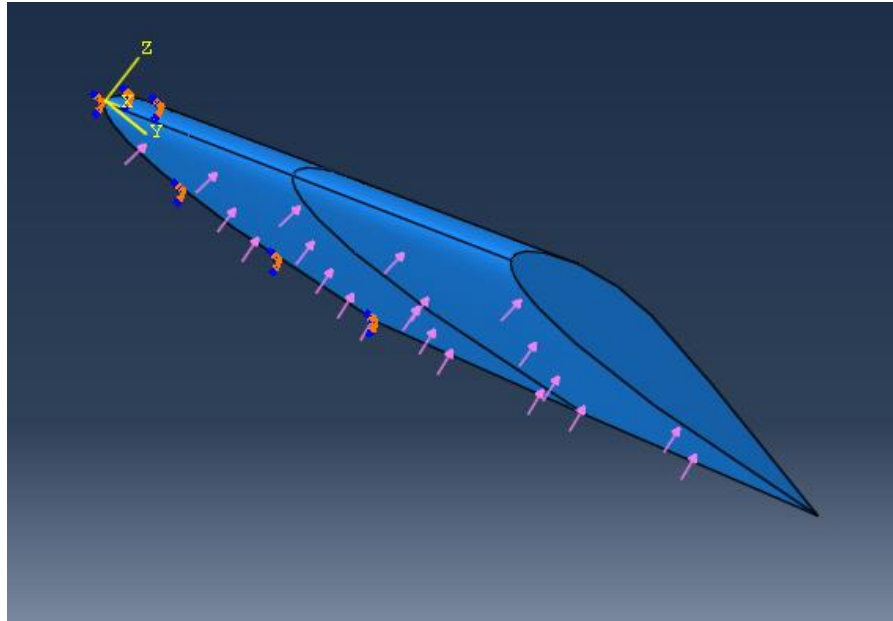
For this first simulation we used as unique load: the pressure due to the lift force. The lift force was considered as a quarter of the aircraft weight, the aircraft has four "semi-wings".

$$L = (1200 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s}^2)/4 = 2943 \text{ N}$$

$$\text{Surface of the intrados: } S=3.907\text{m}^2$$

$$P = L/S = 753 \text{ Pa}$$

As constraint we fixed the roots section.



Model representation ABAQUS

The constraint of the simulation was to remove the material until it remains minimum 20% of material of the wing. Another parameter that we defined was the number of iterations, chosen as 39.

5.2. Fuselage

Notre étude du fuselage se décompose en 2 étapes. D'une part une étude de la structure en elle-même, puis une étude de la tenue en cas de crash afin de protéger les occupants.

5.2.1. Fuselage – Structure (Abaqus)

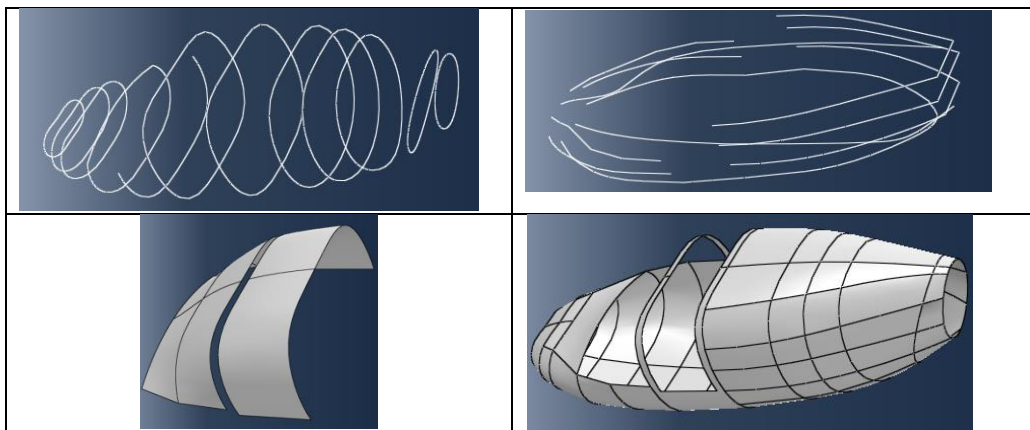
Une des considérations faites durant l'élaboration des CAOs était de pouvoir réaliser des modèles dont le temps de calcul en simulation soit suffisamment court et efficace. C'est pour cela que nous avons travaillé avec une structure en filaire et des mailles en surfacique.

De fait le modèle que nous proposons est un modèle Abaqus comportant des éléments en beam et des éléments en shell.

Part

Compte tenu des interactions qu'il faudra créer pour relier les poutres entre elles, et avec la peau, il a fallu décomposer la maquette en plusieurs fichiers. D'une part le fichier pour les cadres puis celui pour les longerons sont au format .igs car filaire. D'autre part le fichier pour la peau de l'appareil et le fichier pour les vitres du cockpit et des portes au format .stp.

Tableau 2. Parts de l'assemblage de simulation de la structure



Assembly

La seconde étape est d'aller dans le module « Assembly » et de créer les instances associées à la structure. Dans la barre d'outil on trouve l'option *Instance>Merge/Cut*. Avec cet outil on peut créer un nouveau part qui corresponde au cadre coupé par les longerons. Il faut créer ce part avec l'outil et faire de même pour le longeron coupé par le cadre. Cela permet de créer des points pour recréer le cas « beam-column » du chapitre 5 de (NIU, 1995).

On supprime ensuite les parts cadre et longerons de base.

Property

On considère dans notre modèle deux matériaux : l'Aluminium 6061 que nous avons retenu comme premier matériaux, puis le PMMA qui est un polycarbonate transparent très utilisé sur les aéronefs ayant le même gabarit que le Mini-Bee.

Le système d'unité est le mmSI.


Tableau 3. Propriétés élastiques des matériaux PMMA et Al6061


	PMMA	Al6061
Density	1,2E-9	2,7E-9
Elastic	3100	68900
Poisson's Ratio	0,40	0,33

De même, sachant que notre étude est statique et ne va pas inclure de grande déformation plastique on utilise les données de plasticité suivante pour l'Aluminium 6061 :

Tableau 4. Propriétés plastiques de Al6061

Yield Stress	Plastic Strain
111	0
112.6	0.0019
113.6	0.0038
116.1	0.0067
118.7	0.0135
120.7	0.0183
122.5	0.0231
124.6	0.0279
127.5	0.0326
130	0.0421
133.3	0.0514
136.1	0.0607
139.3	0.0699
141.8	0.079
144.4	0.0881
146.3	0.0971

Il convient ensuite de créer les sections de matériaux appropriées, c'est-à-dire les shells en Al6061 et en PMMA, puis les beams en Al6061. On assigne ensuite les orientations à nos poutres à l'aide de l'outil . On peut vérifier que l'assignation des orientations est correcte en allant dans *View>Part Display Options...>Render beam profiles*. On peut corriger aussi des changements

involontaires de l'orientation de la poutre en créant une partition de la courbe qui nous gêne avec l'outil .

De même, nous créons plusieurs partitions des poutres au niveau des portes pour créer des points qui serviront de liaison avec la peau.

On assigne enfin dans *Special>Inertia>Nonstructural mass* un poids sur une zone choisie du « part » *longeron* afin de simuler le poids embarqué d'environ 600kg pour le fuselage.

Assembly




On crée des instances pour chacun des parts qui constituent l'appareil: Longerons – Cadre – Peau – Vitres.

Step

Nous créons ensuite deux steps. Un step RDM pour étudier la tenue structurelle de notre assemblage, puis un second pour étudier le phénomène de stabilité de notre structure au travers du flambage (buckling).

En particulier, l'algorithme utilisé pour l'étude de flambage est celui des sous-espaces (subspace). Lanczos n'étant pas adapté pour les assemblages comprenant les interactions que nous allons utiliser par la suite.

Interaction

On isole dans le Viewport les instances *Cadres* et *Longerons*. Avec l'outil  on crée un connecteur de type *beam>Joint*. Ensuite  crée un set de nœuds qui va correspondre aux connections entre les nœuds que nous avons créé avec le *Merge/Cut*. Nous créons ce set en tous les nœuds sauf ceux qui serviront de condition limite pour ne pas créer d'erreur sur le degré de liberté de nos nœuds. Enfin  attribue au set de nœuds le connecteur *Joint* que nous avons créé.

Pour finir on crée des contraintes *TIE* pour lier la peau aux poutres (sauf bas porte), les vitres à la peau et au longeron haut pour la porte, la peau des portes aux deux poutres basses de la porte.

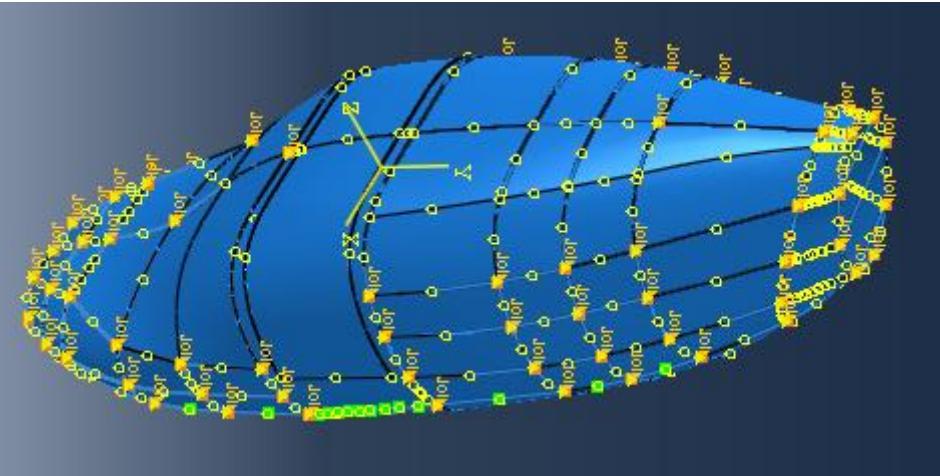


Figure 29. Illustration des interactions dans le pre-processing du fuselage

Load

On crée un chargement de type gravité qui s’applique à tout le modèle et de valeur $3\vec{g}$.
On crée également des contraintes d’encastrement pour bloquer les ailes à l’avant et à l’arrière.

Ce modèle permet de simuler la force de réaction au niveau des ferrures pour recréer le chargement réel de l’appareil en vol à l’aérodynamique près, cette donnée étant sensée être récupérée par l’étude FSI.

Mesh

Tableau 5. Elements finis du pre-processing du fuselage

	Type élément	Taille approx.
Poutres	B31	30
Peau	S4R	30
Vitre	S4R	30

La taille se base sur une étude de convergence menée sur les poutres qui sont les instances les plus sollicités :

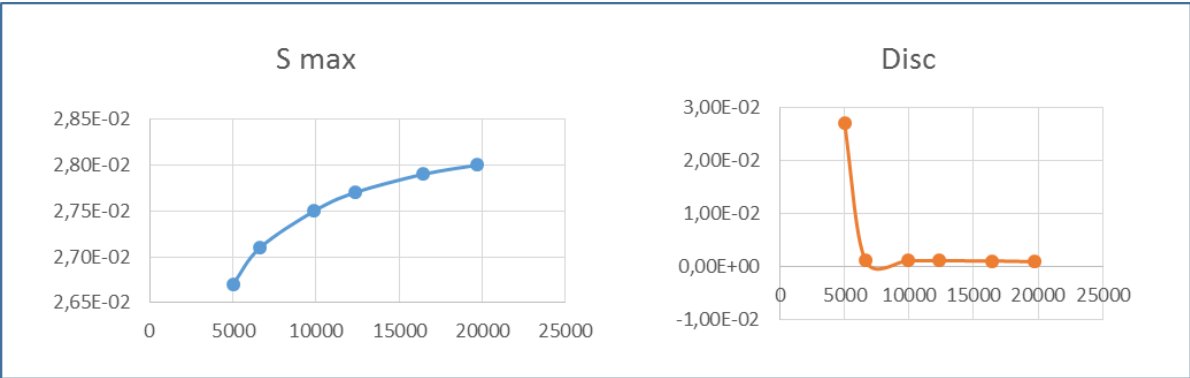


Figure 30. Etude de convergence des poutres fuselage

A ce niveau on rencontre un choix : les surfaces ayant été générée par la CAO n’étant pas parfaitement importé le maillage ne peut être correcte.

Si on ne cherche qu’à faire une étude de la RDM on peut ne pas faire l’étape **Interaction** et aller faire un *Instance>Merge/Cut>Mesh>All* pour créer une instance qui soit le maillage généré. Cette méthode permet de fusionner les nœuds étant à une certaine distance (correspond à du TIE). La tolérance de la fusion de nœuds s’adapte avec quelques simulations :

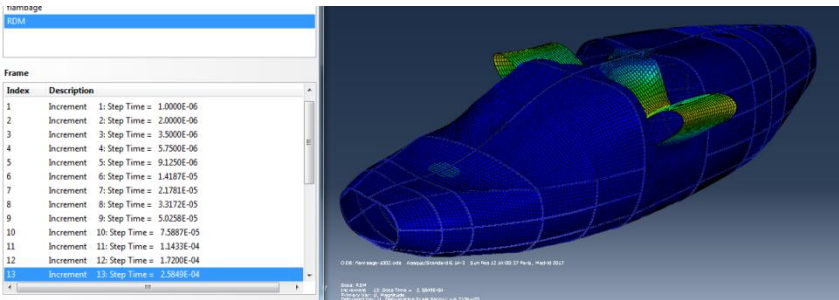



Figure 31. Mise en évidence problème de tolérance du TIE

On regarde alors le numéro des nœuds concernés par le décollement qui a lieu, et on estime la distance qui les sépare dans le fichier .inp afin d’adapter la tolérance du *Merge* :

Tableau 6. Récupération des informations nécessaire à la correction d'une tolérance de TIE

	<table><tr><td>48447,</td><td>1022.98407,</td><td>-497.735992,</td><td>-353.44101</td></tr><tr><td>48463,</td><td>1024.03833,</td><td>-497.880066,</td><td>-358.577576</td></tr></table>	48447,	1022.98407,	-497.735992,	-353.44101	48463,	1024.03833,	-497.880066,	-358.577576
48447,	1022.98407,	-497.735992,	-353.44101						
48463,	1024.03833,	-497.880066,	-358.577576						

Cette méthode est la plus rapide pour étudier notre assemblage mais n’est pas très souple en termes de maillage ou redéfinition du modèle puisque qu’il faut travailler directement avec les éléments du maillage ou revenir en arrière et recommencer pour modifier le modèle.

Sinon il est possible de corriger le maillage à la main avec  en décochant *Project to geometry* :

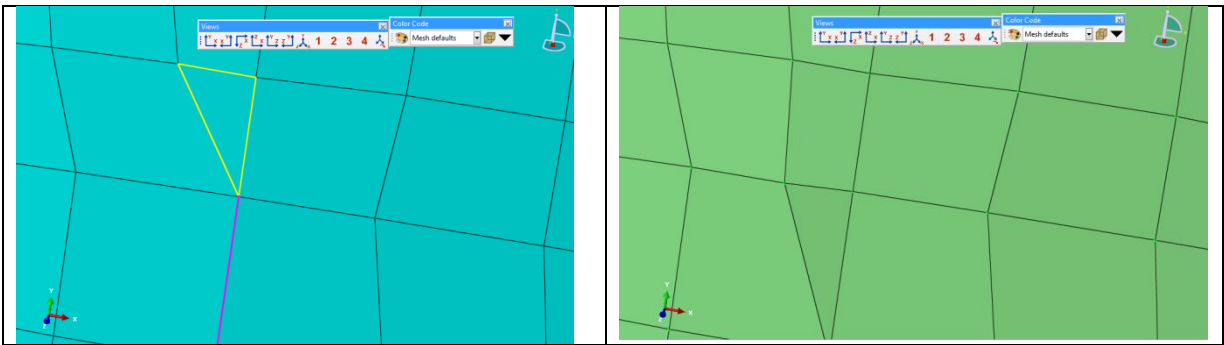


Figure 32. Correction maillage à la main

5.2.2. Fuselage – Crash tests (Abaqus)

Une autre contrainte sur la conception du fuselage est sa tenue en cas de crash avec le sol. Ici l'objectif est d'étudier et de proposer une modification de la structure ou du plancher pour mieux protéger les passagers en cas de crash.

On ne considère que la section contenant les passagers et le plancher afin de l'étudier. Pour obtenir ce découpage nous avons utilisé une opération booléenne sur le produit CAO de l'assemblage du Mini-Bee.

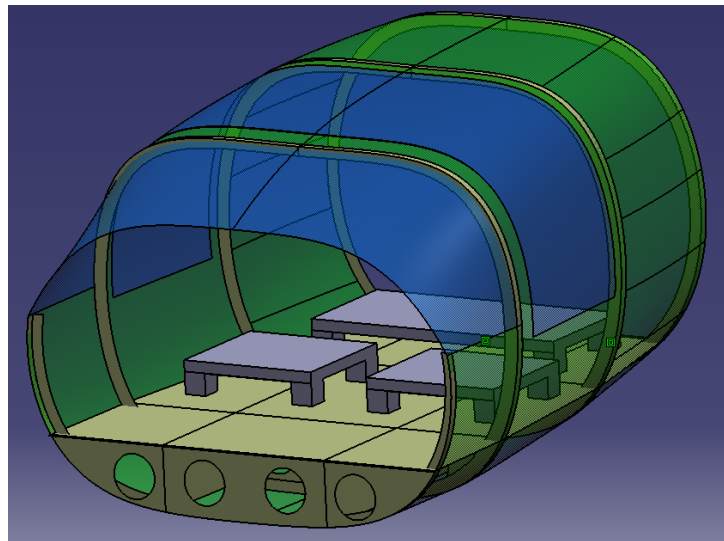


Figure 33. CAO de la section de fuselage en test de crash

Les sièges et les bagages sont représentés par une petite plaque car nous souhaitons uniquement placer des « jauges » à ces endroits pour étudier l'accélération subie par ces objets.

Part

De même que pour l'étude de la structure on importe les différents éléments séparément et aux formats adaptés⁶.

On ne prend sur ce modèle que les cadres car l'influence des longerons est négligeable (KUMAKURA). Les cadres sont modélisés en surfacique (le beam engendre des erreurs à cause de ses degrés de liberté qui engendre des problèmes plus profonds que de la convergence).

On transforme les sièges et bagages en *Discrete rigid* et on leur assigne à chacun un point de référence à partir de la barre d'outils.

On crée également le sol en *Analytical rigid* avec une extrusion et on lui assigne son point de référence.

⁶.stp pour le surfacique et volumique.

On associe enfin une propriété d'inertie à ces corps rigides. Les sièges pèsent $160kg$ pour être équivalents à deux passagers et leurs sièges. Les bagages pèsent eux $50kg$. Et le sol est associé à une masse de $1kg$ pour des raisons numériques⁷.

Property

Nous gardons les mêmes données pour le PMMA et Al6061 à la différence que cette fois nous ne pouvons pas utiliser la loi de plasticité qui fonctionnait en statique. Compte tenu du type de sollicitation il faut utiliser du Johnson-Cook qui permet d'avoir une évolution plus cohérente du phénomène d'écrouissage grâce à la vitesse de déformation issue du modèle. On trouve chez (D. R. Lesuer, 1999) les données nécessaires à la définition de notre matériau. De même, on crée une loi d'endommagement qui démarre la rupture instantanément.

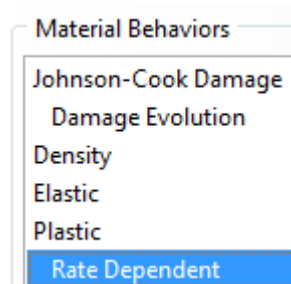


Figure 34. Comportements de Al6061 dans le modèle de crash

Modèle de Johnson-Cook isotherme: $\sigma = [A + B\varepsilon^n] \cdot [1 + C \cdot \ln(\dot{\varepsilon}^*)]$

Modèle d'endommagement de Johnson-Cook : $D = \sum \frac{\Delta\varepsilon}{\varepsilon_f}$

Où A, B, C et n sont des coefficients empiriques. $\dot{\varepsilon}^*$ le taux de déformation normalisé. D l'endommagement.

Le modèle est volontairement en isotherme car on considère négligeable l'influence de la température dans notre expérience.

Aussi on choisit de définir le plancher avec un composite de verre-epoxy orienté à 90° :

Tableau 7. Propriétés matériaux du composite epoxy-verre utilisé pour le plancher

E1	E2	E3	Nu12	Nu13	Nu23	G12	G13	G23
20000	15000	5000	0.1	0.38	0.38	4000	2000	2000

Assembly

On crée chacune des instances et en particulier on place le sol à $0,12mm$ du point le plus bas du fuselage car on va « lancer » le fuselage sur cette distance.

⁷ En explicit, le solveur peut aussi avoir des soucis avec l'inertie en rotation, il est alors nécessaire de l'ajouter nulle, numériquement, à la main dans le fichier .inp.

Une rotation de notre assemblage de -2° selon \vec{x} permet de repositionner la section parallèlement au sol comme dans les conditions de test.

Step

Les steps qu'on crée se doivent d'être en *Dynamic, explicit* compte tenu du type de simulation (KUMAKURA).

Un premier step pour lancer l'avion vers le sol et d'une durée de $2E - 06s$ est utilisé.

Le second step correspond à notre étude de l'impact. A priori le step devrait durer $200ms$ pour couvrir les différentes étapes d'accélération et de déformation de la structure (P. Xue, ???) sur l'impact au sol. C'est bien le cas mais après étude de notre phénoménologie on peut repousser le step à $600ms$ pour voir le second impact après rebond.

Interaction

Sur ce type de simulation nous n'avons pas besoin de réaliser des connecteurs comme ce fut le cas dans l'étude de la structure. On réalise donc l'ensemble des connections avec des *TIEs* (inutile de faire un shell-to-solid entre les jauges et le plancher compte tenu que ce sont des *Discrete rigid*). Une contrainte d'interaction *Surface-to-surface* avec du « *Hard* » *contact* est ajoutée entre le sol et la peau de la structure.

Load

On applique une condition limite de vitesse sur le fuselage, qui est désactivée dans le second step d'étude de l'impact. Cela permet de donner la vitesse initiale de chute qui nous intéresse. Dans le cas des test de crash verticaux, on laisse habituellement tomber la section d'une hauteur d'environ $10ft$ pour qu'il touche le sol vers $7,73m/s$ comme nous pouvons le vérifier en solvant la chute libre : $v = \sqrt{2 \cdot d \cdot g}$ où d est la hauteur de chute et g la constante de gravitation. Dans le cadre de simulation, les vitesses sont réparties en $6 - 9$ et $12m/s$ (P. Xue, ???).

L'*Analitycal body* du sol est encastré par son point de référence.

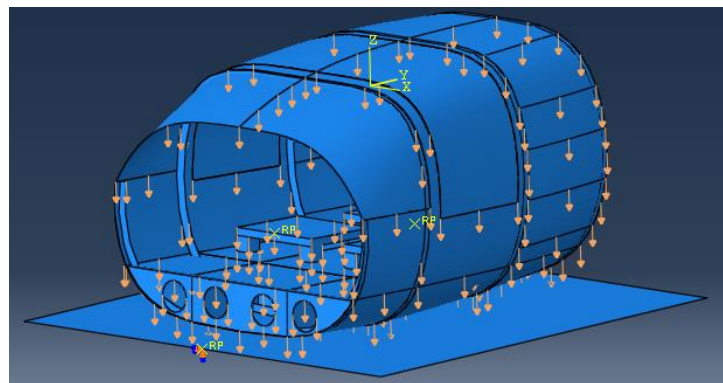


Figure 35. Modèle CAE de la section de fuselage en crash

Mesh

Le maillage est le même que pour l'étude de la structure mais utilise cette fois la bibliothèque *explicit*. Taille du maillage mise à *60mm* pour nos itérations.

Job

Les calculs en *explicit* étant des calculs très lourds il n'a pas été possible de les réaliser sur nos ordinateurs ou ceux de l'école. Nous avons donc utilisé un des serveurs de l'école afin de réduire ce temps et d'avoir un résultat exploitable durant la durée du projet. Deux premières simulations ont été lancées avec deux tailles de maillage différentes afin de vérifier la convergence.

Les calculs ont été lancés sur le serveur de calcul de l'école avec un seul processeur afin d'éviter des erreurs d'interaction entre domaines qui seraient générés par Abaqus.

5.3. FSI – Interaction fluide-structure (Workbench)

Dans cette partie, nous vous présentons la méthode ainsi que son intérêt comparé aux autres méthodes de modélisation d'une phase de vol de l'avion.

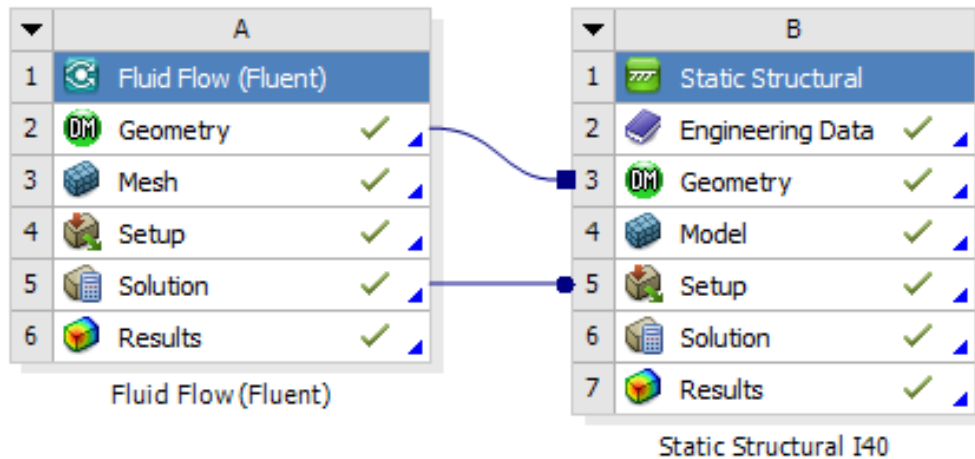


Figure 36. Module CFD couplé au module structurel (transfert d'information)

1 -Présentation générale :

Le logiciel Ansys Workbench contient deux modules indépendants, le module de calcul d'écoulement CFD « Fluid Flow » et le module Static Structural, qu'on utilisera en couplage séquentiel pour pouvoir modéliser l'impact de la pression ressentie sur la peau de l'avion, sur la structure de l'avion.

Le couplage séquentiel du module CFD vers le module structurel consiste à exploiter l'écoulement de l'air au niveau de la peau de l'avion et d'en tirer la pression ressentie sur celle-ci. La pression transférée vers le module structurel est représentée par un champ de pression continu au niveau du revêtement.

C'est ce qui différencie cette méthodes des autres méthodes, qui utilisent une estimation biaisé du champ de pression ressenti sur le revêtement (on applique directement une valeur sur une surface).

Le couplage consiste alors à coupler les équations de fluide de Navier Stockes avec les équations de mécanique du solide.

Il faut noter que le couplage en cette méthode est uniquement d'un seul sens, en effet, on regarde uniquement l'impact du champ de pression continu sur le revêtement et non pas la boucle d'échange effet de l'écoulement sur la déformation et effet de la déformation sur l'écoulement...

2-Méthodologie :

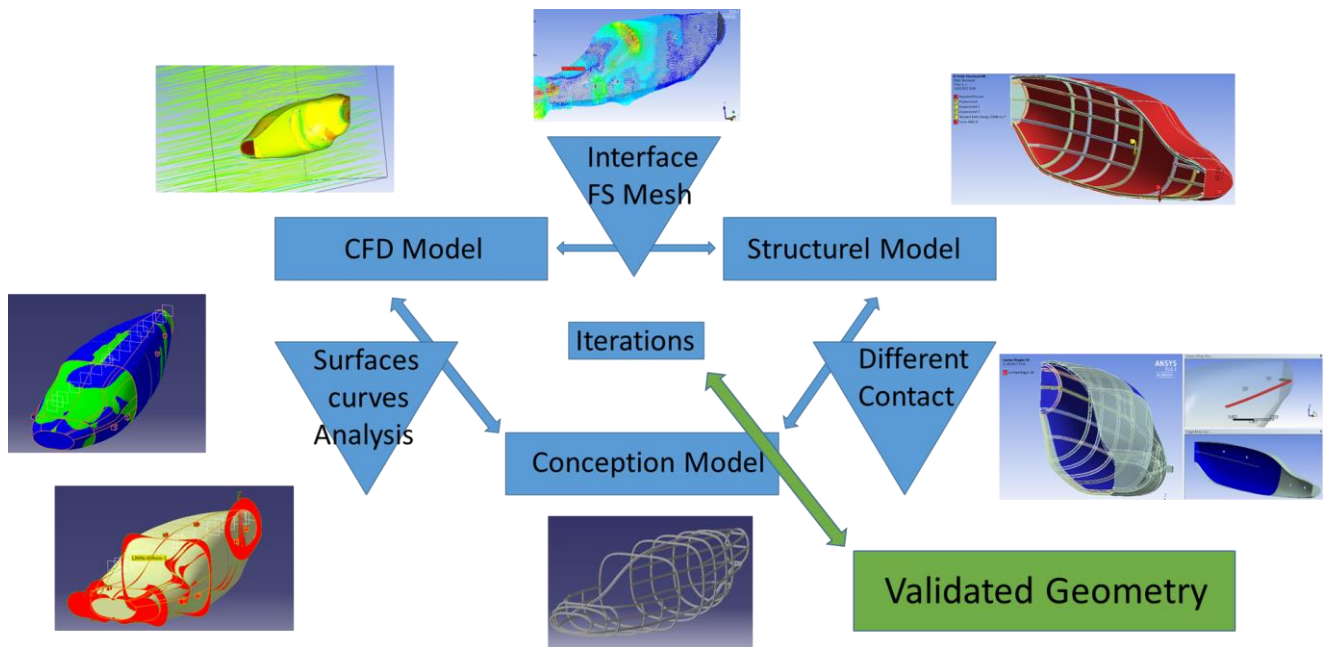


Figure 37 Méthodologie d'adaptation de la géométrie entre les deux modules CFD et Mechanical

La méthode FSI consiste à appliquer une géométrie externe (conçue avec le logiciel Catia) qui doit être adaptée pour le module structurel et CFD, en effet, le logiciel Ansys trouve beaucoup de problèmes pour pouvoir comprendre la complexité de la géométrie, notamment dans les parties qui présentent des contacts...

Le schéma ci-dessus explique les différents problèmes et méthodes de résolution pour aboutir à une géométrie validée.

Des premières itérations sont mises en œuvre entre le module structurel et Catia pour pouvoir gérer le contact entre les différentes pièces du fuselage (Nervure-longeron et Nervure/longeron-revêtement). Le repositionnement des nervures déforme le revêtement et donc induit dans le module de CFD à un écoulement non souhaitable, ainsi de nouvelles itérations sont lancées entre Fluent et Catia pour contourner ce problème, ceci est alors effectué en étudiant les états de surfaces et de courbures. Enfin, entre le modèle structurel et CFD il faut travailler le maillage dans les deux modèles afin d'obtenir une importation correcte du champ de pression.

Une fois ceci effectué avec succès, nous pouvons passer à l'optimisation des résultats sur le modèle en entier.

3-Modèle CFD :

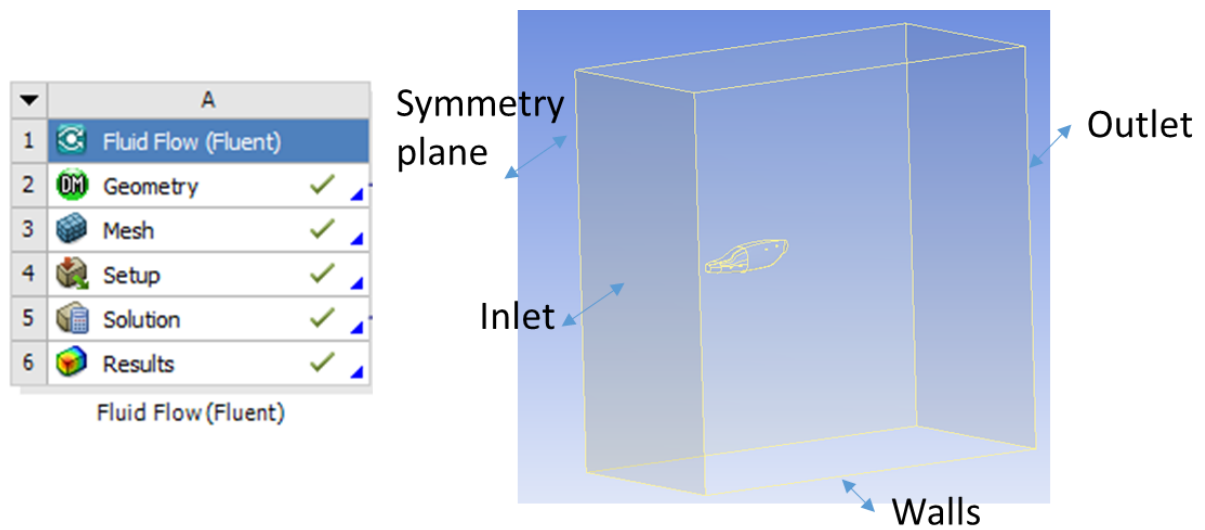


Figure 38 Modèle d'écoulement posé sur Ansys Fluent

Le modèle CFD est construit de façon à obtenir des résultats proches de la réalité en phase de vol de l'avion à une vitesse de 300 km/h.

On englobe notre avion avec une boîte remplie d'air et qui à sa face d'entrée l'air est à une vitesse de 300Km/h tout en laissant l'avion fixe. Bien que, contrairement à la réalité où c'est l'avion en mouvement et l'air "fixe", cette méthode donne le même résultat physiquement et mathématiquement.

Une fois que le modèle est bien posé géométriquement nous passons au maillage.

La partie configuration Fluent "Setup", nous permet de configurer le modèle et de contrôler la solution mathématiquement :

Setup configuration:

- Model Pressure Based
- K-Epsilon model
- Newtonian Fluid
- Steady time
- Advanced size functions

Figure 39 Figure 4 Configuration du modèle, hypothèses utilisées

Le modèle mathématique utilisé est le modèle "Pressure Based" qui signifie l'utilisation des équations de Navier Stokes en leurs formes avec fluide incompressible.

L'algorithme de résolution étant le K-Epsilon, qui est un algorithme très utilisé pour le calcul de turbulence.

Le fluide utilisé est un fluide newtonien, nous travaillerons aussi en régime stationnaire et nous utiliserons les fonctions avancées "Advanced size functions" pour la résolution des solutions EFM

4-Optimization des résultats CFD:

Dans cette partie nous effectuons une étude du maillage pour faire converger les résultats à la solution Optimale.

Nous effectuons ainsi un plan d'expérience sur les paramètres suivant :

- Taille de la Boxe
- Taille de la maille tétraédrique
- Epaisseur de l'inflation

Nous prendrons comme élément de référence pour conclure au sujet de la convergence la force de trainée "Drag Force".

Forces - Direction Vector (0 1 0)			
Zone	Forces (n)		
plane_walls	Pressure	Viscous	Total
	680.54652	151.50111	832.04764
Net	680.54652	151.50111	832.04764

Figure 40 Force de trainée appliquée sur le revêtement

Tableau 8. Plan d'expérience de convergence du maillage CFD

	Dimensions									
Box (mm)3	20*20*20	20*20*20	20*20*20	20*20*20	20*20*20	20*20*20	25*25*25	25*25*25	25*25*25	30*30*30
Element size(mm)	20	30	25	20	20	15	18	25	25	18
Inflation(mm)	5	5	5	3	2	5	2	3	2	2
Drag Force(N)	881,3	834,95	873,09	915,2	910,6	832,52	832,04	837,21	829,5	832,9

Nous faisons varier un paramètre parmi les paramètres (la taille de la boîte, la taille de la maille et l'épaisseur) tout en gardant les autres paramètres fixes et nous tirons la force de Trainée.

Ensuite nous utilisons des points de vérification qui nous orientent plus vers le choix du réglage du dimensionnement du maillage.

- Premier point : La fonction Y Plus

Cette fonction permet de voir si au niveau de la surface de l'avion le maillage arrive à contrôler la solution, ceci est un paramètre lié aux fonctions avancées qui doit être compris entre 30 et 350.

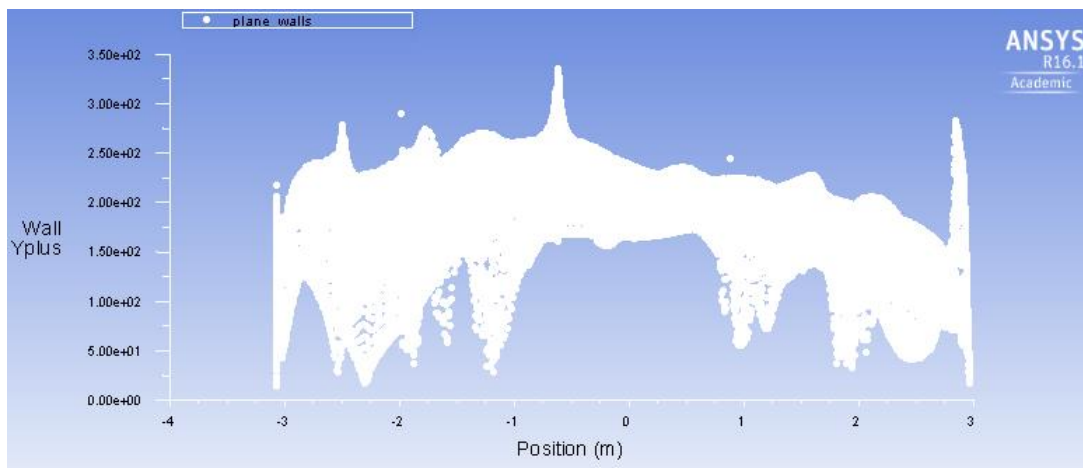


Figure 41 champ de la fonction Y plus sur le revêtement - CFD

- Deuxieme point : Débit massique

Mass Flow Rate	(kg/s)
inlet	32156.251
outlet	-32156.251
Net	-0.00043122162

Figure 42 Différence du débit massique entre l'entrée et la sortie - CFD

Le deuxième point de vérification est le débit perdu entre la face d'entrée et la face de sortie, la différence relative entre les deux débits devrait être inférieure à 1%.

A la fin de cette étude de convergence, nous obtenons le maillage adéquat pour effectuer le calcul d'écoulement, et ainsi d'obtenir le champ de pression au niveau du revêtement.

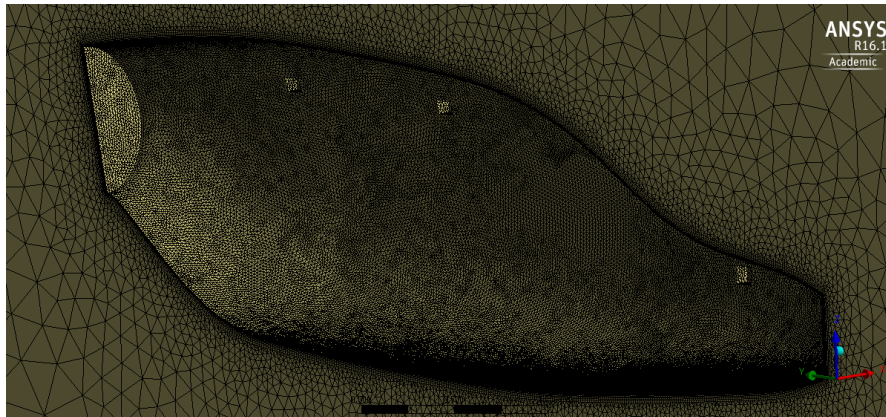


Figure 43 Maillage adopté et validé pour la suite des calculs - CFD

Le maillage ainsi adopté est de dimensions :

- Boxe : 25*25*25 mm³
- Taille de la maille : 18 mm
- Epaisseur de l'inflation : 2 mm

5-CFD résultats et analyses :

Pour analyser les solutions obtenues, nous utilisons le logiciel Paraview afin de visualiser au mieux nos résultats.

Nous nous baserons sur la conservation du débit entre l'entrée et sortie de chaque boîte prise qui limite l'écoulement (ici en noire), nous remarquons que cette boîte présente une surface d'entrée (sens de l'écoulement) plus grande que la surface de sortie du fluide, ainsi en utilisant la formule de conservation du débit :

$$V_1 S_1 = V_2 S_2$$

Nous déduisons que la vitesse V_2 est plus grande que la vitesse V_1 , ce qui explique les résultats de champs de vitesse dans la figure ci-dessous, ou la vitesse atteint 100m/s au niveau de la surface S_2 .

Cette valeur est nulle sur la peau puisqu'on a pris la condition de fluide newtonien.

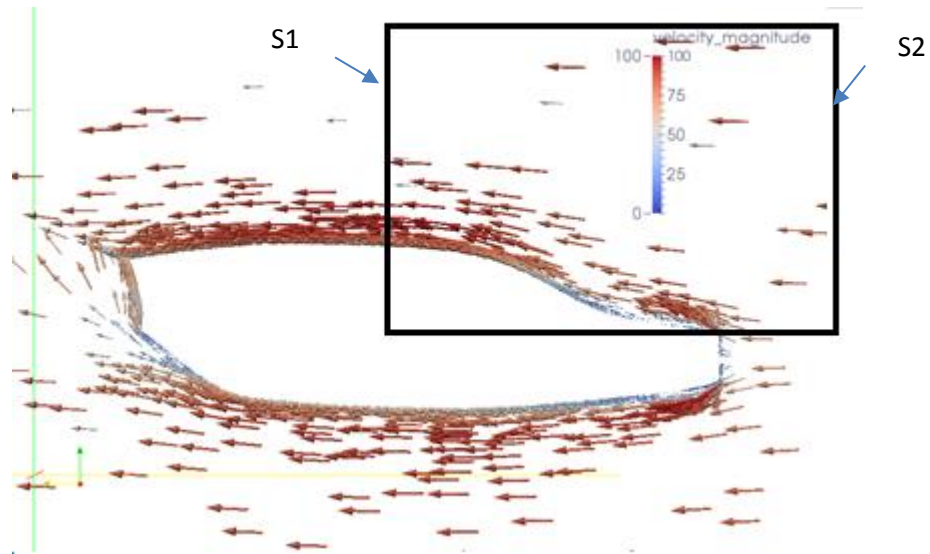


Figure 44 Champs de vitesse autour du revêtement à 300km/h, vue de coupe

Afin d'analyser le champ de pression au niveau de pression sur le revêtement, nous nous mettons dans les conditions de Bernoulli suivantes (loin de la couche limite) : Fluide incompressible, régime stationnaire et de fluide non visqueux.

Nous obtenons sur une ligne d'écoulement, une conservation de la pression dynamique, dans notre cas nous négligeons l'effet de la gravité. Ainsi pour une augmentation de la vitesse, nous obtenons une diminution de la pression statique.

Ce qui explique qu'au niveau de la surface S_2 la pression diminue jusqu'à atteindre des valeurs négatives (figure 12).

Les pressions négatives sont atteintes car ici on calcul la pression relative.

Bernoulli conditions:

- Incompressible
 - Steady time
 - Inviscid
- Along a streamline \longrightarrow
- $$P_s + \frac{\rho V^2}{2} + \rho g z = Cte$$

Figure 45 Formule et condition d'utilisation de la formule de Bernoulli sur une ligne d'écoulement

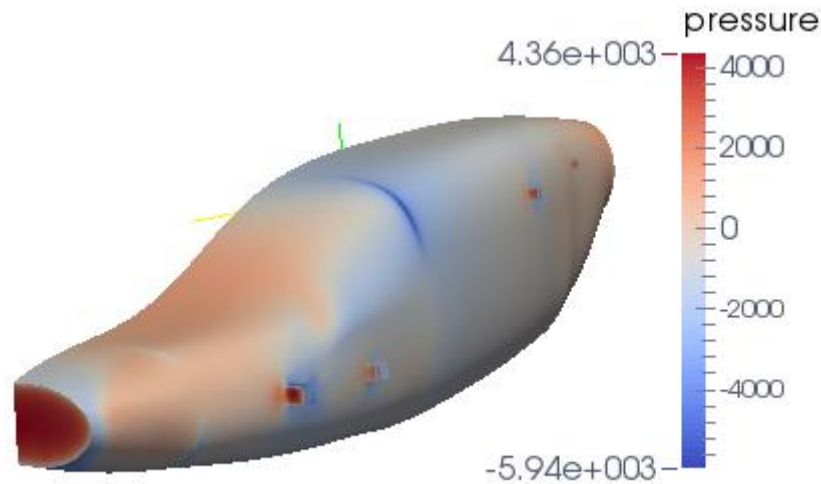


Figure 46 Champ de pression au niveau ressenti sur la peau de l'avion - CFD

La pression ressentie passe ainsi par 4.36×10^3 Pa et -610^3 Pa. Ce champ de pression tentera ainsi à exercer une force vers l'intérieur au niveau du champ de pression positif et une force vers l'extérieure au niveau du champ de pression négatif.

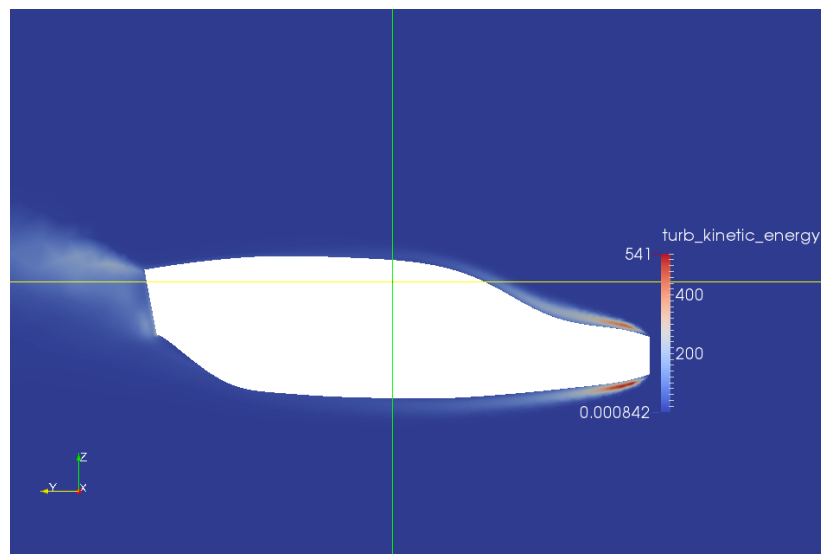


Figure 47 Champ de l'énergie cinétique turbulente autour de l'avion, vue de coupe

Il est important de visualiser le champ d'énergie turbulente autour de l'avion afin de voir les endroits où on aura le plus de perte à cause de la turbulence.

La figure 13 ci-dessus nous montre alors qu'au niveau du nez de l'avion on a le plus de perte, ceci est normal du fait que la géométrie présente un changement robuste de forme, ce qui sera éliminé en rajoutant le nez au complet et finement travaillé, le même problème au niveau de l'arrière de l'avion. Il est important de voir que loin de ces deux bords, notre forme présente une énergie turbulente faible et donc une perte d'énergie faible. Ce qui valide la forme de notre avion.

Ainsi nous pouvons passer à l'étude structurelle de l'avion et alors importer la pression ressentie sur la peau de l'avion.

6-Modèle structurel :

Une fois le calcul de la pression (et de convergence) au niveau du revêtement est effectué, nous exportons ce champs de pression vers le module structurel.

Dans ce module, nous bâtissons un modèle en régime stationnaire qui répond au mieux aux conditions de vol à 300 km/h ceci à travers les conditions aux limites.

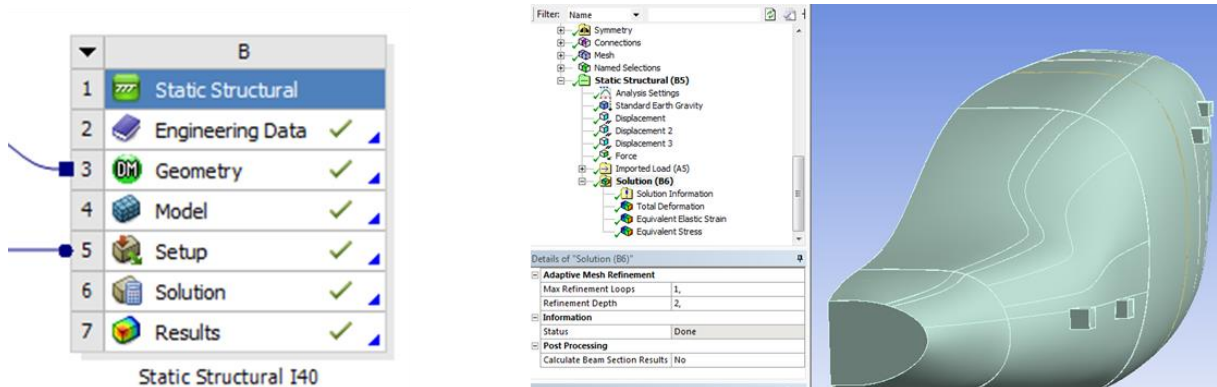


Figure 48 Modèle structurel sur Ansys « Mechanical »

- Etude du contact :

Le contact entre les différentes pièces est de type solidaire "Bonded" est retenu.

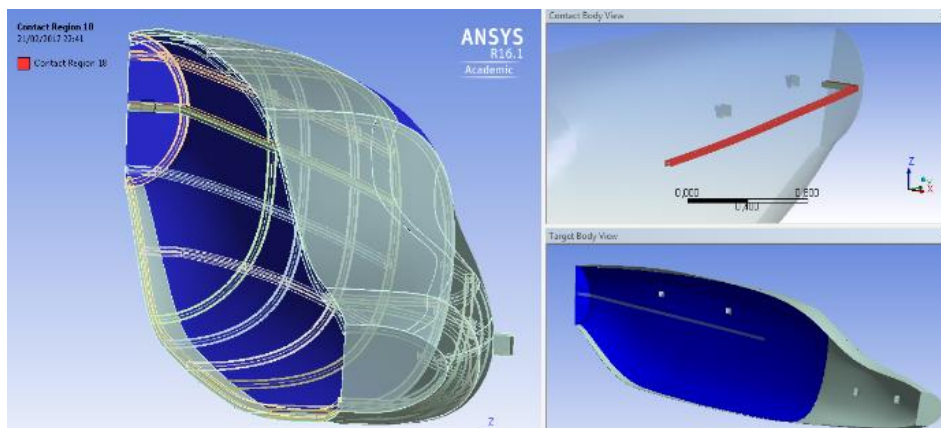


Figure 49 Etude du contact sous Ansys/Mechanical

- Les conditions aux limites :

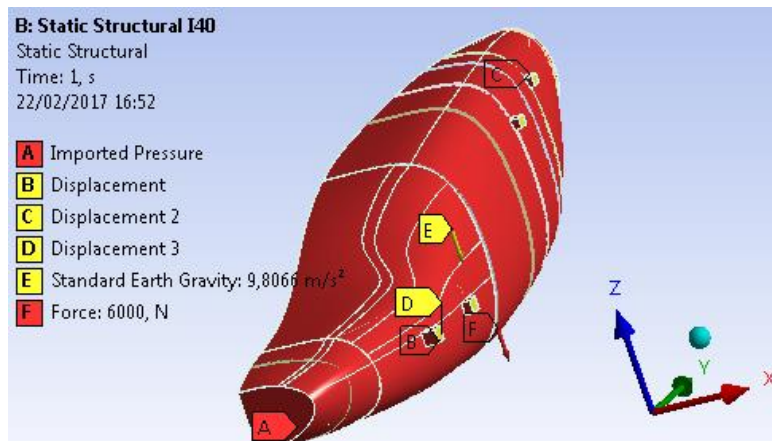


Figure 50 Modèle de l'avion sous conditions aux limites

Nous fixons, au niveau des fixations des ailes, le déplacement suivant :

- La direction Y afin de modéliser la force des moteurs qui viendra annuler la force de trainée essayant de pousser l'avion vers l'arrière.
- La direction suivant Z afin de modéliser la portance qui viendra annuler l'effet du poids.
- La direction suivant X afin d'éliminer ce degré de liberté qui nous n'intéresse pas

Nous imposerons un champ de gravitation de $9,8 \text{ m/s}^2$ et nous rajouterons une force équivalente d'une charge de 600kg porté par l'avion.

Enfin le champ de pression importé et résolu par le modèle CFD, est le résultat de l'impact de l'avion sur l'air à une vitesse de 300km/h.

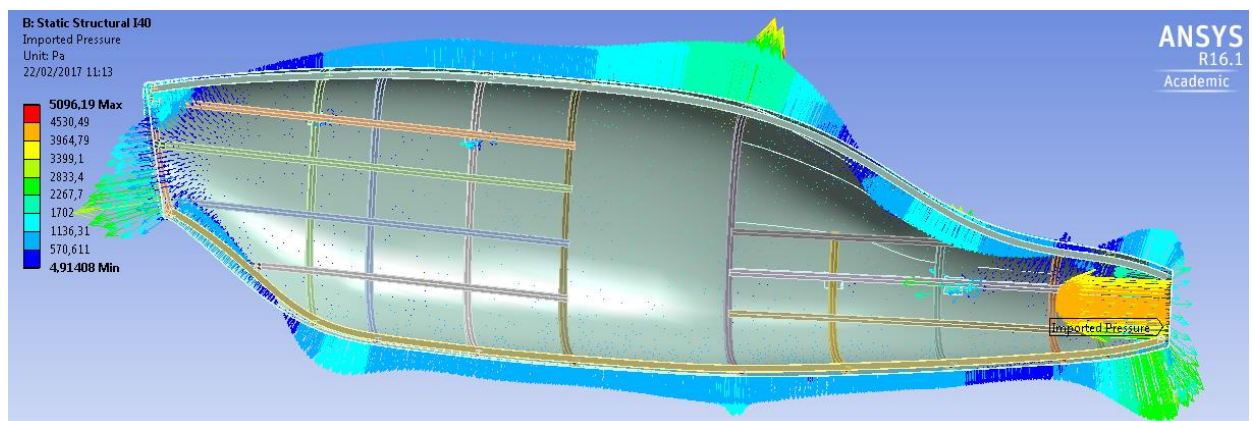


Figure 51 Champ de pression importé sur le revêtement du module CFD, vue de coupe

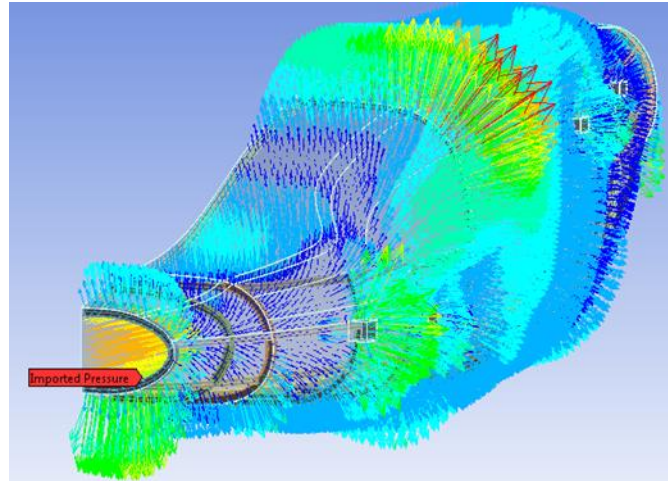


Figure 52 Champ de pression importé sur le revêtement du module CFD, vue ISO

Nous pouvons remarquer ci-dessus le champ de pression importé, un champ continu sur la peau de l'avion et présentant des points d'inflexion qui représentent le changement de normale de la force de pression exercée sur la peau, en effet elle est des fois de l'intérieur vers l'extérieur dans des endroits et donc essaiera d'arracher la peau au fuselage, et de l'extérieur vers l'intérieur et donc essaiera de faire pénétrer la peau à l'intérieur.

- Modèle Poutre :

Le fuselage est modélisé avec des poutres en I de dimensions :

Largeur=40 mm, hauteur=20 mm, épaisseur=1.5 mm

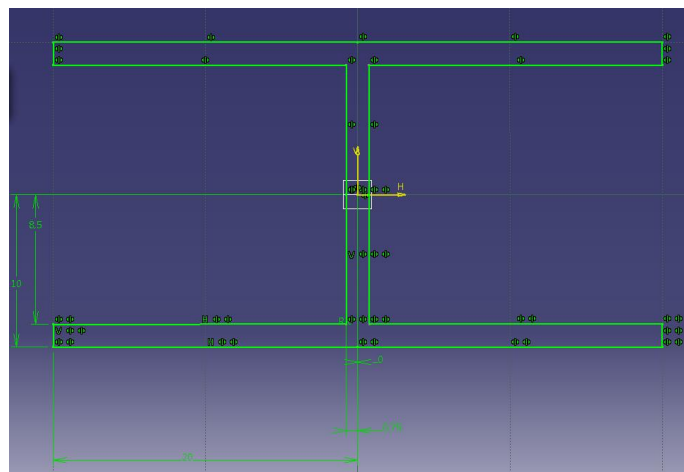


Figure 53 Modèle de section de la poutre en I utilisé pour le fuselage en FSI, travaillé sous Catia V5

- Maillage :

Le maillage retenu pour l'étude structurelle est composé des éléments nécessaires pour ce type de calcul sont les suivant :

SOLID187, CONTA147, SURF 154. La taille des éléments tétraédrique est de 3 mm.

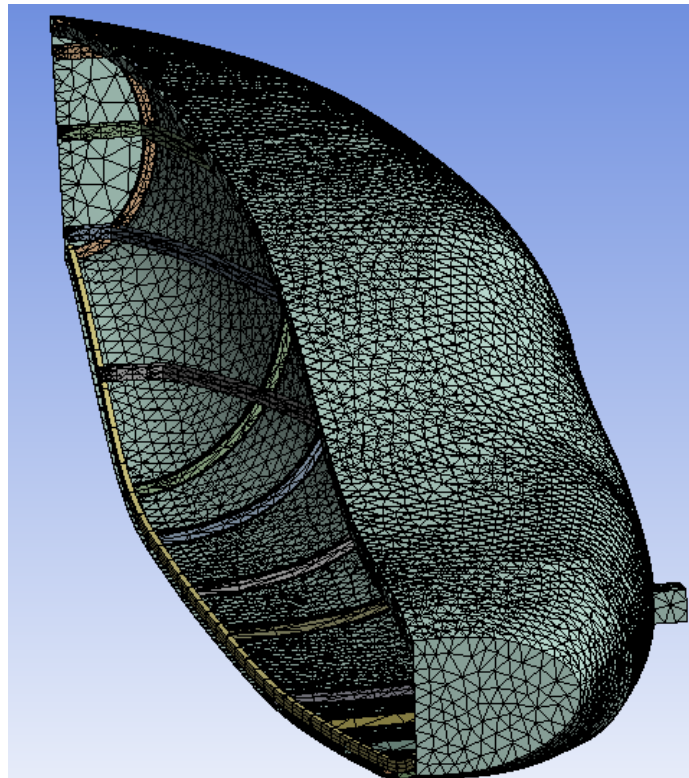


Figure 54 Maillage choisi pour le calcul structurel

Il faut noter qu'on a besoin d'une licence professionnelle pour pouvoir effectuer un plan d'expérience judicieux sur le modèle structurel, néanmoins les résultats donnés par cette licence sont satisfaisants et très proches de ceux donnés par une licence professionnelle qu'on ne peut présenter les résultats ici. Ceci est dû au nombre limité de nœuds fournis par la licence pour le calcul.

6. S4-Evaluation et correction de la structure

Cette partie a pour but d'exposer les résultats des différentes simulations, et l'analyse qui en est faite.

6.1. Aile – Méthode de conception SIMP (Abaqus)

Step 0

Objective: 359.3

Constraint (remaining material): 100%

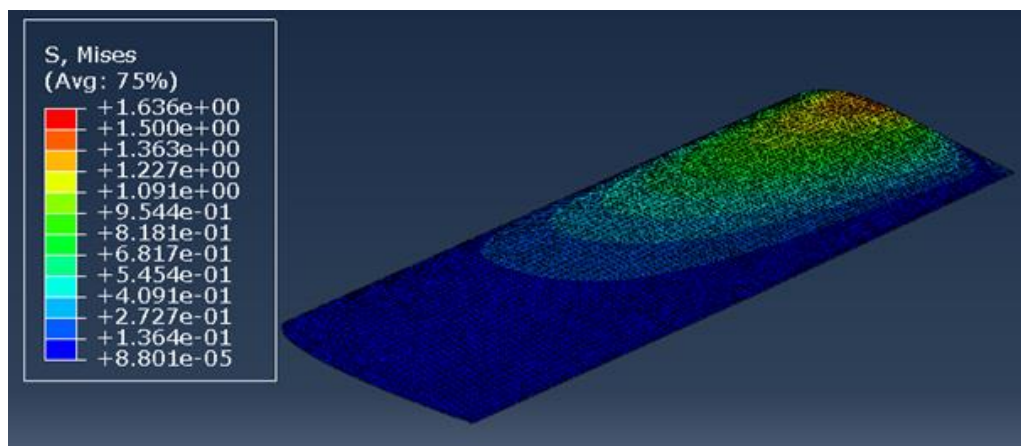


Figure 55. VM Stress on the wing - TOSCA step 0

Step 16

Objective: 473.5

Constraint (remaining material): 42.01%

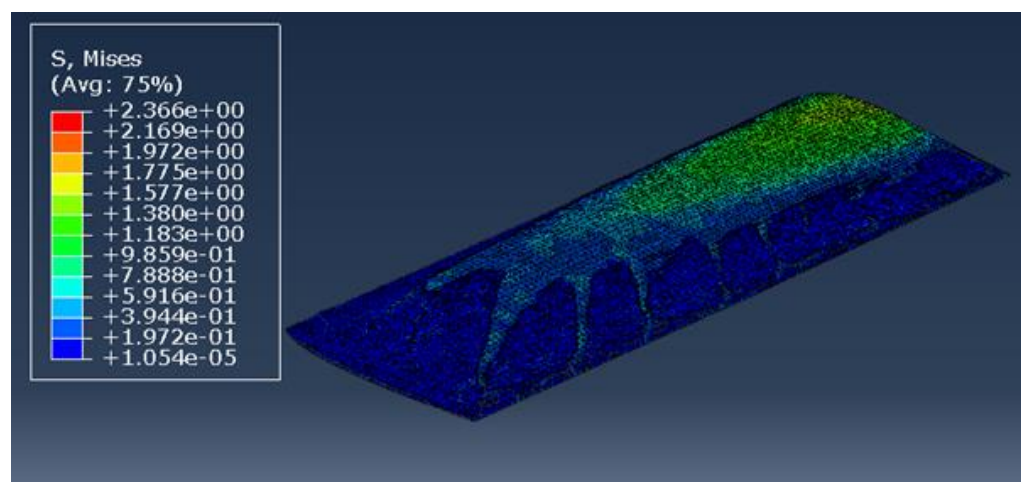


Figure 56. VM Stress on the wing - TOSCA step 16

Step 39

Objective: 877.6

Constraint (remaining material): 21.18%

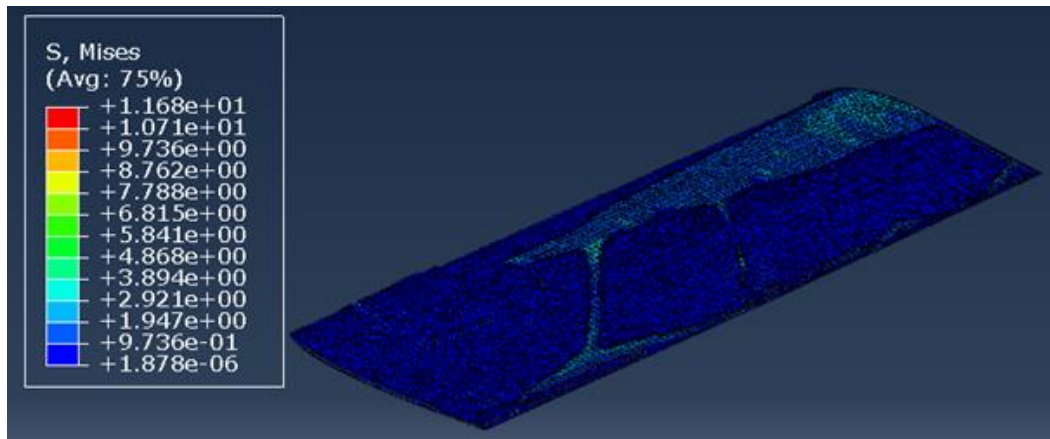


Figure 57. VM Stress on the wing - TOSCA step 39

We can notice that 39 iterations aren't enough to remove 80% de material: it remain 21.18%.

The step 16 gives enough information to decide the position of ribs. In the following picture we can appreciate the necessary material to support the stresses. ABAQUS allows us to create a .stl document from which we create the internal structure of the wing: spars and ribs.

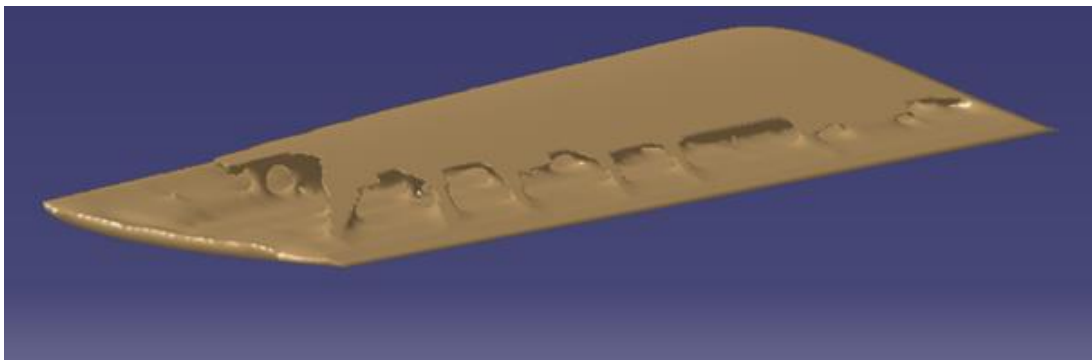


Figure 58. CATIA "Cloud points" - step 16

In the first structure we decided to put 14 ribs in order to be sure of the resistance of the structure with the aim of reducing them after the result of simulations.

First ribs positionment:

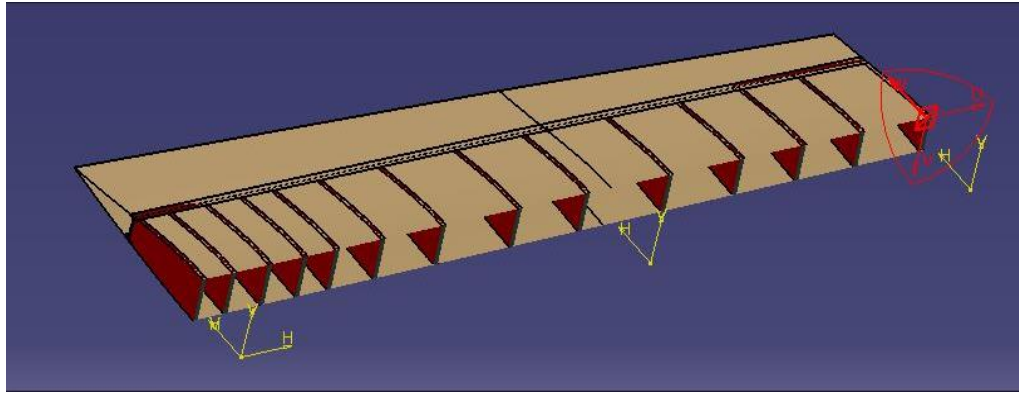


Figure 59. Ribs on the wing

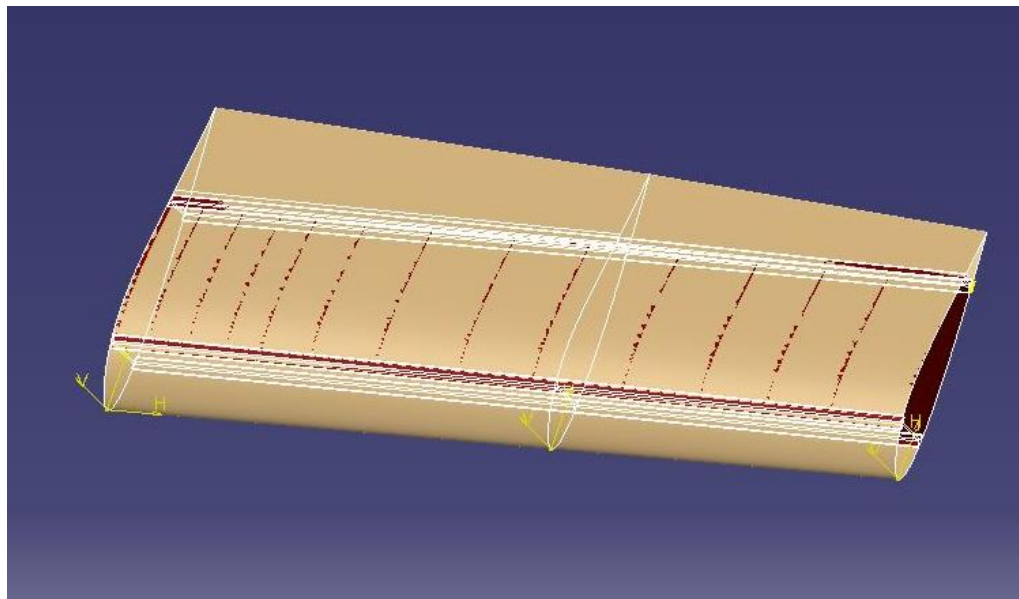


Figure 60. Wing and its ribs at first iteration

Once the first CAD was finished, we proceeded to simulate the stress on the structure. For this simulation we kept the same load and constraint. We launch different simulations with different mesh until obtaining the convergence of the model. The sizes of the mesh for the first simulation were:

- Skin 30
- Ribs 20
- Spars 30

At each simulation we changed only the mesh size of spars because the software on school's computers has a maximum number of elements which it can support. In the following chart we compare the stress and the discontinuity on the most solicited node. To study the model convergence we calculated the ratio:

$$Ratio = \frac{Discontinuity}{S_{max}}$$

Tableau 9. Convergency study on the front wing

Simulation	Size	N Elements	Smax	Discontinuity at node max	Ratio
1	30	50884	15,48	3,19	0,20607235
2	25	54530	15,51	3,3	0,21276596
3	20	61490	18,99	1,65	0,08688784
4	15	76551	18,61	0,84	0,04513702
5	10	135695	18,23	1,12	0,06143719

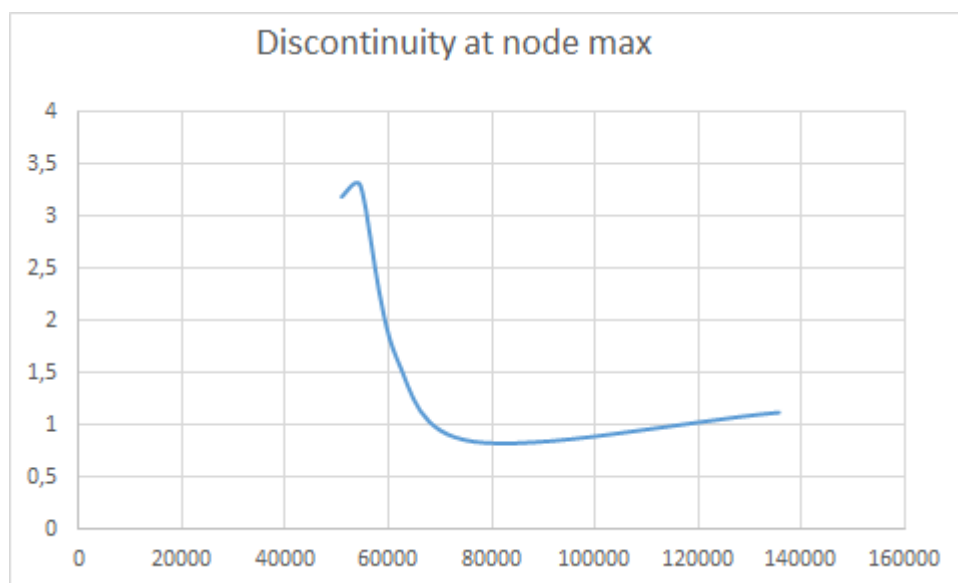


Figure 61. Convergency study on the front wing

Even if the convergence wasn't completely reached, we couldn't continue reducing the element size because the software couldn't support a higher number of elements.

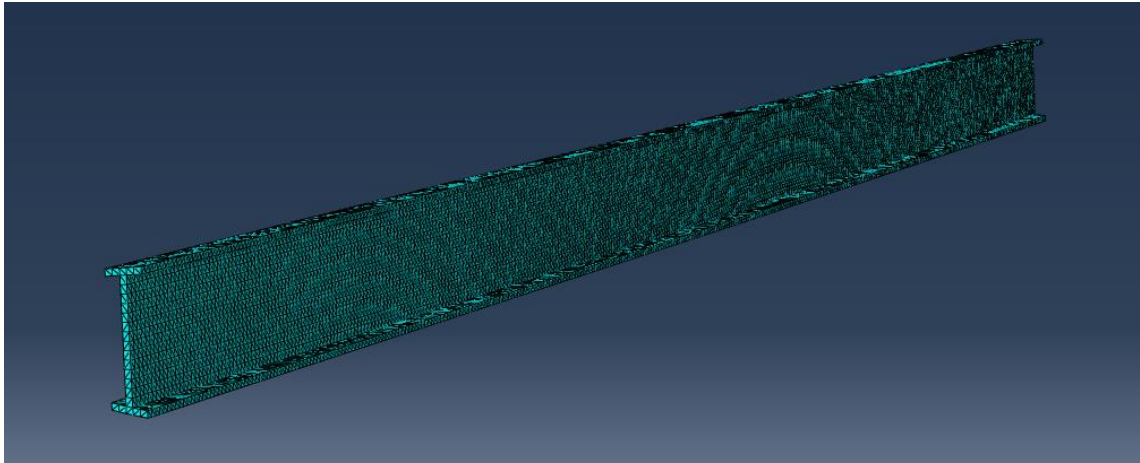


Figure 62. Front spar - element size 10

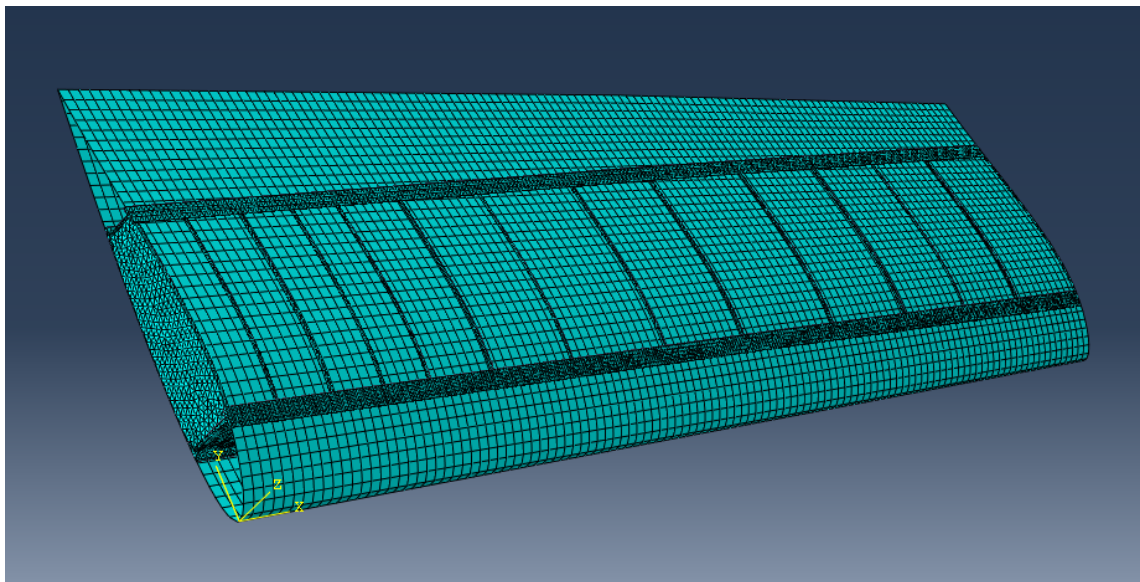


Figure 63. Mesh of the hole structure

After the convergence study, we analyze the result of the last simulation:

- Max: 18.23 MPa
- Discontinuité: 1.12
- ratio: 6.14%

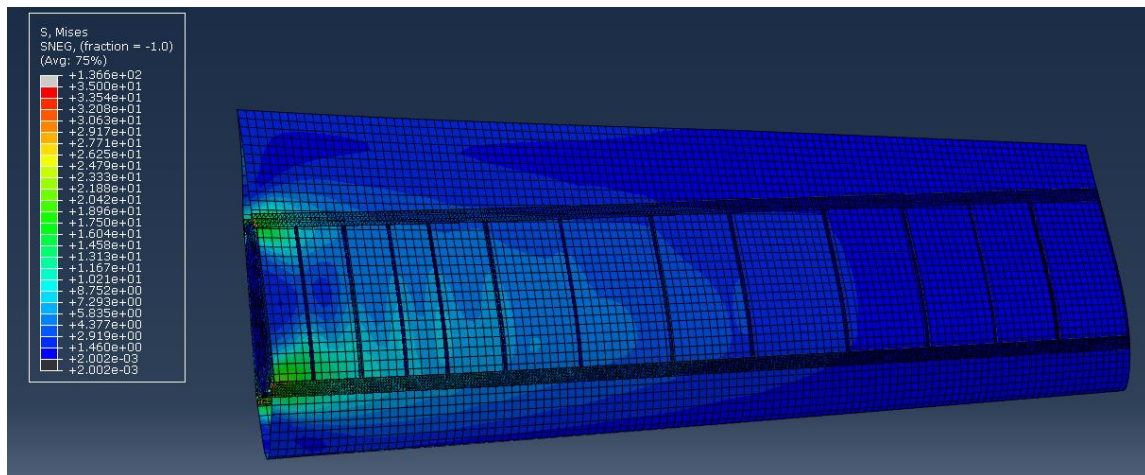


Figure 64. Stress result visualization - 14 ribs

The maximum stress on the structure is found in a contact node between the front spar and a rib. We can see that this value is 18.23 MPa which is largely lower than the yield stress of Aluminium, 450 MPa . Even if we didn't consider every real load, the maximum stress represents the 4.05% of the yield stress so we proceeded to eliminate some ribs. In particular we decided to eliminate 6 ribs and the new structure configuration is the following:

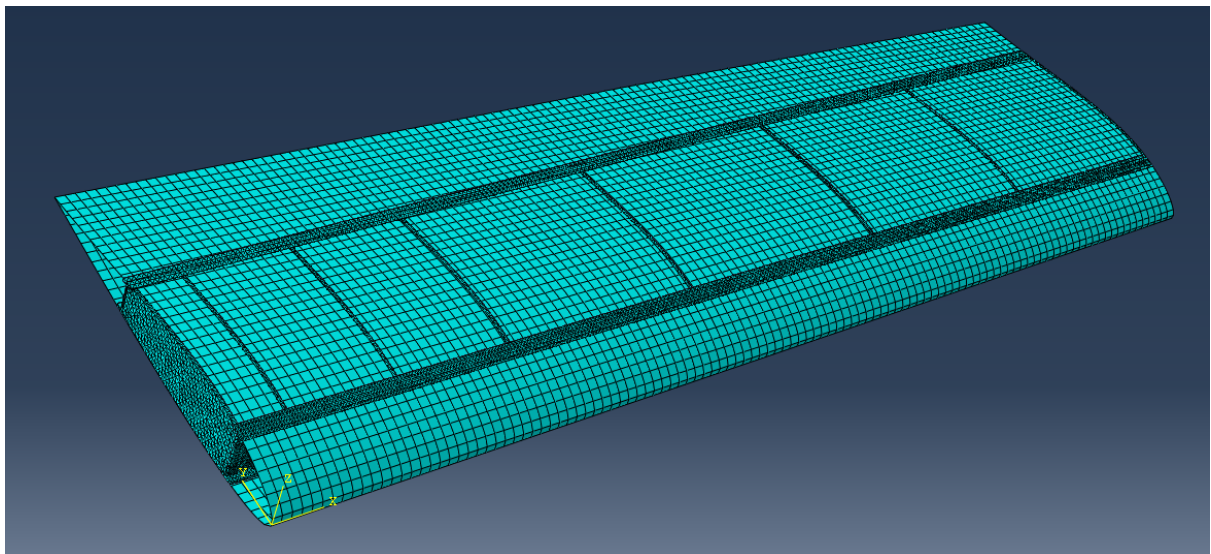


Figure 65. Mesh of the 8-rib-wing

For this simulation we kept the same size mesh used in the last simulation. The result is:

- Max: 19.87 MPa
- Discontinuit : 1.41
- ratio: 7.07%

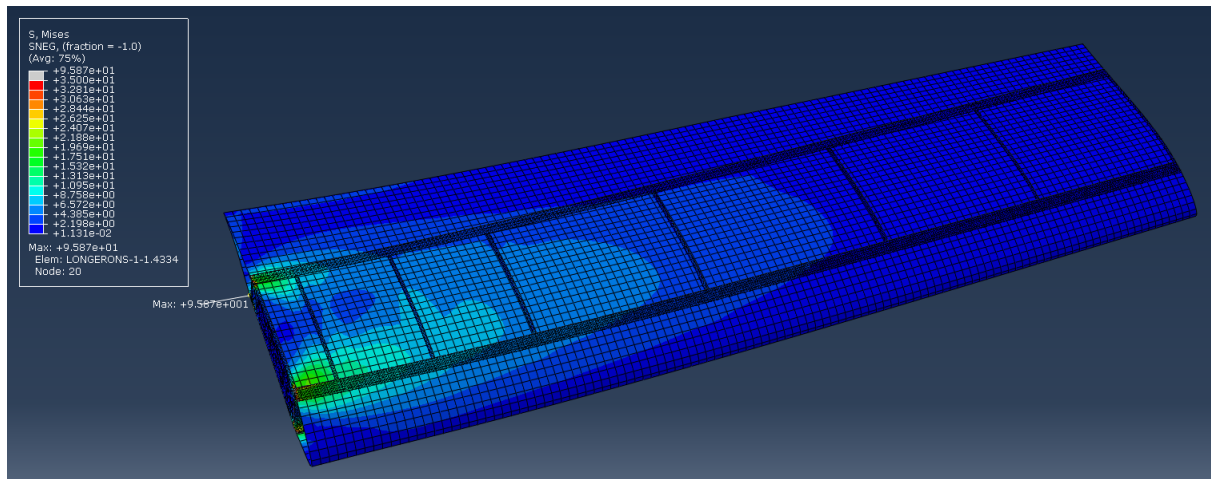


Figure 66. Stress result visualization - 8 ribs

We can notice that the maximum stress represents the 4.42% of the yield stress so it could be possible to keep ribs or eliminate the rear spar. This is possible because this wing doesn't have any mobile surface. Because of lack of time we couldn't do a simulation to verify the structure resistance with these modifications. For the same reason we couldn't do a simulation considering a more realistic model. However, these simulations allow us to validate the method.

Topology optimization of ribs

The ribs were design in a first time as full solids in order to design the optimal shape through a topology optimization. This method allows us to obtain the best weight-resistance solution.

For this topology optimization we couldn't use the same load as the previous one. In this case it is necessary to estimate the pressure on the extrados and intrados in order to represent the compression suffered by the ribs. To estimate the pressure magnitude we used Bernoulli to simplify the flux around the profile.

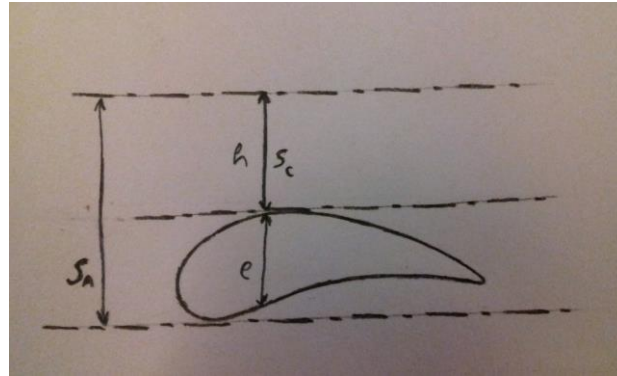


Figure 67. Schema of Venturi tube created by the wing

$$V_a.S_a = V_c.S_c$$

$$V_c = \frac{S_a}{S_c}.V_a = \frac{e+h}{h}.V_a = \frac{0.182m + 1m}{1m}.61.1m/s = 72.2m/s$$

$$P_c - P_a = g.\rho.(Z_a - Z_c) - 0.5.\rho.(V_c)^2 \rightarrow \Delta P = 2621 Pa$$

In addition we imposed not to remove material from the ribs boundary. The simulation constraint is the minimum remaining volume. As value we chosen 45%.

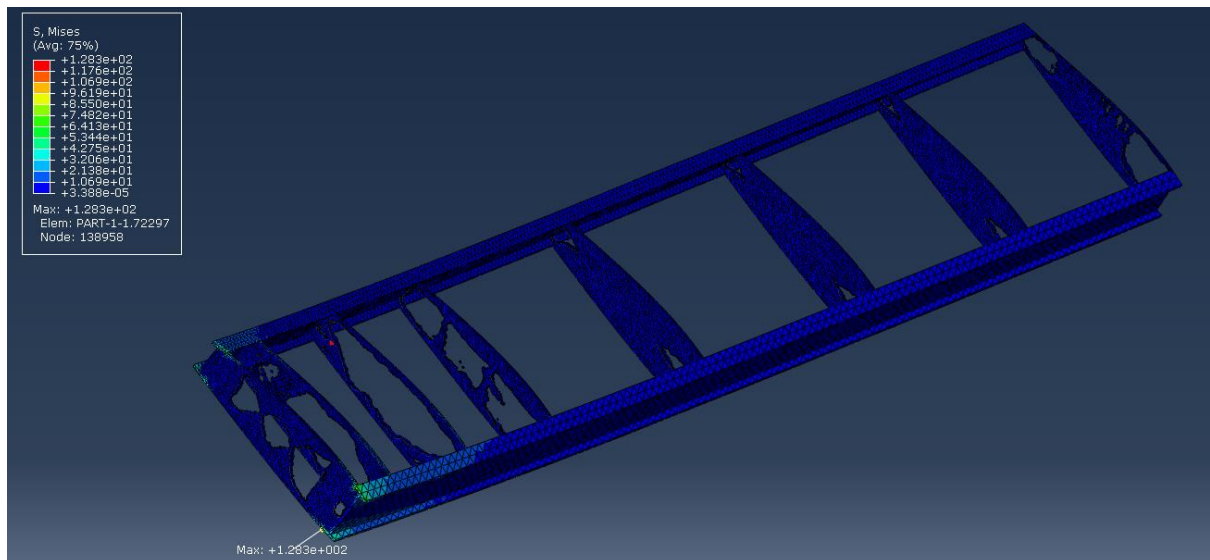


Figure 68. Stress distribution visualization

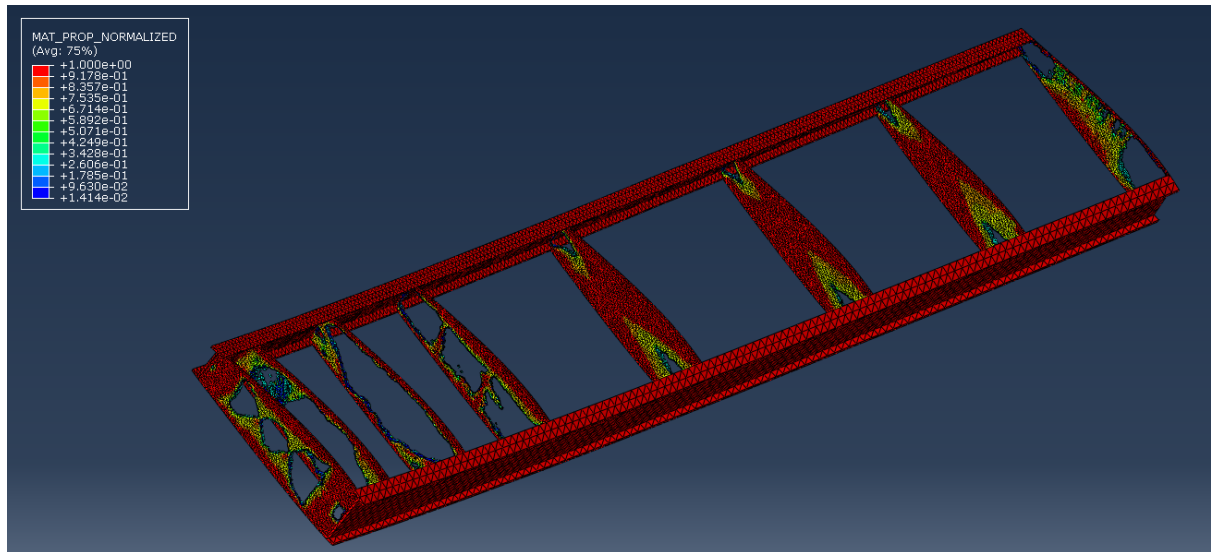


Figure 69. Density distribution visualization

We observe that there are two ribs (second and third) which are possible to eliminate. However, in this zone the rotor will be located and before change the structure it is necessary to see the results of a simulation where all loads are considered.

As we can see the resulting shape is not conventional. It possible to proceed in two different ways:

- Conventional manufacturing, redesigning the ribs with a classic shape according to the results;
- Non conventional manufacturing, respecting the shape obtained from the simulation. This can be done with additive manufacturing with metallic or other materials.

Observations

As we already said the simulations weren't done with a realistic model. Indeed the only load considered was an uniform distribution of the lift force on the intrados. The realistic load specifications must consider:

- Pressure distribution, provided after the study of the aerodynamic team;
- Weight and torque of the two rotors;
- Weight of fuel tank, if it is finally disposed in the wings.

To complete the realistic model it is necessary to modify the wing structure integrating the rotor attachment.

With the results of the complete model simulation is possible to take important decisions such as removing the rear spar and defining the optimal shape of ribs.

Once the wing structure is validated, it should be integrated to the fuselage in order to simulate the whole aircraft structure.

Some objectives of the project couldn't be fulfilled because of the problems found. At the beginning we didn't have the knowledge necessary to use the software for simulations. First we decided to use Hypermesh but, when we learnt how to use it, the school's license expired. At that moment the school didn't have ABAQUS 2016 so topology optimization was impossible to be done. For this reason we install the student license of Hypermesh on our personal computer, but the processor wasn't able to launch the simulation. Finally the school installed ABAQUS 2016 and we were able to do the topology optimization but we didn't have the time to finish all that we have planned.

6.1.1. Aile – Ferrures

L'objectif est de présenter la méthodologie de dimensionnement de nos chapes pour les ferrures de l'aile avant. Pour rappel le design de nos chapes est le suivant :

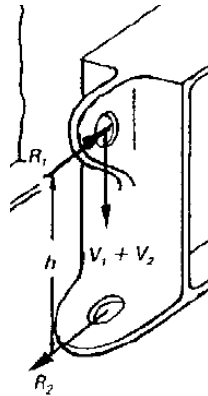


Figure 70. Chapes retenues pour la réalisation des ferrures

D'après (NIU, 1995) cette géométrie de chape possède les avantages d'être facilement installable, d'avoir une distribution des efforts simplifiée et une diminution de la contrainte sur les chapes elles-mêmes grâce au levier plus grand que sur les ferrures classiques.

Le dimensionnement s'est fait en 3 étapes :

- Premier dimensionnement avec un modèle simple
- Conception d'une ferrure complète afin de valider le dimensionnement
- Intégration avec la poutre centrale

Premier dimensionnement avec un modèle simple

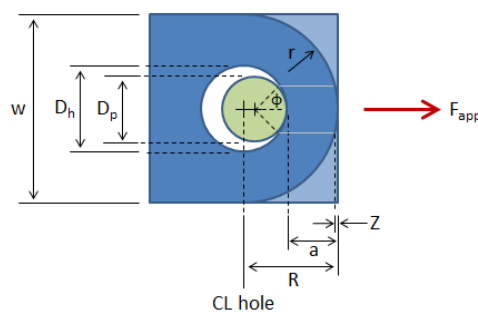


Figure 71. Dessin avec paramètres d'une chape

On crée tout d'abord une première maquette CAO sur CATIA V5 afin de paramétrer les paramètres de base de nos chapes. Les CAO sont en surfacique puis extrudées dans le module de *Part Design*. La chape de base possède 6 paramètres. On en supprime 2 en se donnant un type de boulon

classiquement utilisé et une dimension usuelle ($\varnothing = 18mm$ en 30NCD16). Ensuite on en supprime 2 autres en disant qu'on ne cherche pas à faire évoluer les deux rayons que possèdent nos chapes, qu'on pourra les optimiser à la main plus tard.

Il reste alors 2 paramètres qui sont la largeur et l'épaisseur. La largeur est choisie par rapport à la largeur de nos longerons, il reste donc 1 paramètre à étudier : l'épaisseur de nos chapes.

Nous avons décidé d'étudier ce paramètre en étudiant grossièrement l'évolution avec un pas de $5mm$. Le modèle de dimensionnement en pre-processing sur CAE est le suivant :

1. On fixe les chapes à une surface correspondant au longeron grâce à une interaction *TIE*.
2. On attribue une condition limite de translation verticale au longeron, et des encastremets aux emplacements de nos boulons.
3. On applique un effort, au *rigid body* du longeron, correspondant à la portance subie par celui-ci.

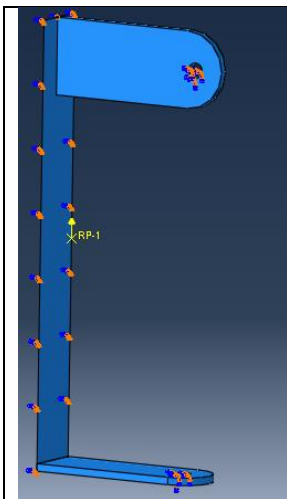


Figure 72. Modèle simple CAE

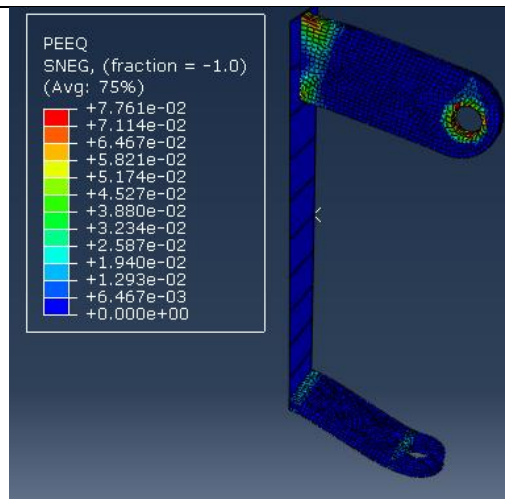


Figure 73. Post-processing de la ferrure simple

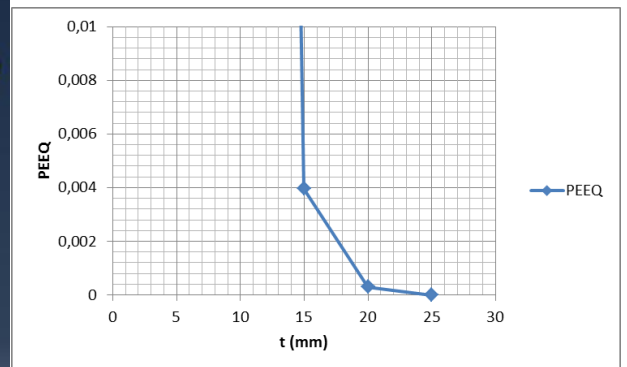


Figure 74. Déformation plastique équivalente pour différentes épaisseurs

En prenant en compte une déformation conventionnelle à 0,2% on peut prendre une épaisseur $t = 20mm$ pour nos chapes.

Conception d'une ferrure complète afin de valider le dimensionnement

A partir des longerons utilisés dans les ailes on crée une .part qui épouse la géométrie afin de l'y fixer lors de l'assemblage. Avec le dimensionnement précédent on arrive au résultat suivant qu'il reste à valider à cause des fixations et contraintes entre les deux chapes de la ferrure.

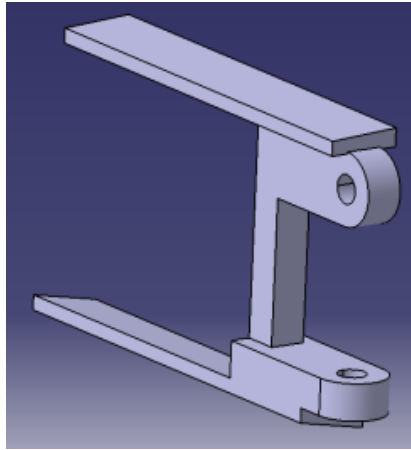


Figure 75. Pièce de ferrure complète

Le modèle de validation est le même que pour le dimensionnement initial mais nous utilisons cette fois le longerons entier, sans *rigid body*.

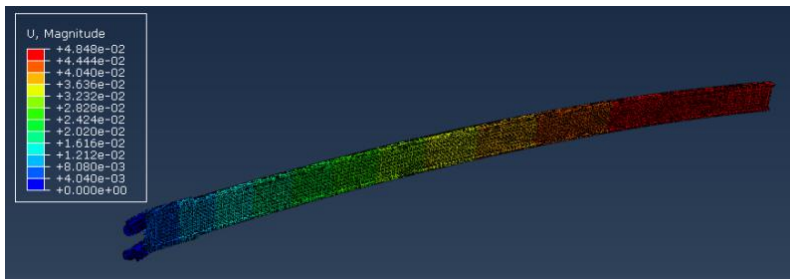


Figure 76. Post-Processing ferrure avec longeron

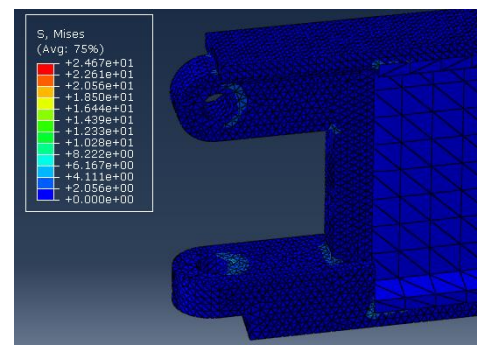


Figure 77. Post-Processing ferrure

Lors de cette étape, les contraintes n'invalident pas notre dimensionnement initial. On valide donc la pièce pour les ferrures.

L'étude sur la seconde ferrure de la demi-aile est également menée. La CAO est cette fois facilitée grâce à l'instanciation (ou copie optimisée) des surfaces permettant de générer les chapes sur la première ferrure.

Intégration avec la poutre centrale

Il restait à présent à réaliser la pièce qui allait lier ces ferrures au fuselage et entre les deux demi-ailes. Dans le produit on crée donc une nouvelle part qu'on positionne grâce à une CAO du fuselage et des ébauches de plan (pour positionner l'aile avant).

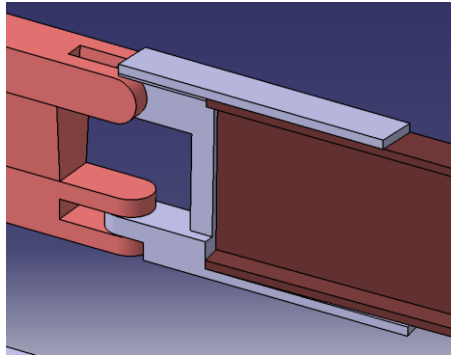


Figure 78. Modèle CAE de la ferrure avec poutre centrale et longeron

La FEA n'a pas été réalisée sur cette pièce. Il faudrait approfondir l'étude, notamment pour intégrer les boulons ainsi que leurs efforts de serrage. Puis optimiser la poutre centrale à la main ou par la même méthode SIMP que pour la génération de l'aile avant.

6.2. Fuselage – Structure (Abaqus)

Une première étude a été menée avec des épaisseurs de 3 *mm* pour les mailles et une épaisseur de poutre en I variant entre 3 et 4 *mm* pour 40 *mm* de largeur (pour pouvoir faire les assemblages de nos mailles et poutres).

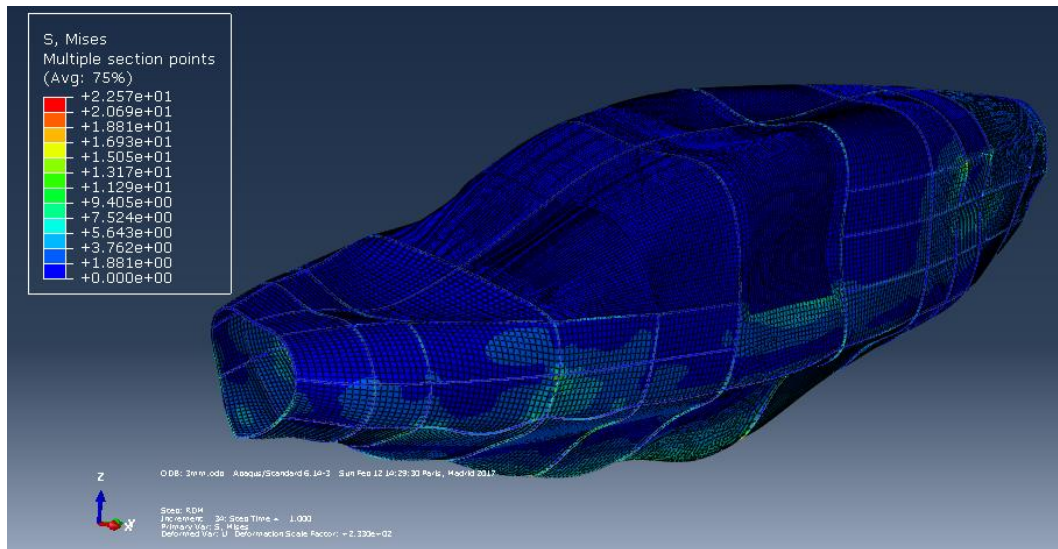


Figure 79. Premier résultat en contrainte (MPa) du fuselage

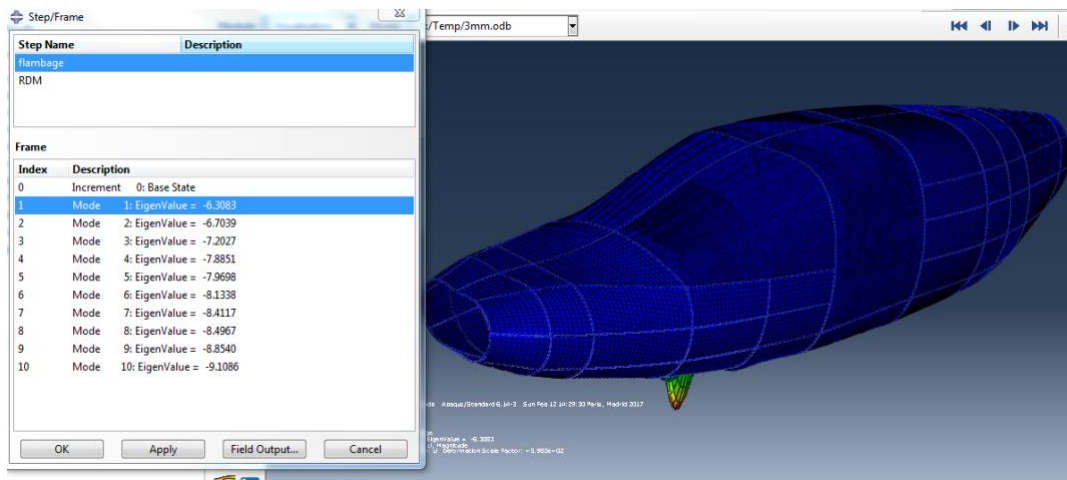


Figure 80. Premier résultat en flambage du fuselage

Il s'est avéré que la structure tenait aussi bien en RDM qu'en stabilité. Il a donc fallu faire des recherches pour voir quelles étaient les dimensions utilisées habituellement. Après échange avec un ingénieur dans l'aéronautique, travaillant sur des appareils CESSNA du même gabarit, il nous a été conseillé de passer à une étude avec des mailles d'épaisseur 0,5 *mm* et des poutres d'épaisseurs allant de 1 à 2 *mm*. De même, les poutres généralement utilisées sont des poutres en S, T ou L plutôt que I pour nos dimensions.

Une première analyse nous donne l'allure suivante de la déformation plastique équivalente (PEEQ) :

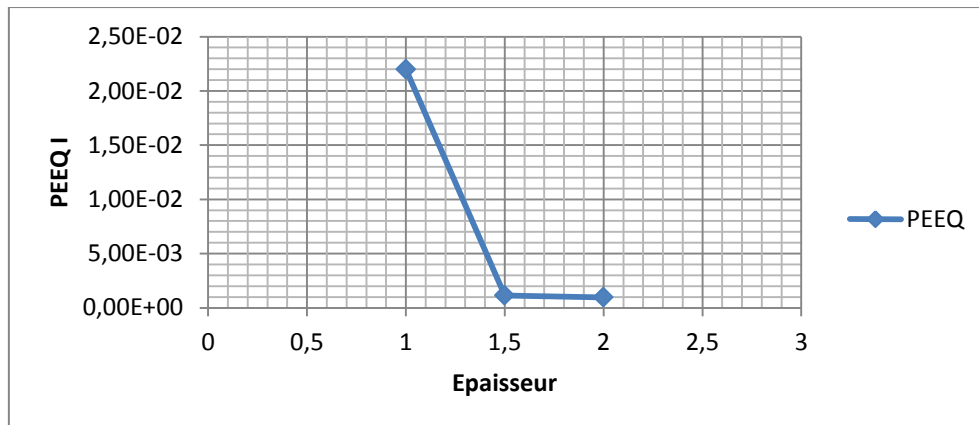


Figure 81. Déformation plastique équivalente pour des poutres I du fuselage

Compte tenu d'une limite conventionnelle d'élasticité à 0,2% (FANCHON, 2001) on peut prendre des poutres ayant une épaisseur d'environ 1,5mm.

Certains appareils CESSNA ayant des poutres en L d'épaisseur environ 1 – 1,5mm la même étude a été réalisée avec ce type de poutre plus facile à réaliser et plus légère :

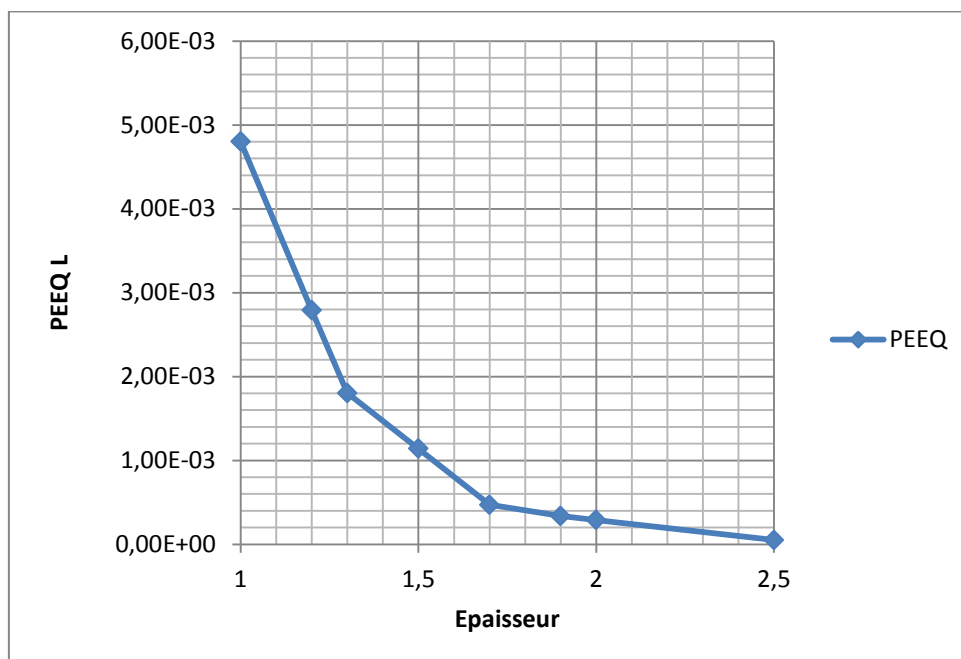


Figure 82. Déformation plastique équivalente pour des poutres L du fuselage

On peut alors choisir dans ce cas des poutres d'épaisseurs 1,3mm.

Si on compare les structures en I et L en fonction de leur épaisseur :

Tableau 10. Analyse comparative des poutres I et L retenue pour le fuselage (kg et mm)

	ID	e-poutre	e-peau	Poids cadres	Poids lisses	Poids Peau	Poids verr	TOTAL	%
Poutre I de départ	1	2	0,5	21,7	21,9	33,1	20,3	97	8%
Poutre I optimisée	3	1,5	0,5	20,3	20,04	33,1	20,3	93,74	8%
Poutre L optimisée	8	1,3	0,5	14,2	14,4	33,1	20,3	82	7%

Pour cette poutre optimisée, l'étude de stabilité de la structure nous donne le résultat suivant :

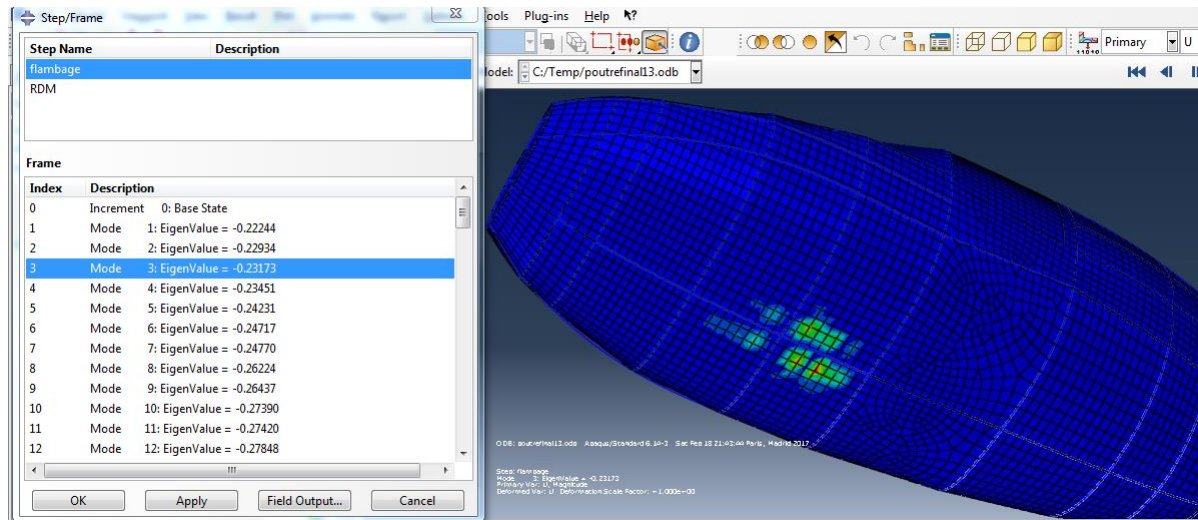


Figure 83. Résultat final de l'étude de flambement du fuselage

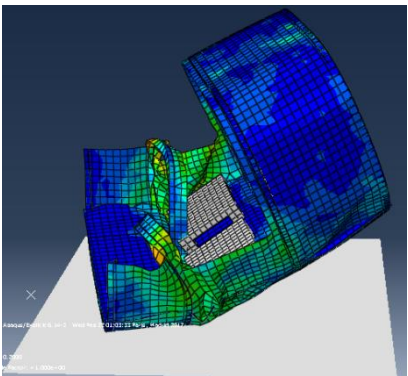
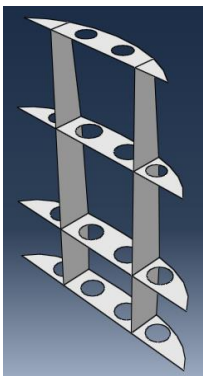
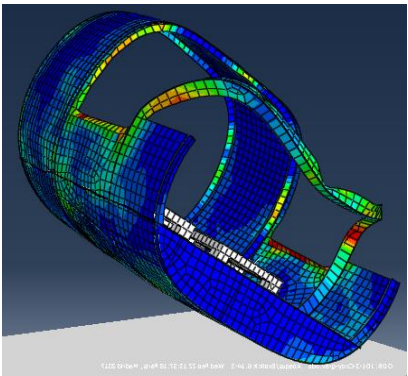
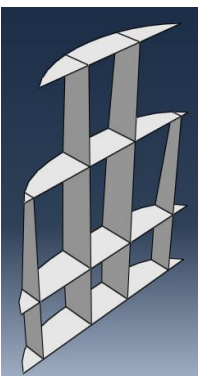

Tous les modes sont situés sur cette zone de « ventre ». Ces modes apparaissent pour une structure vide (il n'y a pas de sous-structure sur ce modèle) et au sol (les vecteurs propres du flambage étant à $\sim 20\%$ du chargement cela représente une force équivalente à $3000N$ vers le bas (ce qui peut se rapprocher du poids des ailes). A priori il n'y a pas de risque vu que la sous-structure du plancher va venir rigidifier la zone en particulier. Aussi on remarque qu'il n'y a pas de mode de flambement au-delà de 115% alors qu'on a chargé l'avion à $3g$. On peut considérer la stabilité satisfaite.

6.3. Fuselage – Crash test (Abaqus)

Le but de cette étude est de permettre un maximum de survivabilité aux passagers. On analyse donc l'évolution de la structure durant le crash et l'encombrement subis par nos passagers après l'impact (pour pouvoir les dégager de la structure détruite). Dans un second temps on analyse l'évolution de l'accélération et l'absorption d'énergie par le plancher qu'on cherche à optimiser au travers de l'objectif qui est de convertir un maximum d'énergie cinétique en énergie non-élastique par déformation plastique, flambement ou autre phénomène de dissipation d'énergie.

Un total de 9 itérations sur la géométrie du plancher ont été réalisées. Une CAO en surfacique, facilement modifiable est à disposition. Trois géométries sont représentatives du travail et de son évolution :

Tableau 11. Etude phénoménologique du crash et de l'encombrement des passagers

ID	Déformation notable à l'impact	Structure du plancher	Remarques
1			La structure ne possède pas une raideur suffisante et les passagers sont tout de suite tués lors de l'impact.
2		 	Le cadre à l'avant du cockpit a été renforcé à 3mm. La structure centrale a une meilleure raideur mais l'avant s'écrase légèrement trop.
2..8			Plan d'expérience pour faire varier l'épaisseur de la structure du plancher et nombre de cadres.

La dernière itération ne présente pas de déformation dangereuse ou trop encombrante pour les passagers. Elle reste sur un cadre à l'avant du cockpit renforcé à $3mm$ et un plancher à 3 cadres et renforts inclinés à 45° .

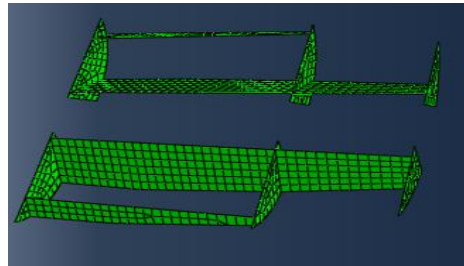


Figure 89. Plancher 9 - retenu

Une analyse de l'accélération aux sièges pour les différentes vitesses nous donne la performance de notre plancher (unités en $mmSI$)

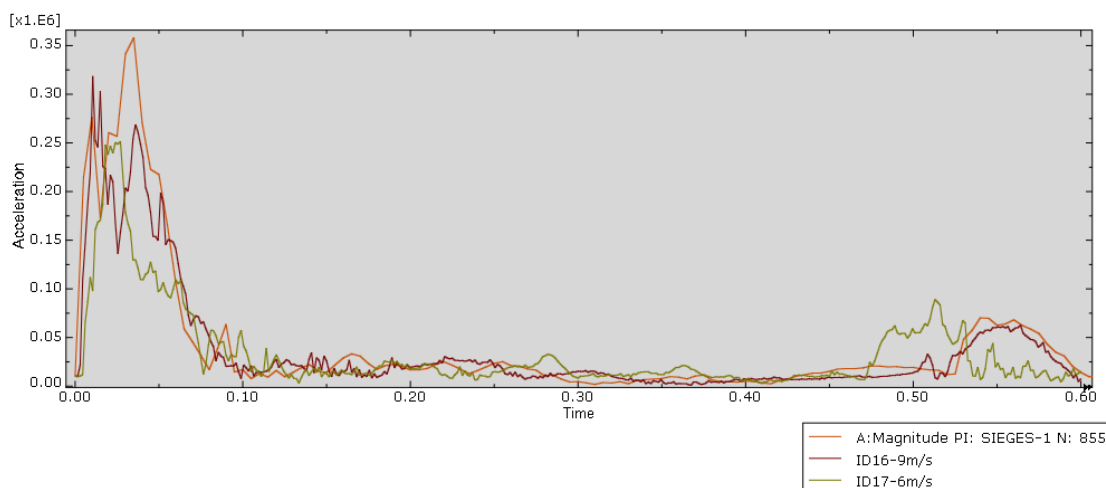


Figure 90. Evolutions de l'accélération aux sièges avec le plancher 9

Nous pouvons voir ici une accélération subie par les sièges :

- ID15 – 12m/s $\rightarrow 35\vec{g}$
- ID16 – 9m/s $\rightarrow 33\vec{g}$
- ID17 – 6m/s $\rightarrow 25\vec{g}$

Si on compare sur le test de référence de la NASA à $9m/s$, les sièges d'une section de Boeing 737 prennent $17,1\vec{g}$ (P. Xue, ???). L'écart provient avant tout de la distance pour générer les flambements qui absorbent de l'énergie (le Boeing est bien plus « haut » que le Mini-Bee). On reste sur le même ordre de grandeur. Si on analyse le rapport présenté à la conférence RTO (Dennis F.

Shanahan, 2004) on obtient une idée de ce qui se fait dans l'analyse de crash pour la tolérance humaine. En particulier, il nous renvoie au rapport de (Eiband, 1959) pour la NASA.

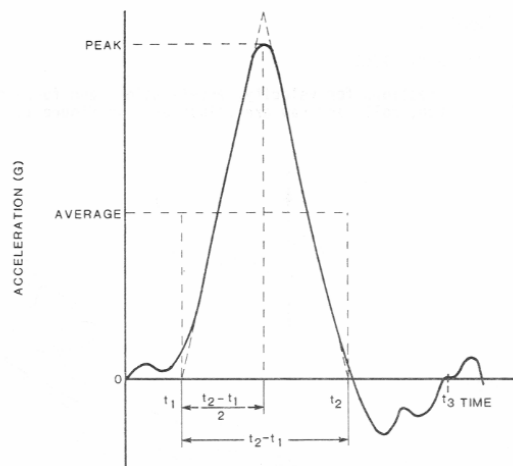


Figure 91. Lecture d'un pic d'accélération

Cette figure nous indique la mesure faite pour le pic d'accélération et sa durée. On note alors que nos impacts durent environ 0,07s suivant l'axe vertical descendant⁸.

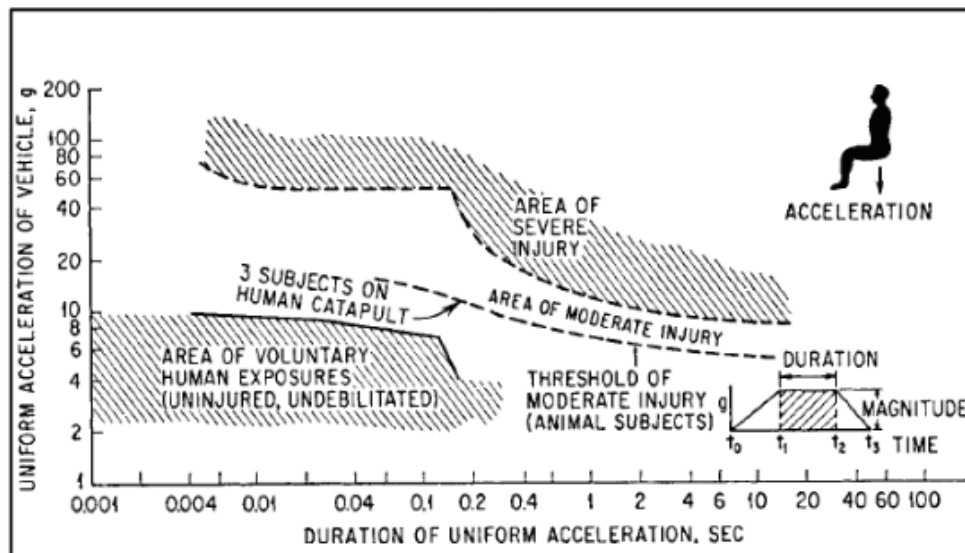


Figure 92. Phénoménologie de la tolérance humaine à l'accélération

⁸ On pourrait faire une transposition en spectral de l'accélération et ainsi avoir une meilleure idée de la durée d'impact et de son amplitude concrète. Cela n'a pas été fait durant le projet.

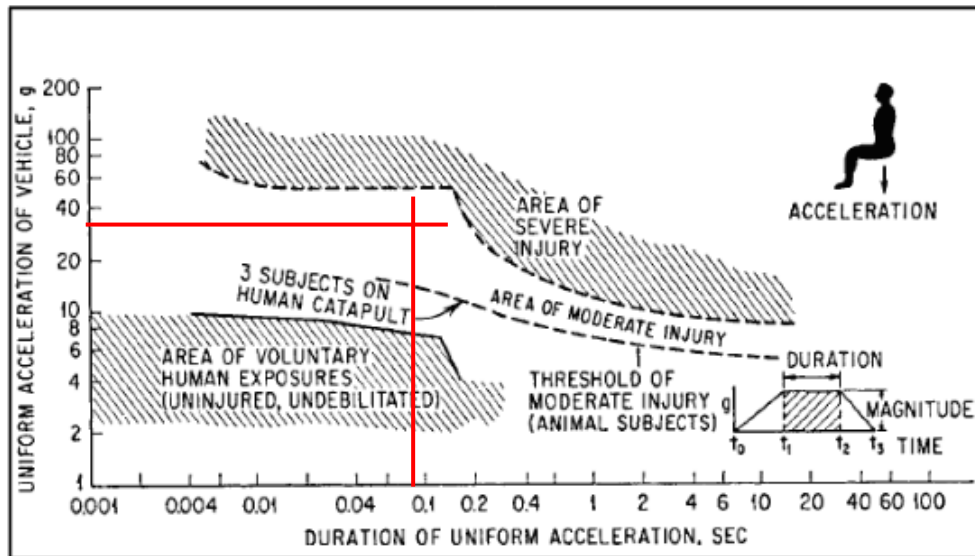


Figure 93. Notre plancher 9 sur la phénoménologie de la tolérance à l'accélération

Nos passagers subissent donc des blessures modérées. D'après le rapport de (Eiband, 1959) cela correspond à :

- Des blessures légères aux extrémités
- Inconscience de courte durée.
- Luxations, et déboîtements.
- Fracture simple de la colonne vertébrale.

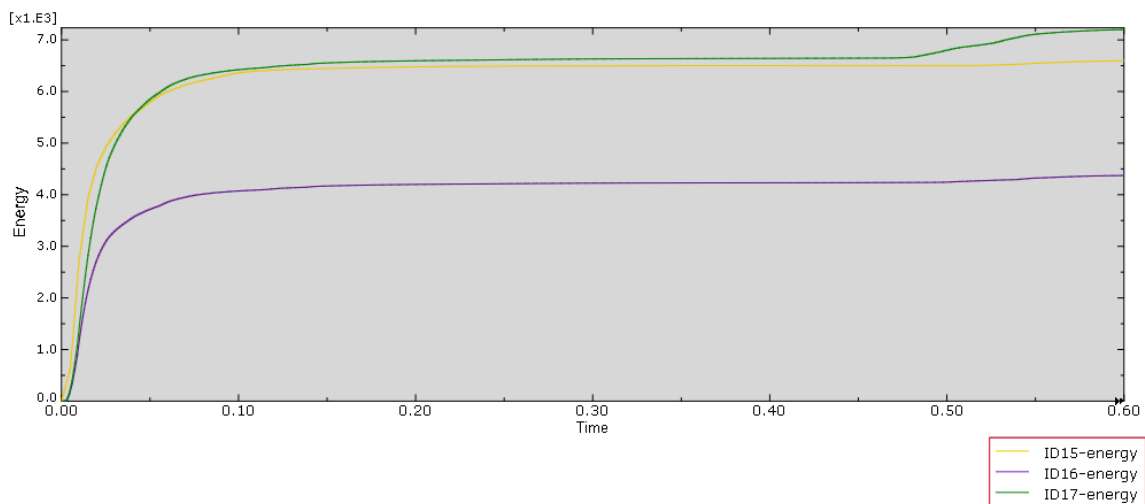


Figure 94. Evolutions de l'absorption de l'énergie par le plancher 9

Cette analyse de l'énergie absorbée durant l'impact nous montre une non-linéarité dans le phénomène suivant la vitesse de crash. On doit donc faire attention durant les itérations à ne pas se focaliser uniquement sur le cas le plus critique de 12m/s.

6.4. FSI – Interaction fluide-structure (Workbench)

Ci-dessous les résultats fournis par le module structurel, l'échelle est amplifiée 9 fois pour voir les endroits les plus sollicités.

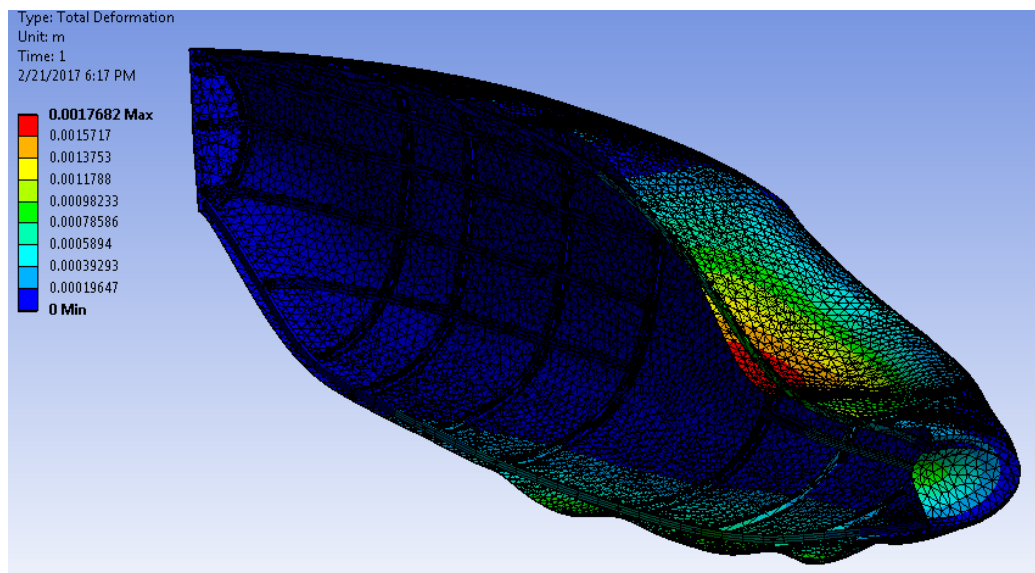


Figure 95. Déplacement totale ressentie sur le fuselage et le revêtement, facteur d'échelle 9 fois amplifié

Les déplacements les plus élevés sont ressentis au niveau de la verrerie ou on atteint 1,7mm.

Nous remarquons aussi dans les endroits où on marque des dépressions, un détachement du revêtement.

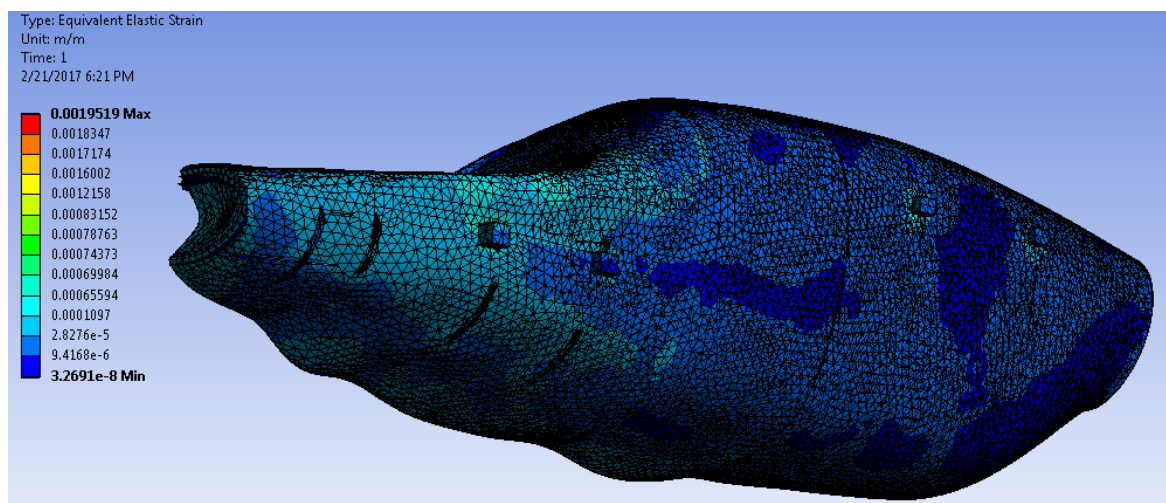


Figure 96. Déformation ressentie sur le fuselage et le revêtement, facteur d'échelle 9 fois amplifié

La déformation relative atteint une valeur maximale de 0.0019519 depuis la figure ci-dessus.

On note aussi une contrainte maximale Von Mises de l'ordre de 100 MPa, figure ci-dessous, qui est inférieure à la valeur critique de l'Aluminium de 200MPa.

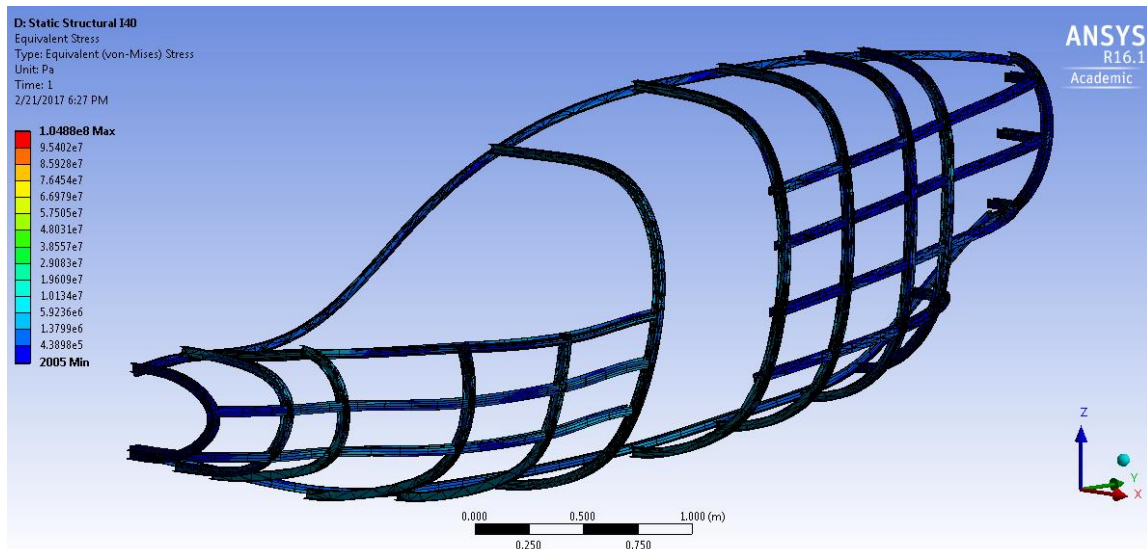


Figure 97 Champ de contrainte de Von Mises sur le fuselage et le revêtement (masqué), facteur 9 fois amplifié

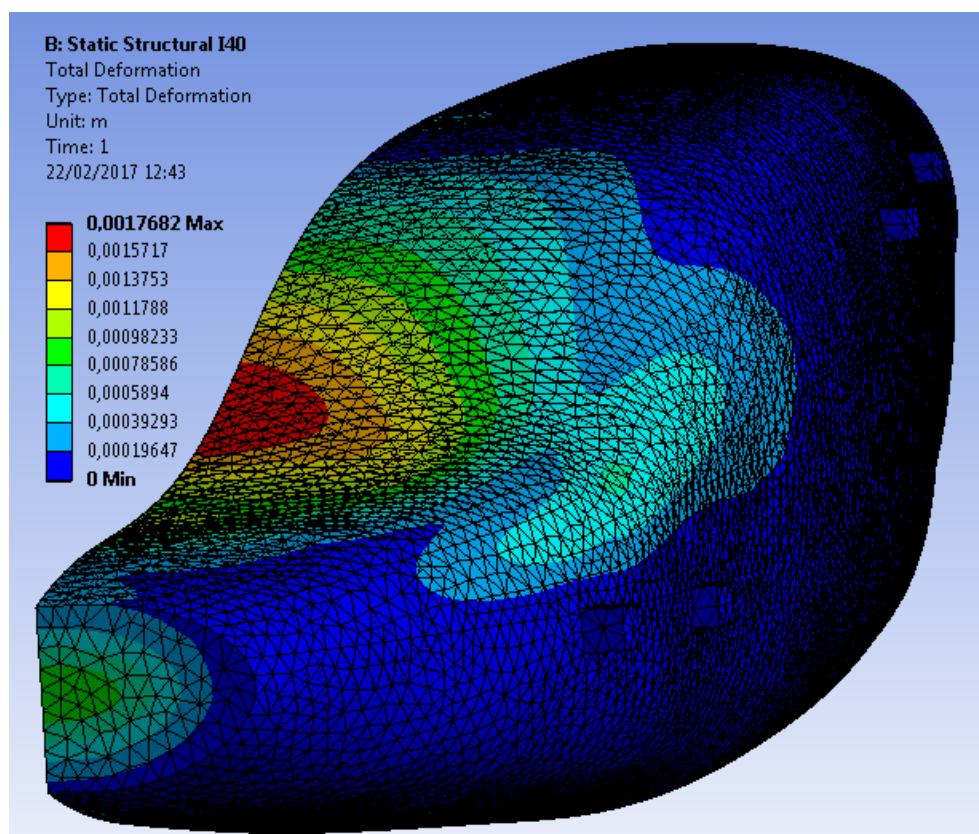


Figure 98 Déplacement totale de l'avion, échelle réelle

L'épaisseur du revêtement utilisée dans cette approche est de 3.5mm, valeur qu'on aurait voulu diminué jusqu'à 0.5 mm mais toujours à cause de la licence, ceci ne peut être effectué.

Néanmoins, nous validons la structure, qui pèse 191,57kg, avec toutes les contraintes appliquées.

Ainsi, grâce à cette méthode nous avons pu voir l'effet du champ de pression «continu» sur la structure et où il tend dans des endroits à détacher la structure et dans d'autres endroits à l'écraser vers l'intérieur de l'avion, ce qu'on risquait de ne pas modéliser si on utilise les méthodes simple et biaisée (application directe de la valeur de pression sur une surface).

7. Conclusion et recommandations

Tout au long de ce projet, le travail collaboratif fut une expérience très enrichissante et a été un réel atout pour l'évolution future de ce projet. Les échanges fréquents avec Technoplane et les autres écoles nous ont permis d'adapter la structure au fur et à mesure de l'évolution du concept et de proposer les meilleures recommandations possibles.

Une importante étude de l'art a été nécessaire dans un premier temps pour démarrer le projet et développer les méthodes nécessaires à la conception de cette structure. Le fait de suivre une démarche Top&Down nous a fait gagner un temps précieux, et, nous a rapproché de l'état de la technique actuelle en aéronautique.

Ce projet nous a permis d'établir un certain nombre de méthodes qu'il faudra continuer d'utiliser et compléter si nécessaire :

- Structure à partir d'un design à l'image de l'industrie automobile,
- Conception par optimisation topologique d'une aile et de ses nervures,
- Modélisation éléments finis et optimisation de la structure du fuselage en usage nominal,
- Modélisation éléments finis et optimisation du fuselage en simulation de crash vertical,
- Modélisation du couplage fluide-structure au niveau du fuselage.

Ces méthodes nous ont permis de proposer les recommandations suivantes pour la suite :

- Une structure du fuselage en CAO,
- Poutres en L (40mm; 1,2mm) en Al6061,
- Renfort du cadre cockpit à (40mm; 3mm) en Al6061,
- Un plancher en CAO améliorant la survivabilité des passagers en cas de crash,
- Des ferrures en CAO, de chape d'épaisseurs 20mm en Al6061,
- Une structure des ailes en CAO,
- Une optimisation des nervures des ailes en CAO.

Par la suite, il sera intéressant :

- De coupler les données de crash avec la conception des sièges et de la paroi verticale séparant cabine et soute, pour prévenir les bagages volants ;
- Continuer l'optimisation de la structure du plancher dans le cadre d'un crash ;
- Obtenir une licence permettant de coupler fluide et structure, ou développer une autre méthodologie ;
- Continuer la conception des ailes en y intégrant les rotors centraux dans un premier temps;

Bibliographie

Airfoil plotter. (2017, 03). Consulté le 03 01, 2017, sur Airfoil Tools:

<http://airfoiltools.com/plotter/index>

D. R. Lesuer, G. J. (1999). Modeling Large-Strain, High-Rate Deformation in Metals. *Third Biennial Tri-Laboratory Engineering Conference Modeling and Simulation*, (p. 14). Pleasanton, CA.

Dennis F. Shanahan, M. M. (2004). Human Tolerance and Crash Survivability. *Pathological Aspects and Associated Biodynamics in Aircraft Accident Investigation* (p. 16). Madrid, Espagne: RTO.

Eiband, A. M. (1959). *Humain tolerance to rapidly applied accelerations*. Cleveland, Ohio: NASA MEMO.

FANCHON. (2001). *Guide des sciences et technologies industrielles*. AFNOR EDITIONS.

Fouatih, H. *Design du mini-bee*.

Jan Roskan, e. a. (1986). *PART III: LAYOUT DESIGN OF COCKPIT, FUSELAGE, WING AND EMPENNAGE/ CUTAWAYS AND INBOARD PROFILES*. The University of Kansas.

KUMAKURA, I. (s.d.). Verticl Drop Test of a Transport Fuselage Section, Structures and Materials Research Center. JAXA.

Lothon, F. (s.d.). *Par où commencer*. Consulté le 03 1, 2017, sur L'agiliste:

<http://www.agiliste.fr/par-ou-commencer/>

NIU, M. C.-Y. (1995). *AIRFRAME STRUCTURAL DESIGN*. TECHNICAL BOOK COMPANY.

P. Xue, e. a. (???). Crashworthiness Study of a Civil Aircraft Fuselage Section. *Latin American Journal of Solids and Structures*.

Technoplane. (s.d.). Consulté le 2 28, 2017, sur Technoplane:

<http://technoplane.hd.free.fr/MediaWiki/index.php?title=Mini-Bee>