UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie
Département de génie mécanique

CONCEPTION D'UN FUSELAGE EN COMPOSITES POUR LE SYMPHONY SA-160

SCA 730 Activités de recherche et mémoire

Nicolas ALARIE

Jury : François CHARRON (Directeur)
Mirko ZGELA (Président Aviatech)
Ahmed MASLOUHI

Sherbrooke (Québec) Canada Avril 2013

RÉSUMÉ

Le SA-160 est un avion monomoteur biplace dont le fuselage est constitué d'un châssis en tubulure d'acier recouvert d'une peau en composites non structurale. Quoi que robuste et fiable, cet assemblage est coûteux à fabriquer et pèse près de 180 lbs (80 kg). Aviatech Services Techniques (AST) désire réduire le poids de la structure de l'appareil ainsi que son coût de fabrication en retirant l'arrière du châssis d'acier pesant à lui seul près de 40 lbs. La conception de la peau en composites a donc été revue dans le cadre de cette recherche, afin qu'elle puisse assurer un rôle structural pouvant compenser le retrait de l'arrière de la structure d'acier. Mis à part les modifications apportées au châssis, les nouvelles caractéristiques géométriques du fuselage sont les suivantes :

- Ajout d'un plancher permettant de déposer et fixer les bagages;
- Intégration du stabilisateur vertical au fuselage;
- Ajout de cloisons internes augmentant la raideur globale du fuselage;
- Points de fixation des mécanismes et surfaces de contrôle préservés.

La fabrication de la peau de ce nouveau fuselage se fera par infusion au moyen de renforts en fibres de carbone et de verre ainsi qu'une résine d'époxyde pour l'infusion. Les propriétés structurales de ces matériaux ont été caractérisées et ont servi à faire la conception du fuselage au moyen de simulations par éléments finis. Selon ces simulations, le concept final peut résister aux cas de chargement statiques ultimes prescrits par Transport Canada, sans rupture et sans subir de flambage, et ce avec une rigidité similaire à celle du précédent fuselage.

Le poids projeté du concept final est 151 lbs ce qui constitue une réduction de 26 lbs en incluant l'économie engendrée par l'intégration du stabilisateur vertical. La nouvelle structure permet donc de réaliser un gain intéressant avec une réduction de poids de 15% par rapport à la structure originale. Cette économie de poids permettra l'augmentation de la charge utile comme de l'essence, des bagages ou d'autres équipements.

Une économie substantielle devrait être réalisée lors de la fabrication du châssis puisque le nombre de pièces soudées sera grandement réduit. La fabrication de la peau pourra être faite dans les anciens moules réutilisés mais nécessitera l'utilisation de matériaux avancés plus onéreux tels la fibre de carbone. De plus, la résine thermodurcissable choisie requiert une cuisson de 16 heures à 80°C ce qui augmentera la cadence de production par rapport à la cuisson à température ambiante. Ce procédé nécessitera toutefois l'acquisition d'un four de dimensions imposantes pour réaliser cette cuisson.

Ce mémoire présente la démarche ayant mené à l'obtention du nouveau concept de fuselage pour le SA-160. Les résultats de cette recherche permettront à Aviatech d'effectuer la fabrication et la certification de cette nouvelle structure en vue de sa mise en production.

Mots clés : fuselage, matériaux composites, structure d'avion, caractérisation des matériaux, procédés de fabrication, joint collé, fibres de carbone, certification aéronautique.

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier Mirko Zgela, président d'Aviatech Services Techniques pour m'avoir fait confiance en me donnant ce projet de recherche ainsi que son appui, ses conseils et le financement de ma bourse. Merci aussi aux techniciens d'Aviatech, plus spécifiquement Marko Sasic et Patrice Hubert ainsi qu'aux ingénieurs Jean-Françcois Lemire, Simon Bernier et Natasha Dupuis pour leur soutien moral et technique plus spécifiquement au niveau de la fabrication des échantillons ainsi que la conception du fuselage.

Merci aux membres du Département de génie mécanique de l'Université de Sherbrooke; Ahmed Maslouhi, Saïd Elkoun, Pierre-Claude Ostiguy, Ian Silversides et Guillaume Veux pour leur soutien technique notamment lors de la caractérisation des matériaux et l'interprétation des résultats; Samuel Roy, Brian Driscoll, Paul Champagne et Maxime Nicole pour leur support au niveau logiciel et simulation; les membres du projet Aile-Batros, Nicholas Jutras, Gabriel Vézina et Mikael Cardinal pour leur grande aide lors des phases de test et de conception, notamment pour la planification et l'interprétation; ainsi que mon directeur de maîtrise François Charron qui a su me prodiguer de judicieux conseils tout au long de ma recherche.

De plus, j'aimerais remercier les gens chez Groupe Simutech, notamment Christian Semler, pour avoir fourni des licences au Département pour le logiciel *ANSYS Composite PrepPost* (ACP).

Merci aussi aux organismes subventionnaires, le FQRNT et le CRSNG qui m'ont permis d'avoir du financement au moyen de la bourse BMP-Innovation.

Finalement, un merci particulier à ma conjointe Marie-France pour son appui continuel tout au long de ma recherche.

TABLE DES MATIÈRES

1 Introduction 1
1.1 Mise en contexte 1
1.2 Définition du projet de recherche 3
1.3 Objectifs du projet 4
2 État de l'art 5
2.1 Processus de conception et de certification 5
2.2 Benchmark 8
2.2.1 Diamond DA-40 8
2.2.2 GlaStar 9
2.3 Matériaux 9
2.3.1 Matrices thermodurcissables 9
2.3.2 Fibres longues 10
2.3.3 Constructions de type « sandwich » 11
2.3.4 Considérations particulières 11
2.4 Procédés de fabrication et assemblage 14
2.4.1 Mouillage en place [17] 14
2.4.2 Préimprégné [17] 14
2.4.3 Infusion sous vide [17] 15
2.4.4 Défauts de fabrication 15
2.4.5 Attaches mécaniques 15
2.4.6 Assemblages collés 16
2.5 Calculs de structure 19
2.5.1 Modélisation 19
2.5.2 Critères de défaillance des stratifiés 20
2.6 Essais mécaniques de caractérisation 25
2.6.1 Évaluation des dommages 26
2.6.2 Fatigue 27
2.6.3 Influence des dommages sur la fatigue 28
2.7 Méthodologie 29
3 Matériaux 31
3.1 Choix des matériaux 31
3.1.1 Renforts 31

3.1.2 Matrice 32
3.1.3 Âmes 33
3.1.4 Colle 34
3.2 Caractérisation des composites 34
3.2.1 Échantillons 35
3.2.2 Tests 37
3.2.3 Propriétés obtenues 40
3.2.4 Valeurs de conception 42
3.3 Caractérisation des propriétés de l'adhésif 43
4 Conception 49
4.1 Philosophie 49
4.2 Modifications géométriques 49
4.2.1 Géométrie actuelle 49
4.2.2 Simplifications géométriques 50
4.2.3 Intégration du stabilisateur vertical 53
4.2.4 Ajout de cloisons 53
4.2.5 Ajout de nervures 56
4.2.6 Ajout de raidisseurs 57
4.3 Modélisation numérique 57
4.3.1 Logiciels utilisés 58
4.3.2 Système de coordonnées principal 58
4.3.3 Géométrie 58
4.3.4 Masses ajoutées 62
4.3.5 Connexions 64
4.3.6 Maillage 72
4.3.7 Conditions frontières 74
4.3.8 Chargements 75
4.3.9 Définition des stratifiés 80
4.3.10 Résultats 86
4.4 Stratifié final 98
4.4.1 Fuselage 99
4.4.2 Composantes internes 104
5 Fabrication 107
5.1 Infusion 107
5.2 Séquence de fabrication 108

5.2.1 Coque principale 108
5.2.2 Composantes internes 111
6 Conclusion 115
Références 117

LISTE DES FIGURES

Figure 1 – Symphony SA-160 1
Figure 2 – Modification du fuselage du SA-160 4
Figure 3 – Approche en blocs [8] 6
Figure 4 – Fuselage du DA-40 [1] 8
Figure 5 – Fixations du fuselage et du châssis du GlaStar [11] 9
Figure 6 – Types de joints [17] 17
Figure 7 – Influence de la distance de recouvrement des joints sur leur capacité [21] 18
Figure 8 – Modélisation d'un joint à recouvrement simple selon Castagnetti & Dragoni [23] . 20
Figure 9 – Enveloppe de défaillance du critère de contrainte maximale [13] 22
Figure 10 – Enveloppe de défaillance interlaminaire du critère de Puck 23
Figure 11 – Catégories de dommages [7] 26
Figure 12 – Montage pour la fabrication d'une plaque (gauche) et gabarit de découpe (droite) 35
Figure 13 – Variation de l'humidité relative et de la température ambiante dans le hangar d'Aviatech 36
Figure 14 – Exemple de cuisson de deux plaques dans le hangar d'Aviatech 37
Figure 15 – Test en tension d'un échantillon de fibres de carbone 38
Figure 16 – Test en cisaillement d'un échantillon de fibres de carbone 40
Figure 17 – Seuil minimal des propriétés 41
Figure 18 – Plaques collées et rivetées 44
Figure 19 – Exemple de la mesure de l'épaisseur du joint au microscope optique (échantillon #6) 44
Figure 20 – Distribution de l'épaisseur de la colle en fonction de la position sur l'assemblage expérimental 45
Figure 21 – Épaisseur de colle en fonction de la distance du rivet 45
Figure 22 – Contrainte en cisaillement de l'adhésif selon la position sur l'assemblage 46
Figure 23 – Contrainte en cisaillement de l'adhésif en fonction de la distance du rivet 46
Figure 24 – Philosophie de conception 49
Figure 25 – Géométrie actuelle de la structure primaire du SA-160 50
Figure 26 – Faces enlevées à l'avant et à l'arrière (vue de côté et de dessus) 51
Figure 27 – Carénage d'aile (gauche) et vue de face de la modification apportée (droite) 52
Figure 28 – Modification des carénages de l'aile 52
Figure 29 – Intégration du stabilisateur vertical 53

Figure 30 – Disposition des cinq nouvelles cloisons 54
Figure 31 – Dimensions de la cloison A et du plancher 54
Figure 32 – Cloison B 55
Figure 33 – Cloison C 55
Figure 34 – Cloisons D et E 56
Figure 35 – Âmes de cisaillement 56
Figure 36 – Lèvres des âmes de cisaillement 57
Figure 37 – Emplacement des raidisseurs du plancher (gauche) et dimensions (droite) 57
Figure 38 – Système de coordonnées principal 58
Figure 39 – Séparation longitudinale de la peau 59
Figure 40 – Séparation des surfaces pour les connexions 60
Figure 41 – Découpe pour les connexions avec les cloisons 60
Figure 42 – Positions de certains points du châssis pour le plan *Y*=0" 62
Figure 43 – Bras arrières 62
Figure 44 – Vue d'ensemble des masses ponctuelles du châssis 63
Figure 45 – Bras de fixation de l'hélice et du moteur 64
Figure 46 – Contacts entre les deux sections du toit du fuselage 65
Figure 47 – Lignes de contact des cloisons pour la moitié droite du fuselage 66
Figure 48 – Lignes de contact des nervures 66
Figure 49 – Lignes de contact de la trappe d'inspection arrière 67
Figure 50 – Surfaces de contact d'un des raidisseurs du plancher 67
Figure 51 – Modélisation par un joint d'un assemblage fait avec une plaque de support 68
Figure 52 – Système de coordonnées local pour la définition du joint collé boulonné 68
Figure 53 – Emplacement des joints avec surfaces 69
Figure 54 – Modélisation par un joint d'un assemblage fait par boulonnage 70
Figure 55 – Système d'axe de référence pour la définition du joint boulonné 70
Figure 56 – Emplacement des joints boulonnés 71
Figure 57 – Joints des bras de support arrières 71
Figure 58 – Degrés de liberté des points de fixation de l'aile [31] 72
Figure 59 – Système de coordonnées local du joint universel du longeron arrière 72
Figure 60 – Maillage global du fuselage 73
Figure 61 – Raffinement des trous de fixation de l'empennage 74
Figure 62 – Maillage du châssis 74
Figure 63 – Points d’attache des forces aérodynamiques 76
Figure 64 – Position des forces aérodynamiques à distance 76

Figure 65 – Rotation de l'appareil en tangage (gauche) et lacet (droite) 77
Figure 66 – Angle de rotation des repères pour orienter les éléments 83
Figure 67 – Direction de référence des éléments du stabilisateur vertical et des membrures avant 84
Figure 68 – Orientation des éléments du stabilisateur vertical 84
Figure 69 – Exemple de limitation lors de la définition des stratifiés 85
Figure 70 – Graphique de contour des épaisseurs de stratifiés 86
Figure 71 – Visualisation du stratifié en 3D (gauche) et de l'angle de la fibre (droite) 86
Figure 72 – Indices de rupture sous le fuselage (DLL) 88
Figure 73 – Indices de rupture du côté droit du fuselage (DLL) 89
Figure 74 – Indices de défaillance du plancher avec $\boldsymbol{Emax}$ (DLL) 89
Figure 75 – Indices de rupture du côté gauche du fuselage avec $\boldsymbol{Emax}$ (DUL) 90
Figure 76 – Indices de rupture du plancher pour avec $\boldsymbol{Emax}$ (DUL) 91
Figure 77 – Indices de rupture du cône (DUL & LEF) 91
Figure 78 – Indices de rupture du toit (DUL & LEF) 92
Figure 79 – Critère de défaillance de la région C (DUL & LEF) 93
Figure 80 – Indices de rupture avec $\boldsymbol{\sigma c/2}$ (DUL & LEF) 94
Figure 81 – Premier mode de flambage du cas de chargement 22 95
Figure 82 – Repère des contacts du stabilisateur vertical 96
Figure 83 – Disposition des couches globales du fuselage 99
Figure 84 – Première série de bandes de renfort 100
Figure 85 – Deuxième série de bandes de renfort 101
Figure 86 – Disposition des panneaux de mousse rigide 102
Figure 87 - Schéma du placement des couches du stratifié 104
Figure 88 – Emplacement de la mousse rigide de certains corps internes 104
Figure 89 – Emplacement des âmes en phénolique 105
Figure 90 – Schématisation de l'infusion 107
Figure 91 – Ligne de jonction principale 108
Figure 92 – Assemblage pour la fabrication des moules principaux du fuselage 109
Figure 93 – Processus de fabrication des moules 109
Figure 94 – Collage des deux moitiés du fuselage 110
Figure 95 – Exemple de fabrication du moule de plancher 112

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1 – Propriétés des matrices d'époxyde et de polyester [13] 10
Tableau 2 – Propriétés mécaniques des fibres communes [13] 10
Tableau 3 – Diminution des propriétés selon le MIL-HDBK-17-2F [8] 12
Tableau 4 – Comparaison entre les résines Miapoxy 100 et Epolam 5015 32
Tableau 5 – Propriétés des âmes 34
Tableau 6 – Tests effectués sur les composites 34
Tableau 7 – Propriétés moyennes des composites 40
Tableau 8 – Propriétés structurales du composite carbone/époxyde (TC-06-P / Epo 5015) 41
Tableau 9 – Propriétés structurales du composite verre/époxyde (TG-09-P / Epo 5015) 42
Tableau 10 – Facteur de réduction sur les propriétés des matériaux ([8] et [15]) 42
Tableau 11 – Valeurs de conception 43
Tableau 12 – Sections des tubes du châssis [31] 61
Tableau 13 – Masses ponctuelles originales et modifiées avec leurs positions 63
Tableau 14 – Position des forces aérodynamiques à distance 77
Tableau 15 – Valeurs limites des forces aérodynamiques 77
Tableau 16 – Données pour le calcul des vitesses de rotation (valeurs limites) [32] 78
Tableau 17 – Vitesses de rotation des cas de chargement critiques 79
Tableau 18 – Valeurs limites des nouveaux efforts inertiels 79
Tableau 19 – Valeurs limites des accélérations 80
Tableau 20 – Propriétés des matériaux pour les chargements étudiés 81
Tableau 21 – Valeurs de conception des composites 82
Tableau 22 – Autres valeurs de conception 82
Tableau 23 – Propriétés générales des tissus 83
Tableau 24 – Déplacements pour les 5 cas de chargements 87
Tableau 25 – Critères de rupture dans les endroits critiques pour les cas de chargements limites 89
Tableau 26 – Indices de rupture dans les endroits critiques pour les cas de chargements ultimes 90
Tableau 27 – Critères de rupture dans les endroits critiques (DUL & LEF) 92
Tableau 28 – Facteurs de multiplication de charge pour les cinq premiers modes de flambage (DUL) 95
Tableau 29 – Forces d'interface unitaires maximales 96
Tableau 30 – Valeurs maximales des forces d'interface des joints (module) 97

Tableau 31 – Flambage d'Euler des tubes arrière ($\boldsymbol{C = 1}$, $\boldsymbol{E = 2.9E07\ psi}$, $\boldsymbol{l = 41.65}$ po)... 98
Tableau 32 – Séquences des stratifiés du fuselage..... 103
Tableau 33 – Stratifiés des corps internes..... 105

1 INTRODUCTION

1.1 Mise en contexte

Aviatech Services Techniques (AST) est une entreprise œuvrant dans le secteur de l'aéronautique qui est basée à l'aéroport de Trois-Rivières. Elle effectue notamment des opérations de maintenance sur des aéronefs, de la fabrication de composants pour l'aéronautique. Elle offre aussi des services d'ingénierie dont la certification et la conception de structures aéronautiques pour des clients ou pour effectuer du développement de produits au sein même de l'entreprise. En plus d'être une organisation approuvée d'entretien d'aéronefs (AMO), AST détient un permis de constructeur de structures aéronautiques et possède un atelier de fabrication et réparation de composites ainsi qu'un atelier d'usinage. Leurs installations sont situées dans un hangar où elle peut aussi effectuer l'entretien et la réparation de petits aéronefs. AST est aussi détenteur du certificat de type du Symphony SA-160, un avion monomoteur biplace à voilure haute haubanée, présenté à la figure 1.



Figure 1 – Symphony SA-160

La structure primaire de l'avion est composée d'un châssis en tubes d'acier auquel sont boulonnées les autres structures de l'appareil dont le support moteur, les ailes et l'empennage. Les ailes, les stabilisateurs arrière ainsi que les gouvernes sont faits de tôles d'aluminium rivetées. Pour des fins d'esthétisme et d'aérodynamique, la structure est recouverte d'une peau ainsi que plusieurs carénages non structuraux, tous en fibres de verre.

L'appareil a une vitesse maximale de 300 km/h (162 nœuds) pour toutes ses configurations. La version la plus lourde, répondant aux normes du vol aux instruments (IFR) a une masse à vide de 660 kg et une masse maximale au décollage de 975 kg. L'avion peut opérer de

-20 °C à 50 °C et est susceptible d'être exposé à diverses intempéries comme les orages avec d'importantes rafales, de la grêle et de la foudre. La structure doit donc être en mesure de résister à ces conditions extrêmes ainsi qu'aux chargements liés aux manœuvres dans les airs et au sol.

Le fuselage est constitué d'une structure primaire sur laquelle vient se fixer une peau non structurelle. Ce châssis est un assemblage soudé de tubes et de pièces d'acier usinées de façons conventionnelle ou numérique. Les pièces sont soudées dans un gabarit rigide limitant les déformations engendrées par les contraintes résiduelles créées lors de la soudure. Des précontraintes peuvent par conséquent subsister dans la structure après le refroidissement de celle-ci. Le soudeur attitré à l'assemblage du châssis possède une certification et chacune des soudures est inspectée à l'aide d'une technique non destructive utilisant les ultra-sons. Cette structure peut être subdivisée en deux sous-structures, soit la cage de l'habitacle, où le pilote et le passager prennent place et la queue de l'appareil où est fixé l'empennage et ses surfaces de contrôle. La queue de l'appareil sert aussi de soute à bagages et de compartiment à batteries. La structure primaire pèse environ 53 kg ce qui représente un peu plus de 8% de la masse à vide de l'avion.

Quant à elle, la peau qui recouvre la structure primaire est constituée d'un stratifié de fibres de verre en construction sandwich fabriqué au moyen de l'infusion de résine. Ce stratifié est en fait fabriqué en deux moitiés assemblées ensemble par collage.

La certification impose un requis minimal auquel l'appareil doit répondre afin de protéger non seulement les utilisateurs de l'avion mais aussi le public en général. Le SA-160 est un avion faisant partie de la catégorie normale et est certifié par la sous-partie 523 du Règlement de l'Aviation Canadien (RAC) de Transports Canada. L'avion est aussi certifié aux États-Unis par la *Federal Aviation Administration* (FAA) sous la partie 23 de la *Federal Aviation Regulation* (FAR). Les chargements utilisés pour dimensionner l'avion sont énoncés dans la sous-partie C du RAC 523 [1]. Le paragraphe RAC 523.301 spécifie notamment que « les exigences de résistance structurale sont spécifiées en termes de charges limites (charges maximales à envisager en service) et de charges extrêmes (charges limites multipliées par les coefficients de sécurité prescrits). » Le coefficient de sécurité devant être utilisé est de 1.5 (RAC 523.303), et les charges extrêmes sont ci-après référées comme les charges ultimes pour éviter la confusion avec l'anglais (*ultimate* loads).

Plusieurs projets d'AST consistent à effectuer des modifications majeures destinées à rendre le SA-160 plus performant. Notamment, le groupe motopropulseur originalement constitué

d'un moteur de 118 kW (160 HP) et d'une hélice deux pales à pas fixe a été remplacé par un moteur de 154 kW (210 HP) et une hélice trois pales à pas variable. De plus, les réservoirs d'essence originaux qui sont faits de compartiments indépendants en aluminium insérés dans les ailes seront remplacés par des réservoirs intégrés aux ailes possédant une capacité supérieure avec un poids réduit. D'autres projets portent sur la modification du châssis pour y intégrer des instruments d'inspection d'oléoducs ainsi que la conception d'une aile en matériaux composites avec un nouveau profil augmentant le rapport de la portance sur la traînée. Ces modifications sont indépendantes les unes des autres et sont faites sur des appareils à même le hangar de l'entreprise.

1.2 Définition du projet de recherche

Quoique très robuste, la conception actuelle du fuselage du SA-160 est très pénalisante en termes de poids et de coût de fabrication. En effet, la fabrication du châssis nécessite la découpe de chacun des tubes et la fabrication de petites pièces d'acier. De plus, la soudure de ces pièces est un long et coûteux processus puisqu'il faut les assembler dans un gabarit et les inspecter par la suite aux ultra-sons. Quant à elle, la fabrication de la peau demande aussi beaucoup de ressources tant en consommables utilisés pour la fabrication de matériaux composites (sacs, tubes, contenants, agent démoulant, etc.) qu'en coût de moules, de matériaux et de main-d'œuvre. La peau complète de l'avion ainsi que l'arrière de la cage en acier pèsent ensemble environ 40 kg ce qui représente 6% de la masse à vide de l'appareil.

De plus, le SA-160 est un avion certifié au Canada sous le Règlement de l'Aviation Canadien (RAC) ainsi qu'aux États-Unis sous le *Federal Aviation Regulation* (FAR). La certification impose que toutes les modifications apportées aux modèles certifiés doivent être approuvés par les autorités en vigueur dans les pays concernés, soit Transports Canada pour le Canada et la FAA pour les États-Unis. La certification est un processus laborieux qui exige le déploiement de beaucoup de ressources humaine, monétaire et matérielle. Lors de la conception de structures aéronautiques, la certification exige que les calculs soient appuyés par des démonstrations expérimentales prouvant hors de tous doutes que les hypothèses de conception sont adéquates. Ce processus permet donc de garantir que la structure pourra jouer son rôle sans mettre en danger l'équipage de l'appareil ainsi que la population et ce, pour toute la durée de vie de l'appareil.

1.3 Objectifs du projet

Le client désire retirer la partie arrière de la structure primaire d'acier correspondant à la queue de l'avion et remplacer la peau non structurelle par une structure dont les deux principales fonctions seront de reprendre les chargements engendrés par l'empennage ainsi que de jouer le rôle aérodynamique de la peau. De cette façon, seule la cage de l'habitacle à laquelle sont attachés les ailes, le moteur et les trains d'atterrissage sera conservée comme le montre la figure 2.

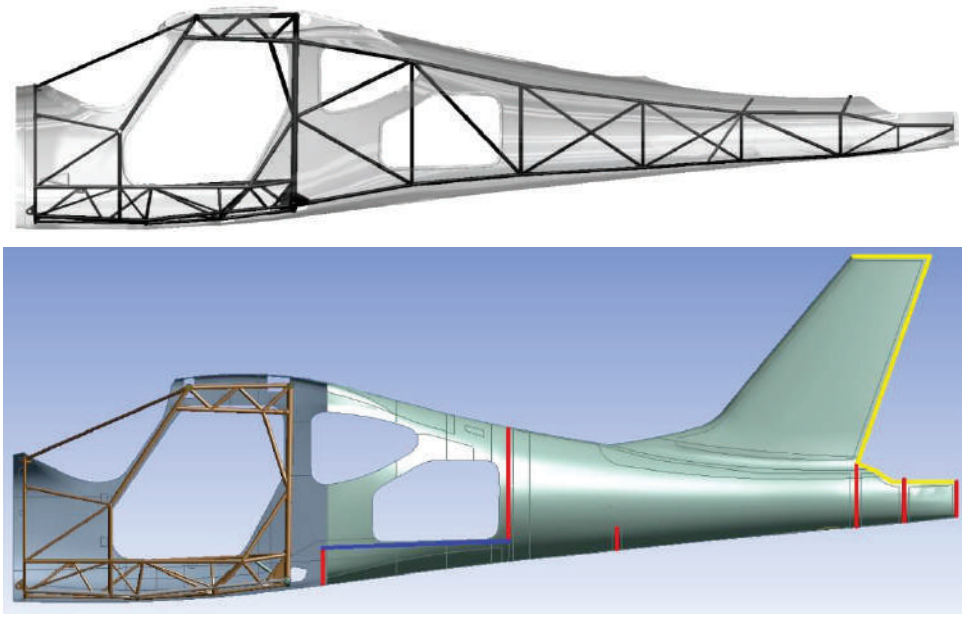


Figure 2 – Modification du fuselage du SA-160

L'objectif principal est donc de concevoir une structure qui remplacera la peau de l'avion tout en assurant le rôle structurel joué par l'arrière de la cage d'acier. Les sous-objectifs associés à la réalisation de ce projet traduisent les principaux soucis du client et sont les suivants :

- Réduire le poids de la structure par l'utilisation de matériaux avancés;
- Diminuer les coûts associés à sa fabrication;
- Utiliser une démarche de conception qui pourra mener à la certification.

2 ÉTAT DE L'ART

Le client possède déjà une expertise dans la fabrication de structures aéronautiques en composites et désire exploiter leurs avantages pour optimiser la structure du SA-160. Les principaux attraits des composites sont la possibilité d'obtenir un gain en coût de fabrication et en masse, ce qui permettrait d'augmenter du même coup la charge utile des appareils. Selon Gay et Hoa [2], ces matériaux permettent d'obtenir des réductions de poids de 10 à 50% et des réductions de coût de 10 à 20 % par rapport à des pièces métalliques conventionnelles. Ces matériaux, introduits en aérospatiale au milieu des années 1970 [3], sont maintenant utilisés à grande échelle dans l'aviation commerciale même pour applications critiques. Par exemple, le caisson central de voilure du Airbus A380, une partie très sollicitée mécaniquement, est entièrement fait de composites [4]. Le CSeries de Bombardier est quant à lui fait à 46% de composites avancés [5], un peu moins que le Dreamliner de Boeing qui en incorpore 50%. Ce dernier a notamment un fuselage fait d'une seule pièce, éliminant du même coup 1,500 feuilles d'aluminium et plus de 40,000 éléments d'assemblage [6]. Les composites présentent donc aussi l'avantage de faciliter l'assemblage et de diminuer les coûts qui y sont associés.

2.1 Processus de conception et de certification

Comme le SA-160 est un appareil certifié au Canada et aux États-Unis sous le RAC 523 [1] et le FAR 23 respectivement, il faut que toutes les modifications apportées soient faites selon la réglementation puis approuvées par les autorités responsables. Le paragraphe RAC 523.305 spécifie que toutes structures aéronautiques doivent être en mesure de supporter les cas de chargements maximaux qu'elles peuvent rencontrer en service et ce, sans subir de déformations permanentes. La structure doit donc se comporter de façon élastique et revenir en place après le chargement, sans perte de propriétés structurales. De plus, la structure doit être conçue de façon à supporter ces chargements maximaux de vol qui sont amplifiés d'un facteur 1.5 sans subir de défaillances majeures et en continuant d'assurer leurs fonctions principales. Par exemple, il serait admissible que l'empennage de l'appareil soit endommagé lorsque soumis à 150% du chargement maximal de vol, mais il faut que celui-ci puisse permettre le retour de l'appareil au sol de façon sécuritaire.

Les normes régissant les appareils de catégorie normale comme le Symphony, demeurent

tout de même très générales et n'apportent pas de précisions quant à la certification de structures en composites. C'est pourquoi la FAA a développé l'*Advisory Circular* 20-107B (AC 20-107B) [7] qui est un guide permettant aux constructeurs aéronautiques de faire approuver des structures en matériaux composites. La méthodologie proposée par ce document est tirée du 3e volume du *Military Handbook of Composites* (MIL-HDBK-17-3F) [8] et est appelée une approche en blocs. La figure 3 présente l'approche en blocs de façon globale.

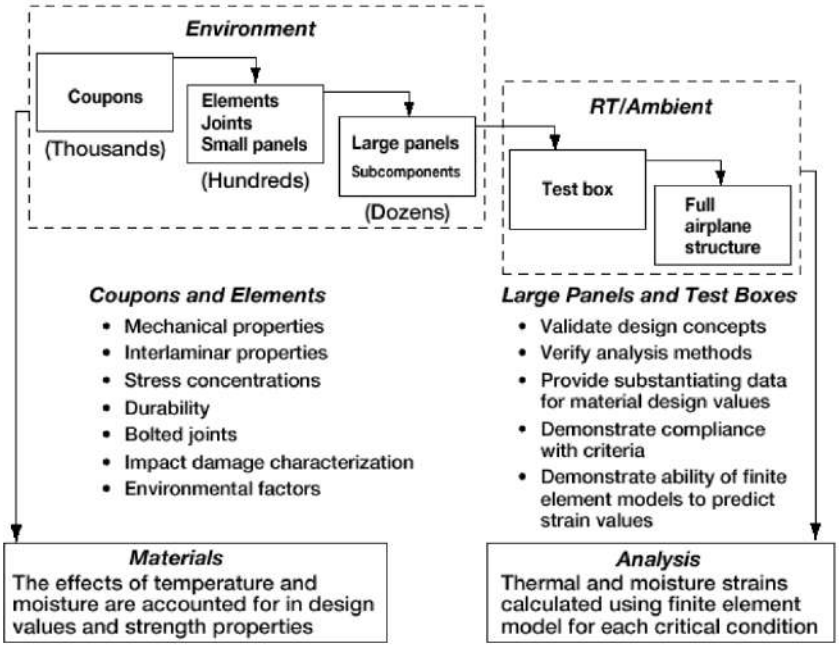


Figure 3 – Approche en blocs [8]

Cette méthode consiste globalement à effectuer une série de tests et d'analyses permettant de prouver aux autorités que la structure est conçue d'une façon adéquate selon son rôle et ses conditions d'opération. Toutes les démonstrations exigées peuvent être faites en effectuant des analyses mais ces dernières doivent être validées par des mesures expérimentales. Il est aussi possible de faire une démonstration en n'effectuant qu'une série de tests sans aucune analyse mais ceux-ci doivent assurer une marge de sécurité suffisante avec un haut niveau de confiance. La philosophie véhiculée par l'approche en blocs est de procéder d'abord à des tests simples en grand nombre puis d'augmenter le niveau de complexité progressivement tout en diminuant le nombre de tests. Cette méthodologie diminue le nombre de tests coûteux en aval et permet d'appuyer ces tests sur l'expérience déjà acquise lors des tests en amont. L'influence de la température et de l'humidité doit être considérée tout au long du processus de tests. De plus, tous les échantillons testés doivent être représentatifs des procédés de fabrication qui seront employés lors de la production de

la structure.

Les premières démonstrations sont au niveau des propriétés des matériaux. Celles-ci doivent être caractérisées d'une façon fiable selon les conditions d'opération et les procédés de fabrication envisagés. Les propriétés doivent être établies avec une base statistique suffisante permettant d'assurer l'atteinte de certaines propriétés mécaniques minimales et ce, dans les pires conditions possibles. Ensuite, il faut démontrer que la structure pourra supporter les cas statiques de chargement afin de détecter les zones critiques. Des échantillons sont ensuite fabriqués et testés afin de valider expérimentalement ces modèles en observant les déplacements, les déformations et le mode de rupture de la structure.

Lorsque cette validation est faite, il faut démontrer la tolérance aux dommages ainsi qu'à la fatigue. Cette démonstration se base sur l'étude des dommages pouvant survenir à la structure tout au long de sa vie. Ces dommages sont ensuite divisés en catégories selon leur sévérité ce qui permet de déterminer le nombre d'heures de vol que la structure endommagée pourrait effectuer ainsi que la résistance résiduelle qu'elle devra posséder en fin de vie.

La démonstration de la tolérance aux dommages et la fatigue se fait en chargeant la structure endommagée pour un nombre de cycles représentant un certain nombre d'heures de vol que l'appareil aura à effectuer selon la catégorie des dommages infligés. Les dommages peuvent par exemple être infligés au stratifié (délamination locale), à l'âme ou aux interfaces (décollement local). L'évolution des dommages, s'il y a lieu, doit alors être observée ainsi que demeurer stable et prédictible en tout temps (aucune évolution brutale). Lorsque le nombre de cycles est atteint, un test de résistance résiduelle doit démontrer que la structure peut toujours supporter une proportion minimale des chargements est effectué. Comme dans le cas des démonstrations statiques, il est possible de diminuer le nombre de tests en effectuant une modélisation mais les modèles de propagation de dommages en fatigue pour les composites sont très complexes, contrairement aux pièces métalliques dont le comportement est bien connu.

Une fois que les démonstrations statiques et en fatigue sont faites et validées, il est possible de passer à un autre élément structurel ou à un autre niveau de complexité (assemblage boulonné, joint collé, etc.). La structure complète doit ultimement subir ces tests afin de prouver hors de tout doute qu'elle est conçue adéquatement.

2.2 Benchmark

Le point de départ suggéré par l'approche en blocs est d'effectuer une conception préliminaire servant à orienter la démarche combinant l'analyse et l'expérimentation qui seront faites par la suite. Cette conception préliminaire du fuselage peut être faite en regardant ce qui se fait de semblable dans l'industrie. Les différents avions en composites disponibles sur le marché sont des appareils certifiés ou des constructions amateurs. Ces derniers sont plus accessibles pour trouver des renseignements puisqu'ils appartiennent à des passionnés de l'aéronautique qui sont prêts à échanger sur le sujet. Quant aux avions certifiés, ils appartiennent généralement à des entreprises qui sont plus frileuses lorsque vient le temps de divulguer des informations détaillées sur leurs appareils. Les deux principaux avions qui ont été évalués sont le Diamond DA-40, un avion aussi certifié sous le RAC 523, ainsi que le GlaStar, un avion non certifié qui en fait un proche cousin du SA-160, avec une queue en composites et un châssis principal en tubulure d'acier.

2.2.1 Diamond DA-40

Le DA-40, présenté à la figure 4, est un avion monomoteur à aile basse et peut accueillir quatre occupants. Son empennage est en «T» et sa structure primaire est en matériaux composites offrant à la fois résistance et légèreté.

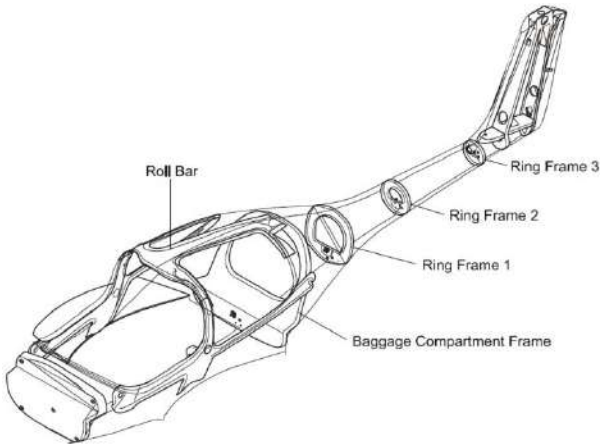


Figure 4 – Fuselage du DA-40 [1]

Le fuselage est fait de deux coquilles (moitiés gauche et droite) de fibres de verre avec une matrice d'époxy. Les deux coquilles sont collées ensemble par l'entremise d'une section centrale servant de plancher à l'habitacle. Des cloisons de renfort et des raidisseurs sont ajoutés pour rigidifier l'ensemble [9]. Plusieurs bandes de fibres de carbone sont positionnées près des fenêtres et des portes de l'habitacle afin de donner une résistance et une rigidité

plus grande à l'ensemble. Le stabilisateur vertical est aussi fait de deux coquilles de fibres de verre et est une partie intégrale du fuselage.

2.2.2 GlaStar

Le GlaStar est un avion monomoteur biplace à voilure haute haubanée et est en quelque sorte une version non certifiée du SA-160. Une des différences entre les deux appareils est que le GlaStar possède un fuselage structurel en matériaux composites qui sert à supporter les efforts de l'empennage. Ce fuselage est attaché à la structure primaire, soit la cage d'acier qui englobe l'habitacle, laquelle est pratiquement identique à celle du SA-160. Le stabilisateur vertical et le fuselage sont solidaires et sont faits de deux coquilles en fibres de verre collées par mouillage à la main [10] et rigidifiées au moyen de cloisons de renfort. Le fuselage est boulonné au châssis par l'entremise de supports métalliques, comme le montre la figure 5.



Figure 5 – Fixations du fuselage et du châssis du GlaStar [11]

2.3 Matériaux

La première grande section de l'AC 20-107B [7] porte sur les matériaux et les procédés de fabrication. Dans cette section, la FAA stipule que les propriétés des matériaux doivent être déterminées avec suffisamment d'essais pour établir une base statistique fiable. Des tests doivent donc être faits afin de quantifier la variabilité des propriétés des matériaux ainsi que les effets de la température, de l'humidité ou d'autres sources diminuant les propriétés des matériaux. La présente section fait un survol des matériaux composites disponibles ainsi que l'influence des conditions environnementales sur leurs propriétés mécaniques.

2.3.1 Matrices thermodurcissables

Les résines thermodurcissables incluent la résine d'époxyde, de polyester et de vinyle-ester. Leur polymérisation se fait en mélangeant un accélérateur et/ou en élevant la température.

Lors de cette étape, un réseau tridimensionnel se forme entre les molécules de polymère à l'aide de liaisons covalentes [12]. Ces liaisons sont très fortes et ne peuvent pas être défaites sans dégrader le polymère lui-même contrairement aux liaisons de Van der Waals des thermoplastiques qui peuvent être refaites de nombreuses fois. La force de la résine dépend de la longueur des chaînes de polymères ainsi que de la densité du réseau moléculaire. Quoi que plus coûteuses, les matrices d'époxyde sont les plus utilisées puisqu'elles sont plus rigides et plus résistantes et qu'elles ont un coefficient d'expansion thermique plus faible comme le montre le tableau 1.

Tableau 1 – Propriétés des matrices d'époxyde et de polyester [13]

Matrice	Densité (kg/m^3)	Module d'élasticité (GPa)	Coefficient de Poisson -	Résistance en tension (MPa)	Déformation à la rupture (%)	Expansion thermique (10^{-6} K^{-1})
Époxyde	1100-1400	3.0-6.0	0.38-0.40	35-100	1-6	60
Polyester	1200-1500	2.0-4.5	0.37-0.39	40-90	2	100-200

2.3.2 Fibres longues

Les matériaux les plus courants sur le marché sont le verre, le carbone et l'aramide qui est aussi connu sous le nom commercial de Kevlar. Le tableau 2 présente les propriétés mécaniques de la fibre de verre E (*E-Glass*), de la fibre de carbone avec un haut module d'élasticité (HM) et de celle à haute résistance à la rupture (HS) ainsi que celles du Kevlar. Ce dernier possède aussi de bonnes propriétés à l'impact d'où sa grande utilisation pour la fabrication de casques et de vestes balistiques, et a de bonnes propriétés en tension mais faibles en compression.

Tableau 2 – Propriétés mécaniques des fibres communes [13]

Fibre	Densité (kg/m^3)	Module d'élasticité (GPa)	Coefficient de Poisson -	Déformation à la rupture (%)	Résistance en tension (MPa)	Expansion thermique (10^{-6} K^{-1})
E-Glass	2560	76	0.22	2.6	2000	4.9
Carbone HM	1950	380	0.20	0.6	2400	-0.7
Carbone HS	1750	230	0.20	1.1	3400	-0.4
Kevlar 49	1450	130	0.35	2.3	3000	-6

Les fibres peuvent être achetées sous la forme de bobine pour l'enroulement filamentaire, de bandes ou de tissus, pré-imprégnés de résine ou non. Les tissus peuvent être faits de fibres courtes orientées aléatoirement ou de fibres longues orientées dans une ou deux directions. Les tissus de fibres courtes ont des propriétés quasi-isotropes alors que les tissus de fibres longue on des propriétés orthotropes.

2.3.3 Constructions de type « sandwich »

Les constructions sandwich consistent à construire une plaque ou une coque avec une âme entre des peaux afin d'augmenter significativement la rigidité de flexion de celle-ci avec une légère augmentation du poids. Le rôle de l'âme est de supporter les peaux afin qu'elles puissent reprendre les efforts dans le plan et les efforts de flexion. L'âme doit donc avoir la capacité de reprendre le cisaillement transversal. Une considération particulière doit aussi être apportée au cisaillement interlaminaire entre l'âme et les peaux, qui peut être notamment influencée par l'épaisseur de l'âme et la rigidité des peaux.

Les âmes peuvent être homogènes telles que des mousses expansées en polychlorure de vinyle (PVC) ou en polyuréthane ou non homogènes comme les nids d'abeille. Lorsqu'une âme en nid-d'abeilles est utilisée, la peau doit être fabriquée au préalable puis collée au nid-d'abeilles, afin d'éviter de remplir les cellules de résine. Dans le cas des âmes homogènes à cellules fermées, un stratifié peut être imprégné directement sur celles-ci.

2.3.4 Considérations particulières

Le guide certification de la FAA mentionne que certaines considérations particulières doivent être apportées en ce qui a trait aux conditions environnementales, la résistance au feu ainsi qu'à la foudre. Ces phénomènes doivent être pris en compte dans la conception ainsi que dans la phase de tests.

2.3.4.1 Conditions environnementales

La température et l'humidité influencent les propriétés des composites et plus spécifiquement celles de la matrice. Selon Mazumdar [17], l'absorption d'humidité par la matrice fait diminuer sa température de transition vitreuse, ce qui peut avoir un effet combiné avec la hausse de la température, comme le décrit l'équation suivante :

$$\frac{P_{wT}}{P_0} = \left(\frac{T_{gw} - T}{T_{gd} - T_0} \right)^{1/2} \tag{2.1}$$

où P_{wT} est la propriété de la matrice à la température T pour un pourcentage d'humidité précis, T_{gw} est la température de transition vitreuse correspondant à ce niveau d'humidité, P_0 est la propriété de la matrice à la température de référence T_0 et T_{gd} est la température de transition vitreuse sans l'effet de l'humidité. La FAA oblige que l'influence des conditions

environnementales soit caractérisée lors de tests avec un haut niveau de confiance [7]. Les propriétés minimales issues de ces tests pourront par la suite être utilisées comme valeurs de conception.

La caractérisation des matériaux pour différentes conditions environnementales peut exiger un investissement de temps très important. Il a été démontré [14] qu'un composite pré-imprégné à base de fibres de carbone et de résine époxyde lorsque trempé dans l'eau distillée à température ambiante pendant 6 mois, pouvait perdre jusqu'à 30% de ses propriétés en résistance et jusqu'à 15% en rigidité.

Une autre étude [15] fait la démonstration que la limite en tension d'un composite verre/époxy peut chuter de 60% et que sa limite en cisaillement peut chuter de 53%, après une exposition de 1 300 heures à 70°C et un taux d'humidité relative de 95%. Le MIL-HDBK-17-2F [8] permet aussi de voir l'effet de la température et de l'humidité pour certains matériaux donc les propriétés sont présentées pour différentes conditions environnementales. Par exemple, les propriétés peuvent être données pour des températures variant entre -65°C et 200°C. Le tableau 3 montre comment les extrêmes de température et l'humidité peuvent affecter les propriétés de deux tissus bidirectionnels avec matrice époxyde, selon le MIL-HDBK-17-2F.

Tableau 3 – Diminution des propriétés selon le MIL-HDBK-17-2F [8]

		Ambiant	Environ.	Réduction (R)	Facteurs de réduction (K = 1/R)
Carbone		***T300 3k/EA 9396*** (Ref. [8] p.4-208)			
E (MSI)	Module d'élasticité	-	-	-	-
G (MSI)	Module de cisaillement	0.63	0.54	85.5%	**1.170**
Ft (KSI)	Résistance en tension	93.00	87.50	94.1%	**1.063**
Fc (KSI)	Résistance en compression	69.90	53.90	77.1%	**1.297**
F12 (KSI)	Résistance en cisaillement	12.80	10.50	82.0%	**1.219**
Verre		***E-Glass 7781/EA 9396*** (Ref. [8] p. 6-38)			
E (MSI)	Module d'élasticité	3.67	3.22	87.7%	**1.140**
G (MSI)	Module de cisaillement	0.76	0.49	64.6%	**1.547**
Ft (KSI)	Résistance en tension	51.80	16.40	31.7%	**3.159**
Fc (KSI)	Résistance en compression	49.60	21.00	42.3%	**2.362**
F12 (KSI)	Résistance en cisaillement	11.50	5.49	47.7%	**2.095**

Les facteurs de réduction (K) calculés à partir de ce tableau sont tous plus sévères que ceux retrouvés dans les différents articles scientifiques énumérés ci-haut, à l'exception de la limite

en cisaillement du composite verre/époxy qui vaut 2.131 (réduction à 46.94%) de la valeur initiale à température ambiante, selon l'étude de la référence [15].

2.3.4.2 Fatigue, impacts et vieillissement

Les propriétés des matériaux peuvent aussi se dégrader à force de subir des chargements répétés et des impacts. Dans un document récemment publié [16], la FAA a développé des facteurs d'amplification de charge permettant de réduire le temps requis pour tester une structure en fatigue sans pour autant affecter la fiabilité des résultats. Différents stratifiés, dont des structures sandwich, ont été testés en tension, compression et cisaillement, avec présence de trous ou de zones d'impacts. Les facteurs d'amplification de charge sont ensuite tirés des tests, en fonction de l'échantillonnage statistique et de la dispersion des résultats. Il est alors possible de diminuer la durée des tests en fatigue en amplifiant le chargement lors des chargements cyclés.

2.3.4.3 Résistance au feu

La sélection des matériaux sera influencée par leurs propriétés de combustion comme leur facilité à s'enflammer ainsi que la fumée dégagée lors de la combustion. Dans son guide [7], la FAA mentionne que pour les avions de transport, il est critique que le feu ne se propage pas ou qu'il ne dégage pas une quantité dangereuse de fumées toxiques. Même si le SA-160 n'est pas un avion de transport, cette philosophie peut être appliquée, rendant l'appareil plus sécuritaire. La conception du fuselage doit aussi assurer la sécurité des passagers dans l'éventualité d'un écrasement au sol où il pourrait être soumis à un feu alimenté par l'essence. Le fuselage doit donc protéger les passagers en leur laissant suffisamment de temps pour s'en échapper sans que le feu n'y pénètre ou qu'il ne produise des gaz toxiques. De plus, le fuselage ne doit pas contribuer à la sévérité du feu en dégageant un gaz qui pourrait l'amplifier. Les matériaux, plus spécifiquement les résines et les âmes, doivent donc être judicieusement sélectionnés afin de respecter ces critères de sécurité.

2.3.4.4 Résistance à la foudre

Certains composites comme le Kevlar et la fibre de verre ne sont pas conducteurs, ce qui peut détruire la structure lors d'un impact de la foudre avec la structure. Un dispositif doit donc être incorporé à la structure de façon à conduire l'électricité d'un bout à l'autre de l'avion pour que la foudre puisse s'en échapper. Ce dispositif peut être constitué de câbles ou d'un

grillage métallique. Dans sa circulaire 20-107B [7], la FAA recommande l'utilisation d'un guide de certification pouvant être trouvé dans le document SAE ARP 5577 concernant les pratiques recommandées en aérospatiale par la SAE.

2.4 Procédés de fabrication et assemblage

La fabrication des composites est un processus complexe dans lequel interviennent beaucoup de paramètres influençant les propriétés finales du stratifié. La FAA exige que l'influence de la variabilité des paramètres du procédé de fabrication soit considérée lors du processus de conception [7]. Parmi ces paramètres, on retrouve le temps et la température de polymérisation, la viscosité de la résine, la fraction de fibres ainsi que la présence de défauts lors de la fabrication. Par contre, cette section ne présente pas l'influence des paramètres de fabrication sur les propriétés des composites, mais survole plutôt les différents procédés de fabrication susceptibles d'être utilisés pour fabriquer le fuselage. Cependant, une fois que le procédé sera sélectionné, les effets de la variabilité des différents paramètres de fabrication devront être quantifiés par des tests et pris en compte lors de la conception.

2.4.1 Mouillage en place [17]

Cette technique, appelée en anglais *wet lay-up*, consiste à placer la fibre dans un moule et d'y incorporer le mélange résine-catalyseur au moyen d'un rouleau. Un des avantages est la grande versatilité du procédé qui permet de fabriquer des pièces de formes variées avec de grandes dimensions. Aussi, les coûts de mise en œuvre sont relativement bas et le coût total va principalement dépendre du prix des moules et des matériaux. Cependant, cette technique demande beaucoup de ressources humaines et il peut être difficile d'assurer une imprégnation adéquate de la fibre. Il peut aussi être difficile de contrôler la fraction volumique de fibres et de résine avec cette technique. Une plus faible fraction de fibres diminuerait la force du stratifié tout en augmentant sa masse pour la même résistance. Finalement, comme le procédé est très artisanal, les propriétés mécaniques des pièces fabriquées peuvent varier significativement les unes par rapport aux autres.

2.4.2 Préimprégné [17]

Le préimprégné ressemble beaucoup au mouillage en place sauf que la fibre est déjà mouillée lors de son positionnement. Le tissu mouillé est conservé dans un réfrigérateur puis apporté à température ambiante avant d'être placé dans le moule. La pièce est ensuite

envoyée dans un four ou un autoclave où la température et/ou la pression sont augmentées pour la polymérisation. Ce procédé permet de faire des formes complexes avec une fraction de fibres pouvant dépasser 60 %, mais avec une cadence de production faible et un coût élevé. De plus, les pièces réalisées sont de meilleure qualité tout en ayant une plus grande répétabilité (procédé fiable).

2.4.3 Infusion sous vide [17]

Ce procédé consiste à ensacher la fibre sèche dans le moule et de faire le vide dans le sac. La résine est dans un réservoir externe et utilise le vide pour se rendre jusqu'au moule où elle se mêle à la fibre. L'infusion sous vide permet d'atteindre jusqu'à 70% de fraction de fibres, donnant des pièces très fortes et très rigides. Cette technique donne beaucoup de temps au technicien pour positionner les tissus puisqu'il n'est pas contraint par le temps de polymérisation sauf à la toute fin du procédé. La pièce peut donc être fabriquée par un seul technicien ce qui peut diminuer les coûts de fabrication. La qualité des pièces issues de ce procédé sera aussi meilleure que le mouillage en place, mais moindre que le préimprégné.

2.4.4 Défauts de fabrication

Les défauts de fabrication peuvent générer des amorces de dommages dans la structure. Ils peuvent survenir lorsque la pièce est mal conçue ou lorsque les matériaux ou le procédé de fabrication ne sont pas adéquats [17]. Les plus petits défauts (porosité, bulles, etc.) surviennent lors de la fabrication et sont présents dans pratiquement toutes les pièces en composites. Comme ils ne sont pas perceptibles à l'œil nu, ces défauts ne doivent pas empêcher la structure de résister à des efforts bien au-delà des chargements limites, selon le AC 20-107B [7]. Les défauts de fabrication plus importants doivent pouvoir être détectés après quelques inspections de routine et ne doivent pas empêcher la structure de résister à des efforts bien au-delà des chargements limites toujours selon le AC 20-107B. Une fois détectés, les pièces endommagées doivent pouvoir être réparées de façon à ce que leur propriétés mécaniques soient complètement restaurées.

2.4.5 Attaches mécaniques

Les attaches mécaniques permettent d'assembler une structure et peuvent être de type boulonné ou riveté. Ils nécessitent beaucoup de prudence puisque les perçages effectués dans les pièces en composites les affaiblissent. Elles peuvent aussi provoquer des

concentrations de contrainte et créer des amorces de fissures [18]. Il est donc courant d'incorporer des insertions qui serviront à reprendre le chargement local et le redistribuer uniformément au panneau de composites. Une étude menée par Noirot et ses collègues [19] conclut que les insertions métalliques sont privilégiées lorsqu'un préserrage est requis mais que les insertions faites d'un mélange de résine et de microbilles sont suffisantes pour les autres applications, vu leur facilité de mise en œuvre. Ce dernier type d'insertion consiste à percer le stratifier et remplir le trou d'un mélange de résine et de microbilles. Une fois le mélange durcit, les attaches mécaniques peuvent être directement vissées dans l'insertion de résine. L'utilisation d'insertions est surtout recommandée pour l'assemblage de construction sandwich et permettent en même temps de sceller la face interne de l'âme afin de limiter l'absorption d'humidité.

2.4.6 Assemblages collés

Les avantages des joints collés par rapport aux joints mécaniques sont les suivants [17]:

- les contraintes sont réparties sur une plus grande surface;
- une meilleure résistance à la fatigue, la flexion et la vibration;
- un poids moindre;
- l'adhésif rend le joint étanche, réduisant du même coup la corrosion galvanique entre différents matériaux;
- l'adhésif s'adapte mieux à des surfaces irrégulières;
- le collage est souvent moins dispendieux et plus rapide.

Les désavantages quant à eux sont les suivants [Ibid]:

- les surfaces de collage doivent être soigneusement préparées;
- une hausse de la température et de la pression peut être requise lors de la polymérisation;
- le temps de séchage peut être relativement long;
- l'inspection d'un joint collé est difficile;
- l'assemblage collé est permanent, empêchant le démontage de la structure;
- les interfaces d'assemblages collés sont continus et offrent moins d'amortissement pour dissiper les vibrations;
- la conception d'un joint collé doit être soigneusement effectuée afin de limiter les concentrations de contraintes près de l'interface.

2.4.6.1 Types de joints

Les différents types de joints, illustrés à la figure 6, sont le joint à recouvrement simple (a), le joint à recouvrement double (b), les collages à une ou deux faces (c), le joint en escalier (d) et celui en biseau (e). Le type de joint le plus couramment utilisé est le joint à recouvrement simple. Ce type de joint crée cependant un décentrage de la charge transférée, faisant subir à l'adhésif des efforts normaux non désirés (pelage). C'est pourquoi on va souvent préférer les joints à recouvrement doubles lesquels minimisent les efforts normaux reliés au décentrage de la charge [17].

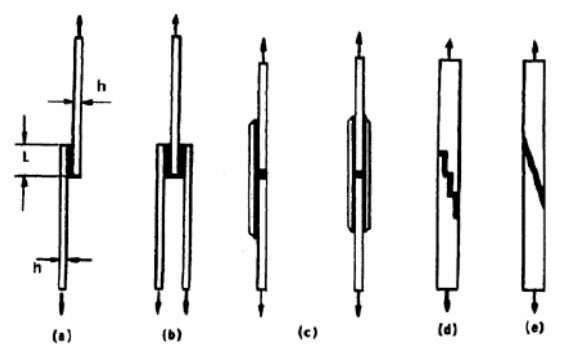


Figure 6 – Types de joints [17]

2.4.6.2 Conception des joints collés

Selon C. Y. Niu [20], tous ces joints devraient être conçus pour minimiser les efforts de pelage. La conception devrait donc être faite de telle sorte que l'adhésif travaillera majoritairement en cisaillement, les sollicitations mécaniques en pelage ou clivage étant à éviter [18]. Toujours selon Niu, plus le rapport entre la distance de chevauchement des pièces et l'épaisseur de l'adhésif augmente, plus le joint pourra supporter un grand chargement. Cette affirmation est corroborée par Mallick [21], comme l'illustre la figure 7, où l'on voit que pour une épaisseur donnée, plus la distance de recouvrement augmente, plus le joint sera fort. Il existe cependant un comportement asymptotique plus le rapport entre la longueur de recouvrement sur l'épaisseur augmente.

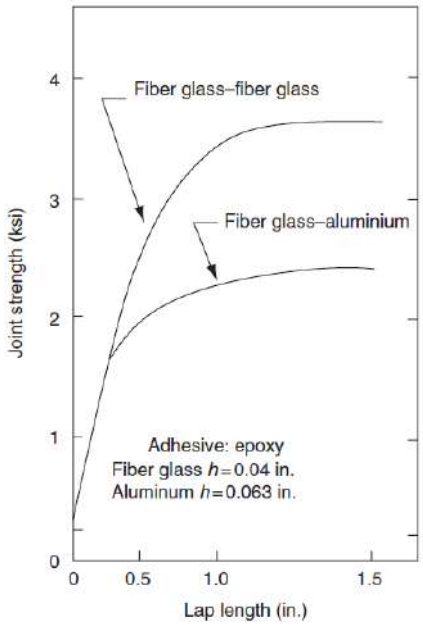


Figure 7 – Influence de la distance de recouvrement des joints sur leur capacité [21]

Dans le cas des joints à recouvrement double, la ductilité de l'adhésif est critiques et donc, l'énergie de déformation en cisaillement est le seul facteur déterminant pour la solidité du joint [18]. Cependant, pour les joints à recouvrement simple, les contraintes de pelage deviennent plus importantes que les contraintes de cisaillement. Il faut alors diminuer le plus possible ces contraintes en augmentant la largeur de recouvrement. [Ibid]

L'épaisseur de la colle a aussi une influence sur la résistance en cisaillement du joint collé. En effet, plus le joint de colle est épais, plus sa résistance en cisaillement diminue. Cet effet est observé lors des tests, qui sont discutés à la section 3.3.

2.4.6.3 Adhésifs d'époxyde [18]

Les adhésifs d'époxyde sont les plus couramment utilisés dans le secteur de l'aéronautique puisqu'ils sont compatibles avec les composites à matrice d'époxyde eux aussi très utilisés. Il existe une grande variété d'adhésifs d'époxyde dont ceux durcissant à chaud, à deux composants, flexibilisés, conducteurs, allégés ou les adhésifs spéciaux. Les adhésifs d'époxyde durcissant à chaud ont de bonnes propriétés mécaniques et doivent durcir dans une période de 20 à 60 minutes à une température de 130 et 180°C. Ils peuvent être utilisés pour le collage de grandes pièces aéronautiques et peuvent aussi durcir en cocuisson, soit en même temps que la matrice des pièces collées. Les adhésifs d'époxyde à deux composants présentent des performances moyennes mais peuvent durcir à température ambiante dans une période de 10 à 20 heures, évitant l'achat d'équipements de cuisson.

2.4.6.4 Préparation de la surface

La préparation de la surface joue un rôle important lors du collage des structures en composites puisqu'elle influence directement la force du joint collé, surtout à long terme [19]. Par exemple, le *Military Handbook of Composites* (MIL-HDBK-17) [8] mentionne que la présence d'à peine 0,2% d'humidité peut réduire la résistance au cisaillement de l'époxy de 80%. La préparation de la surface peut être faite en la ponçant avec un abrasif léger ce qui permet de retirer l'agent démoulant et d'augmenter du même coup la mouillabilité des surfaces en les rendant plus poreuses. Il faut alors prendre soin de nettoyer les joints afin qu'aucune poussière ne soit présente lors du collage. Il est aussi possible d'utiliser un tissu de délaminage (*peel-ply*) appliqué lors de la fabrication, et retiré juste avant le collage laissant ainsi une surface propre et légèrement poreuse pour le collage. Cette méthode est considérée comme étant la meilleure façon de préparer la surface selon le MIL-HDBK-17.

2.5 Calculs de structure

À travers sa circulaire 20-107B, la FAA encourage fortement l'utilisation de calculs analytiques ou de modèles numériques permettant de diminuer les coûts associés aux essais expérimentaux lors de la certification de structures en composites. La modélisation par éléments finis sera utilisée dans le présent projet afin d'effectuer le dimensionnement du fuselage en prédisant la rigidité et la résistance de la structure. Ces modèles seront développés dans le logiciel *ANSYS* ainsi que dans un module complémentaire appelé *ANSYS composite PrepPost* (ACP). La présente section présente les techniques de modélisation qui seront utilisées ainsi que les différents critères de défaillance disponibles pour prédire la résistance du stratifié.

2.5.1 Modélisation

2.5.1.1 Stratifiés et sandwichs

La modélisation des composites peut se faire à l'aide d'éléments 2D ou 3D. Les modèles 2D se prêtent mieux à la modélisation des parois minces puisqu'ils nécessitent beaucoup moins de degrés de liberté pour la même géométrie qu'un modèle 3D. De plus, l'utilisation des éléments 2D facilitent la modélisation des stratifiés ainsi que l'orientation des matériaux. Le logiciel *ANSYS* [22] qui est utilisé dans le présent projet possède un élément 2D linéaire ainsi qu'un élément 2D quadratique permettant la modélisation de composites multicouches. Ces

deux éléments peuvent simuler jusqu'à 250 couches avec des grands déplacements et déformations. De plus, la modélisation des sandwichs est possible et l'effet du cisaillement transversal peut être inclus dans la formulation.

2.5.1.2 Joints des stratifiés

L'utilisation de modèles 3D pour la modélisation des joints serait sans doute la plus précise. Cette façon de procéder peut cependant devenir rapidement très lourde. Castagnetti et Dragoni [23] ont développé un modèle simplifié qui utilise des éléments surfaciques pour modéliser les stratifiés à coller et des éléments solides pour l'adhésif. Les surfaces représentant les stratifiés à coller sont situées à leur plan milieu ce qui créé un jeu entre ces éléments et ceux de l'adhésif, comme schématisé à la figure 8. L'utilisation de relations de cinématique permet de coupler les plaques de stratifié à l'adhésif.

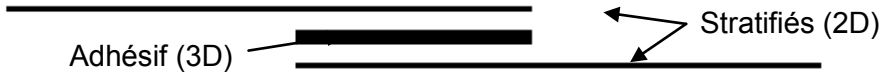


Figure 8 – Modélisation d'un joint à recouvrement simple selon Castagnetti & Dragoni [23]

Selon les auteurs, ce modèle donne des résultats similaires à ceux d'un modèle fait entièrement d'éléments solides. Des analyses ont été faites pour plusieurs variations de géométrie et de matériaux et elles ont été validées avec la littérature.

2.5.1.3 Sous-structuration [22]

L'analyse de joints et d'insertions peut demander beaucoup de ressources informatiques puisqu'elle peut nécessiter l'utilisation d'éléments 3D ainsi qu'un raffinement du maillage pour l'étude des contraintes locales. La sous-structuration consiste à condenser un groupe d'éléments en un seul superélément représenté par une matrice. La résolution se fait pour le modèle réduit et les résultats peuvent ensuite être réintégrés au modèle complet. Cette technique pourrait être utilisée pour remplacer l'avant du fuselage qui ne joue pas un rôle structurel.

2.5.2 Critères de défaillance des stratifiés

La nature fragile des composites ne permet pas l'utilisation de critères d'écoulement classiques comme Von Mises. Il faut donc se tourner vers des critères spécialisés qui permettent de prédire la rupture des stratifiés. Un exercice mondial servant à comparer les

différentes théories de rupture des composites a eu lieu en 2004 [24]. Les forces et les faiblesses des théories ont été exposées à l'aide d'une batterie de tests dans lesquels les critères ont été comparés à des résultats expérimentaux. Selon cette étude, les théories les plus concluantes sont celles de Zinoviev, Cuntze, Puck, Tsai et Bogetti. Au final, il est recommandé d'utiliser les théories de Puck ou Cuntze qui sont très semblables qui sont jumelées avec celle Tsai pour représenter adéquatement l'enveloppe de rupture d'un laminé. Cette section présente les critères de défaillance de Tsai-Wu et de Puck. Cependant, on exposera tout d'abord la théorie des contraintes maximales qui est présentée comme base de référence, malgré le fait que son utilisation n'est pas recommandée pour les structures en composites. Il est important de noter que les critères présentés sont dits de la première rupture puisqu'ils sont utilisés pour prédire la rupture des plis et non, la rupture complète du stratifié.

2.5.2.1 Contraintes maximales [13]

Ce critère utilise les propriétés axiale, transversale et en cisaillement du composite pour déterminer si une de ces composantes peut créer la rupture. Les propriétés axiales sont celles de la où les fibres sont majoritairement orientées. Les propriétés transversales sont quant à elles orientées à 90° par rapport à la direction principale. Trois modes de rupture peuvent se manifester selon l'angle entre le chargement et la direction principale du stratifié. On peut dire qu'il y a défaillance lorsque la contrainte est au-dessus de l'enveloppe présentée à la figure 9 dont la frontière est la suivante :

$$\sigma_{xu} = \min\left(\frac{F_1}{\cos^2\theta} \quad , \quad \frac{F_2}{\sin^2\theta} \quad , \quad \frac{F_6}{\sin\theta\cos\theta} \right) \tag{2.2}$$

où F_1, F_2 et F_6 sont les contraintes maximales du stratifié dans les directions axiale, transversale ainsi qu'en cisaillement dans le plan du stratifié. L'angle entre le chargement et la direction principale du stratifié est quant à lui représenté par la variable θ.

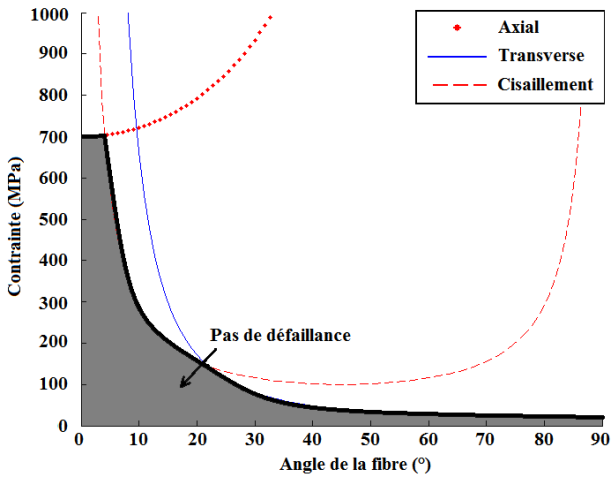


Figure 9 – Enveloppe de défaillance du critère de contrainte maximale [13]

2.5.2.2 Tsai-Wu [25]

Une des lacunes du critère de contraintes maximales est qu'il ne prend pas en compte l'interaction entre les contraintes pouvant mener à la défaillance du stratifié. Le critère de Tsai-Hill a permis de pallier à ce manquement menant plus tard au critère de Tsai-Wu. Ce dernier stipule que la rupture d'un stratifié se produit pour un état plan de contrainte lorsque l'équation suivante est satisfaite pour un cas en deux dimensions :

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_{11}\sigma_1^2 + f_{22}\sigma_2^2 + f_{66}\tau_6^2 + 2f_{12}\sigma_1\sigma_2 \geq 1 \tag{2.3}$$

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{F_{1t}} - \frac{1}{F_{1c}} & f_{11} &= \frac{1}{F_{1t}F_{1c}} & f_{66} &= \frac{1}{F_6^2} \\ f_2 &= \frac{1}{F_{2t}} - \frac{1}{F_{2c}} & f_{22} &= \frac{1}{F_{2t}F_{2c}} & f_{12} &\cong -\frac{1}{2}\sqrt{f_{11}f_{22}} \end{aligned} \tag{2.4}$$

où les indices *t* et *c* signifient les contraintes maximales en tension et en compression. Les indices 1 et 2 représentent quant à eux la direction principale (axe de la fibre) et transverse respectivement pour un pli donné. Le coefficient f_{12} peut être trouvé avec plus de précision au moyen d'un test biaxial mais l'équation précédente représente une bonne approximation puisqu'elle est validée par des résultats expérimentaux. La simplicité de ce critère le rend particulièrement attrayant puisque la rupture des couches du stratifié peut être exprimée à l'intérieur d'une seule équation facile à programmer. Cependant, une des lacunes de ce critère de rupture est qu'il ne fait pas le lien avec les phénomènes physiques en jeu lors de la défaillance. Il ne permet donc pas de connaître quel est le mode de rupture du stratifié et la

nature de l'élément subissant la rupture (fibre, matrice, interface).

2.5.2.3 Puck [26]

Le critère de défaillance de Puck distingue deux modes de rupture principaux, le premier étant la rupture de la fibre (FF) et le deuxième la rupture à l'intérieur de la matrice, appelée rupture inter-fibre (IFF). La rupture de la fibre est créée par un chargement dans l'axe de la fibre et peut être suffisamment bien approximée par le critère de contrainte maximale (comparaison avec les limites en tension et en compression), comme suit :

$$f_{FF} = \frac{\sigma_1}{F_{1t}} \text{ pour } \sigma_1 > 0 \text{ et } f_{FF} = \frac{\sigma_1}{-F_{1c}} \text{ pour } \sigma_1 < 0 \tag{2.5}$$

Une formulation plus complexe permet d'inclure l'effet des chargements transversaux σ_2 et σ_3 lesquels engendrent des efforts axiaux causés par l'effet de Poisson. La rupture inter-fibre est quant à elle causée par la combinaison des chargements transversaux en tension et compression ainsi que le cisaillement transversal. Cette défaillance est bien plus complexe à prédire et peut se produire selon trois modes distincts comme le montre la figure 10.

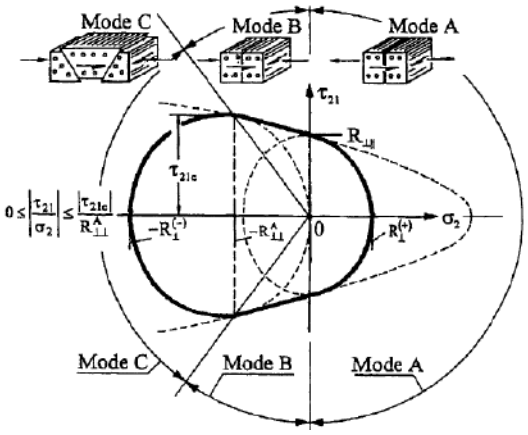


Figure 10 – Enveloppe de défaillance interlaminaire du critère de Puck

La rupture inter-fibre se produit dans un plan bien défini qui est incliné à l'angle θ_{fp} en fonction de la combinaison entre la compression et le cisaillement (voir mode C sur la figure). Le mode A, dominé par la tension et le cisaillement transversal, provoque la rupture dans un plan à 0° tout comme le mode B qui est cependant dominé par le cisaillement transverse avec un peu de compression. La rupture selon les modes A et B engendre une diminution de la rigidité locale du stratifié. Le mode C, quant à lui, provoque une fracture selon un plan dont l'angle varie de 0° à environ 54°, selon la combinaison de cisaillement transversal et de compression. L'inclinaison du plan de rupture vient générer des contraintes à travers

l'épaisseur du stratifié ce qui l'affaiblit significativement.

La théorie de Puck est très complexe et est disponible dans le logiciel *ANSYS Composite PrepPost* [27] (ACP), sous trois formes différentes, soit la forme simplifiée, la forme 2D et la forme 3D. La forme simplifiée permet de calculer les modes A et B tandis que la forme 2D inclut aussi le mode C. La forme 3D permet quant à elle de calculer la délamination du stratifié.

2.5.2.4 Flambement local [27]

Ce critère est utilisé pour les sandwichs et sert à prédire si les peaux subiront des instabilités locales. La contrainte de flambement est représentée dans un système de coordonnées où ξ est dans la direction de la compression, ς est normale au plan du stratifié et η est perpendiculaire aux deux autres axes. La contrainte de flambement n'est pas la même pour les âmes homogènes et les nids-d'abeilles. La contrainte de flambement local (*wrinkling*) σ_w pour les âmes homogènes est représentée par l'équation suivante :

$$\sigma_w = -Q\left(\frac{E_{\xi,F}E_{\varsigma,C}G_{\varsigma\xi,C}}{1-\nu_{\xi\eta,F}\nu_{\eta\xi,F}}\right)^{\frac{1}{3}} \tag{2.6}$$

Les indices *F* et *C* représentent respectivement les valeurs associées à la peau (*face sheet*) et à l'âme (*core*) du sandwich. La valeur théorique de Q est de 0.825 mais il est recommandé d'utiliser 0.5 pour inclure les imperfections dans les peaux. Lorsque le stratifié est soumis à un chargement de compression biaxial, la contrainte de flambement doit être calculée dans les deux axes. L'instablité se produit lorsque l'équation suivante est satisfaite :

$$\frac{\sigma_\xi}{\sigma_{\xi,w}} + \left(\frac{\sigma_\eta}{\sigma_{\eta,w}}\right)^3 \geq 1 \tag{2.7}$$

où σ_ξ est la contrainte de compression la plus critique dans les peaux et σ_η est dans l'autre direction.

2.5.2.5 Défaillance en cisaillement transversal de l'âme de sandwichs [27]

La défaillance des âmes isotropes se produit lorsque les contraintes de cisaillement transverses τ_{13} et τ_{23} sont trop importantes et se produit lorsque l'équation suivante est satisfaite :

$$\frac{\tau_{23}^2 + \tau_{13}^2}{F_6^2} \geq 1 \qquad (2.8)$$

où F_6 et la limite en cisaillement de l'âme de la construction sandwich.

2.6 Essais mécaniques de caractérisation

La méthodologie proposée par l'approche en blocs est de débuter avec des tests simples sur des coupons et des petits éléments structuraux et d'augmenter le niveau de complexité plus le projet avance. Cette façon de procéder, présentée précédemment à la figure 3, permet de diminuer les coûts associés aux tests sur des éléments structuraux plus complexes. De plus, l'approche permet de se familiariser avec les matériaux composites lors des tests plus simples et ainsi bâtir une expérience qui sera utile à chacun des paliers du processus de conception.

Dans un premier temps, les tests (traction, compression, etc.) servant à évaluer les propriétés des matériaux sont effectués à l'aide de coupons. Ces tests doivent tenir compte de la variabilité des procédés de fabrication ainsi que de l'influence de l'environnement et serviront à établir les variables limites de dimensionnement utilisées lors de la conception de la structure. La conception préliminaire ainsi que les analyses qui sont ensuite faites, servent à effectuer un dimensionnement de la structure et à identifier les endroits critiques. Des éléments structuraux peuvent alors être fabriqués avec les procédés évalués lors de la caractérisation, et des tests statiques sont effectués. Ces tests servent principalement à valider les variables de dimensionnement et les modèles par éléments finis en observant la déformée de la structure, les déformations critiques ainsi que les modes de rupture pouvant survenir. La tolérance aux dommages et à la fatigue de la structure doit aussi être évaluée et elle sera discutée dans les sections subséquentes. Lorsque l'élément structurel est validé, il est alors possible de tester un autre élément ou encore de tester une composante plus complexe à l'aide de la même démarche. Ainsi, il est possible de progresser jusqu'au test de

la structure à pleine échelle, lors duquel des modes de rupture complexes imprévus dus entre autres à des chargements en dehors du plan pourront être évalués. Les tests à grande échelle peuvent être faits dans un environnement normal, où l'effet de l'environnement est considéré par une diminution de la déformation admissible ou encore une amplification du chargement.

Les différents tests pourront se faire selon le volume 21 de l'*American Society for Materials* (ASM) sur les composites qui contient beaucoup d'informations quant aux procédures de tests, notamment la planification des tests, la préparation des coupons ainsi que l'acquisition des données. Ce manuel réfère aux normes de l'*American Society for Testing of Materials* (ASTM).

2.6.1 Évaluation des dommages

La preuve de résistance aux dommages d'une structure débute par l'étude des dommages pouvant survenir lors de la fabrication, de l'opération ou de l'entretien de la structure. Cette étude sert à discrétiser les types de dommages en cinq catégories, pour lesquelles elle devra être en mesure continuer à voler pour une certaine période de temps avec une force résiduelle donnée comme démontré à la figure 11.

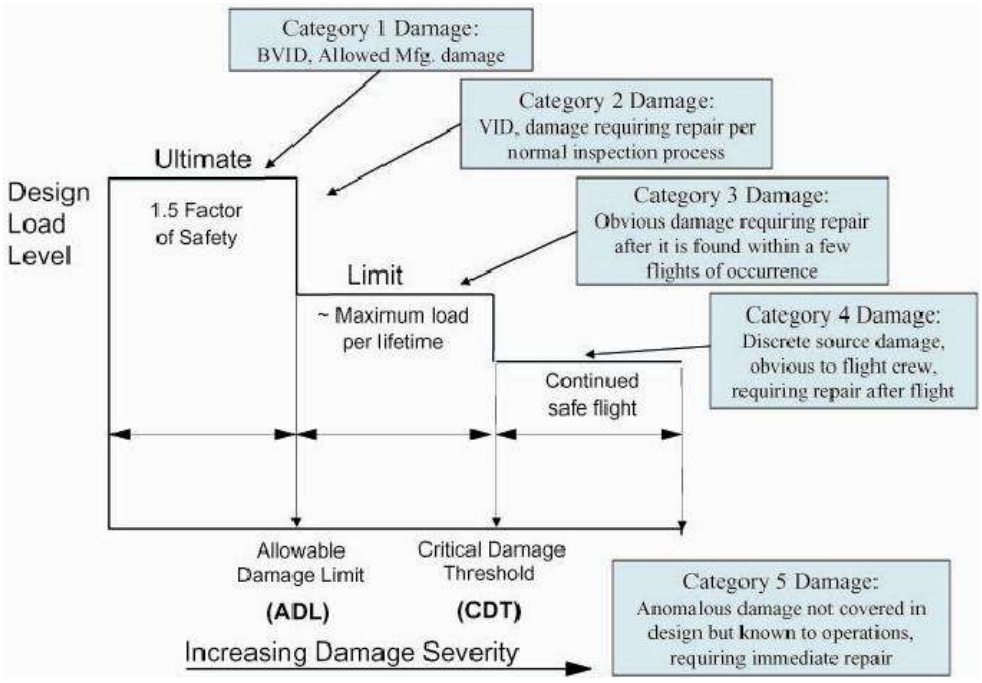


Figure 11 – Catégories de dommages [7]

Selon ce schéma, les dommages peuvent être exprimés ainsi :

Catégorie 1 : Non détectables lors d'inspections planifiées. Ces dommages (porosités, petites délaminations, égratignures, etc.) ne doivent pas empêcher la structure de supporter les chargements ultimes pour toute sa durée de vie.

Catégorie 2 : Détectables lors d'inspections planifiées de façon fiable. Ces dommages ne doivent pas s'accroître. De plus, la structure endommagée doit pouvoir supporter plus que les chargements limites de vol jusqu'à la prochaine inspection où elle devra être réparée.

Catégorie 3 : Dommages évidents qui sont détectables après quelques vols même par du personnel non qualifié comme le pilote. La pièce endommagée peut perdre sa forme, son ajustement ou sa capacité à accomplir sa fonction. La structure doit pouvoir supporter les chargements limites pour quelques vols, après quoi les dommages devraient avoir été détectés puis réparés.

Catégorie 4 : Provenant d'un incident connu (explosion d'un pneu, impact d'oiseau, forte grêle en vol) limitant les manœuvres de vol. La structure doit pouvoir supporter les chargements normaux permettant le retour au sol de l'appareil où elle sera réparée ou changée intégralement avant le prochain vol.

Catégorie 5 : Dommages sévères provenant d'une anomalie en vol ou au sol qui ne sont pas couverts lors de la conception de la structure.

Les tests doivent donc permettre de démontrer la résistance à l'impact de la structure pour des dommages clairement identifiés et des périodes de vol bien définies. La résistance à l'impact peut être améliorée par l'utilisation de matériaux spécialisés comme le Kevlar ou en modifiant l'orientation et la séquence d'un stratifié. En effet, Ibekwe et ses collègues [28] mentionnent qu'un stratifié unidirectionnel, composé de couches de composites orientées à 0°, aura une moins bonne résistance à l'impact qu'un stratifié fait de 0° et 90° alternés. Le stratifié unidirectionnel aura cependant une résistance et une rigidité résiduelle en flambage supérieure, mais uniquement dans une direction particulière.

2.6.2 Fatigue

La certification des structures aéronautiques exige l'évaluation de la résistance en fatigue des structures. Les chargements répétés dégradent les propriétés des matériaux en créant une diminution de la contrainte maximale admissible de ceux-ci. Les composites peuvent avoir différents comportements en fatigue. Par exemple, les fibres de carbone ou de bore ont une

grande rigidité et reprennent la majeure partie du chargement, préservant ainsi la matrice des effets de la fatigue [13]. Leurs propriétés en fatigue sont donc bien meilleures que pour les fibres de verre qui sont moins rigides. L'orientation des fibres d'un stratifié peut aussi avoir une influence sur la résistance à la fatigue. Par exemple, les fibres orientées de façon unidirectionnelle ont de meilleures propriétés en fatigue que les stratifiés à 0 et 90° ou les stratifié contenant du ±45° [Ibid].

Les perçages et les dommages peuvent aussi influencer les propriétés en fatigue des composites, puisque ceux-ci engendrent des concentrations de contrainte et donc, une défaillance locale qui pourrait se propager avec le chargement cyclique. L'effet de la fatigue sur les assemblages collés ou boulonnés doit aussi être considéré et évalué par des tests sur des composantes ou sur un assemblage complet. Au final, dans sa philosophie d'approche en blocs, la FAA recommande d'évaluer la fatigue au niveau du coupon ou des éléments de structure et exige qu'elle soit évaluée pour la structure complète. Ces tests doivent être suffisants afin de bâtir une base statistique fiable et doivent être représentatifs des conditions d'opération dans lesquelles la structure évoluera toute au long de sa vie.

2.6.3 Influence des dommages sur la fatigue

L'interaction entre la fatigue et les dommages est un phénomène critique qui doit être évalué lors des tests de structures en composites, selon l'AC 20-107B [7]. En effet, la répétition des chargements sur une structure endommagée peut aggraver les dommages en les propageant dans la structure. Plusieurs approches sont recommandées par la FAA pour faire face à ce phénomène. Dans un premier temps, il est possible d'utiliser une approche dite de croissance lente, où les dommages sont connus et observés au fur et à mesure qu'ils se développent, puis réparés avant de devenir majeurs. Une autre approche proposée est la croissance de dommages avec arrêt, où les dommages se propagent d'une façon limitée, étant arrêtés par des géométries particulières comme des joints ou des surépaisseurs de matériaux. La dernière approche possible est celle où les dommages ne se propagent tout simplement pas.

Peu importe l'approche choisie, il doit être démontré par des tests que la croissance des dommages sera prévisible tout au long de la vie de l'appareil et n'entraînera pas une chute trop marquée de la résistance de la structure. Ces tests doivent être faits en infligeant des dommages à des endroits critiques de la structure, puis en la chargeant de façon répétée pour un nombre de cycles donné. La force résiduelle de la structure doit ensuite être évaluée

et demeurer au-delà d'un seuil fixe tel que présenté à la figure 11 (ultime, limite, etc.). Des tests pour évaluer les dommages de catégorie 2 seraient par exemple d'infliger des dommages au-delà du seuil de détectabilité puis de charger de façons répétées la structure en simulant l'intervalle de temps correspondant à celui entre deux inspections, où les dommages devraient alors être détectés puis réparés. La force résiduelle avant la réparation devrait être évaluée et demeurer supérieure aux conditions de chargements limites. Les dommages de catégorie 1 devraient être présents pour toute la durée de vie de l'appareil sans diminuer la force résiduelle sous les conditions de chargements ultimes. Quant aux dommages de catégorie 3 et 4, ils devraient être détectés assez rapidement sans avoir le temps de se propager dans la structure. Seule une étude de force résiduelle serait alors nécessaire pour de tels dommages.

2.7 Méthodologie

La méthodologie de recherche utilisée pour effectuer la conception du fuselage du SA-160 est basée sur les informations recueillies dans l'état de l'art. Il a d'abord été possible de constater que les organismes de réglementation américains, la *Federal Aviation Administration* (FAA) et le *Department of Defense* (DoD), portent une grande attention sur la variabilité des propriétés des matériaux ainsi que leur sensibilité à l'environnement ambiant et à la fatigue ([7] et [8]). Par exemple, ces organismes recommandent de tester un grand nombre d'échantillons dans différentes conditions environnementales afin de connaître la distribution statistique de chacune des propriétés nécessaires à la conception.

La première phase du projet consistera à fabriquer des échantillons pour les tests de caractérisation. Le procédé de fabrication utilisé doit être représentatif de celui qui servira lors de la fabrication du fuselage. Les discussions menées avec le client et ses techniciens ont permis de déterminer que la peau du fuselage sera fabriquée par infusion au moyen d'une résine spécialisée qui requiert une cuisson à 80°C. Cette cuisson permettra notamment aux composites d'avoir une température de transition vitreuse relativement élevée et donc, de bonnes propriétés mécaniques sur une grande plage de température. Des plaques seront donc fabriquées chez Aviatech et des coupons seront découpés afin de procéder aux tests de caractérisation à l'Université de Sherbrooke.

La seconde phase consistera donc à obtenir les propriétés des matériaux et plus précisément, les propriétés minimales que ceux-ci peuvent avoir lorsque soumis à des environnements défavorables. Les coupons fabriqués sont alors testés dans des conditions

de température et d'humidité ambiantes. Les propriétés obtenues seront ensuite comparées à celles des échantillons fabriquées à l'Université de Sherbrooke par les étudiants du projet Aile-Batros. Ce procédé permettra, entre autres, de voir l'effet de la fabrication dans des milieux complètement différents et par des gens ayant des expériences différentes. Les propriétés ainsi obtenues auront une plus grande dispersion (plus grand écart type), et donc les valeurs de conception seront plus pessimistes pour les propriétés mécaniques.

L'effet de l'environnement sur les propriétés ne sera pas testé puisqu'il nécessite des installations plus complexes mais il sera inclus au moyen d'une analogie faite à partir de la littérature, notamment du *Military Handbook of Composites* [8]. Ainsi, s'il est démontré qu'une propriété peut réduire de moitié dans un environnement extrême, la valeur de conception concernée sera elle aussi réduite de moitié. L'effet du vieillissement et de la fatigue sera quant à lui simulé par un facteur d'amplification appliqué au chargement. Ce facteur est tiré d'un document de la FAA [16] dans lequel des facteurs d'amplification sont calculés statistiquement afin de réduire le temps d'essais de fatigue.

La dernière phase du projet est la conception et le dimensionnement de la peau en composites. Des modifications géométriques seront apportées afin de répondre aux besoins du client et simplifier la fabrication et la modélisation du fuselage. Des simulations dans *ANSYS* et *ACP* seront faites pour dimensionner le fuselage et obtenir la disposition finale des couches de composites. Les propriétés précédemment obtenues seront donc utilisées avec les facteurs de réduction permettant de tenir en compte les effets de l'environnement. Les chargements appliqués seront les mêmes que pour la certification du SA-160 avec de légères modifications pour compenser l'effet des changements apportés.

La suite du projet sera réalisée par Aviatech et consiste à certifier la structure en la fabricant et en procédant à des tests à grande échelle. Les déformations, les déplacements ainsi que les modes de rupture pourront être comparés au modèle d'éléments finis généré dans le cadre de ce projet de recherche.

3 MATÉRIAUX

3.1 Choix des matériaux

Les principaux critères de sélection des matériaux sont de minimiser le poids et les coûts des matériaux et de production des pièces et des assemblages. Ces procédés doivent idéalement être maîtrisés par le personnel d'Aviatech, afin de tirer profit des connaissances techniques du personnel et de minimiser les installations supplémentaires requises. De plus, les matériaux doivent avoir de bonnes propriétés mécaniques afin de pouvoir remplir le rôle structural qui leur sera confié. Un autre critère influant dans le choix des matériaux est de minimiser la quantité de matériel devant être conservés chez Aviatech pour une production donnée. C'est pourquoi la sélection des matériaux s'est faite de concert avec le projet Aile-Batros[1] afin que l'aile et le fuselage puissent être bâtis au moyen des mêmes matériaux. Les matériaux sélectionnés sont présentés ci-après et leurs fiches techniques sont présentées à l'ANNEXE A.

3.1.1 Renforts

Deux types de renforts ont été sélectionnés pour la conception du fuselage en fonction des critères énumérés précédemment. Ces renforts sont des tissés bidirectionnels en fibres de verre et de carbone. Les deux tissus sont tous deux produits chez l'entreprise JB Martin. La proportion de fibres dans le sens de la chaîne (*warp*) et de la trame (*weft*) est le même pour la fibre de carbone et sensiblement le même dans le cas de la fibre de verre (52/48). Ce choix de tissus est corroboré par l'étude de marché réalisée sur le DA-40 à la section 2.2 dont le fuselage est fait de matériaux similaires.

Le tissus de verre est le TG-09-P qui est composé d'une fibre de type E (*E-Glass*) et a un poids surfacique de 8.9 oz/vg² (300 g/m²). Ce matériau est déjà en utilisation chez Aviatech et possède une bonne maniabilité lorsque vient le temps de procéder au drapage. C'est

[1] Le projet Aile-Batros a été réalisé par un groupe d'étudiants de la 53e promotion au baccalauréat en génie mécanique de l'Université de Sherbrooke. Le projet s'échelonnait de septembre 2009 à décembre 2011 et consistait à concevoir et fabriquer une aile en composite pour le SA-160.

vraisemblablement ce matériau qui sera utilisé dans les régions qui sont soumises à des efforts modérés ce qui permettra d'effectuer des économies sur les coûts de production.

Le tissu de carbone choisi est le TC-06-P et a un poids surfacique de 5.7 oz/vg² (192 g/m²). Ce tissu est très léger tout en possédant de bonnes propriétés mécaniques ce qui permettra de réaliser une économie de poids au niveau de la structure primaire. Le principal inconvénient de ce tissu est sa vulnérabilité aux impacts mais les endroits où il sont utilisés ne sont pas des zones critiques d'impact de par la géométrie du fuselage.

3.1.2 Matrice

La résine présentement utilisée chez Aviatech est la Miapoxy-100 qui est une résine pour le mouillage en place (*wet lay-up*). Malgré sa grande viscosité (800 mPa.s), cette résine est aussi utilisée pour réaliser des pièces par infusion de dimensions moyennes puisqu'elle est beaucoup moins coûteuse que des résines conçues pour l'infusion. Cependant, contrairement aux produits fabriqués chez Aviatech avec la Miapoxy, les pièces du fuselage et de l'aile ont un rôle de structure primaire et de bien plus grandes dimensions. La résine Epolam 5015 a donc été proposée pour remplacer la Miapoxy puisqu'elle est plus fluide pour l'infusion (225 mPa.s) et pourrait avoir de meilleures propriétés mécaniques.

Des tests sont donc faits afin de comparer les deux résines et déterminer laquelle serait la plus adéquate pour la conception du fuselage. Le tableau 4 montre la comparaison de différentes propriétés des deux résines, obtenues à partir de tests normés (ASTM) ou de données des manufacturiers.

Tableau 4 – Comparaison entre les résines Miapoxy 100 et Epolam 5015

		Miapoxy 100	Epolam 5015
Densité spécifique	ASTM D792	1.71	1.76
Volume de fibres	ASTM D3171	55.0%	55.9%
Contenu de vide	ASTM D3171	7.0%	5.1%
Module de compression (KSI)	ASTM D3171	1 224	1 308
Limite en compression (KSI)	ASTM D3410	74.8	91.1
Module en tension ±45° (KSI)	-	11 507	13 367
Viscosité (mPa.s)	Manufacturier	800	225
Cuisson	Manufacturier	7 j. @ 25°C	24 h. @ 20° C et 16 h. @ 80°C
Temp. d'opération max (°C)	Manufacturier	53.3	82.0

Au niveau des propriétés mécaniques, les propriétés en compression et en cisaillement sont testées puisqu'elles sont des propriétés dominées par la résine (chapitre 2.2.8, MIL-HDBK-

17-1F [8]). Les tests de cisaillement effectués pour la sélection des résines ne sont pas faits selon des normes, et ne consistent qu'à tirer sur des échantillons d'un stratifié dont la fibre est orientée à ±45°. Le module de tension de ces échantillons est comparé mais les propriétés de cisaillement ne sont pas calculées en tant que telles, puisqu'il faudrait installer des jauges de déformation dans l'axe transverse (voir section 3.2.2).

La résine Epolam semble avoir de meilleures propriétés globales, mis à part du fait que les échantillons testés présentent une densité légèrement plus grande. En effet, la résine Miapoxy a des propriétés mécaniques légèrement inférieures et en plus, elle a une température d'opération inférieure de près de 30°C. Le niveau de vide généré par la résine Epolam est aussi inférieur à celui de la résine Miapoxy ce qui est peut-être causé par sa plus grande fluidité. Cette grande fluidité est aussi un atout pour le procédé de fabrication par infusion. La fabrication au moyen de la résine Epolam est par ailleurs plus rapide puisqu'elle ne nécessite que 2 jours de cuisson comparativement à 7 pour la Miapoxy. Cette cuisson se fait cependant à température plus élevée ce qui nécessite des installations supplémentaires. La cuisson à haute température permet aussi d'atteindre une température d'opération maximale plus élevée pour l'Epolam (transition vitreuse) que pour la Miapoxy.

3.1.3 Âmes

L'âme qui sera utilisée pour les constructions sandwich est la mousse rigide Divinycell HT-61 de Diab qui fait partie de la gamme de produits aérospatiaux. Cette mousse est de grade aérospatial et peut être facilement thermoformée. Elle possède aussi de bonnes propriétés mécaniques tout en ayant une faible masse volumique. Certains points de fixation des systèmes se font à des endroits où se retrouve une structure sandwich (voir section 4.4.2). Une âme d'une plus grande densité ayant de meilleures propriétés mécaniques est alors utilisée dans ces régions afin de reprendre les efforts des systèmes boulonnés et de les redistribuer aux composites adjacents. Le matériau choisi pour remplir ce besoin est un plastique laminé en phénolique nommé X-Paper qui est distribué par le groupe Polyalto. Le tableau 5 présente quelques-unes des propriétés de ces matériaux dont certaines propriétés mécaniques.

Tableau 5 – Propriétés des âmes

	HT-61	X-Paper
Densité spécifique	0.065	1.36
Module de tension (KSI)	10.9	1 800
Module de cisaillement (KSI)	2.9	676.7 (υ=0.33)
Limite en tension (PSI)	261.1	16 000
Limite en compression (PSI)	145.0	19 000
Limite en cisaillement (PSI)	130.5	12 000

Il est possible de noter que l'âme en phénolique est beaucoup plus dense que la mousse rigide. C'est pour cette raison qu'elle n'est utilisée que dans des endroits stratégiques, soit au niveau des joints structuraux entre la peau du fuselage, le châssis et les systèmes de l'empennage.

3.1.4 Colle

Aviatech a imposé le principal critère de sélection de la colle en exigeant qu'elle ait une limite en cisaillement minimale de 2 000 PSI. Le choix s'est arrêté sur la colle pour application aérospatiale Hysol EA 9359.3 de la compagnie Henkel. Cette colle est faite de deux parties devant être mélangées lors du collage et elle durcit à la température de la pièce. Elle contient des microbilles de verre de 5 millièmes de pouces qui permettent d'obtenir une épaisseur minimales de colle dans le joint lors du serrage. Sa limite en cisaillement a été trouvée par le test ASTM D1002. Elle est de 4 500 PSI à la température de la pièce et de 2 000 PSI à 82°C. Sa résistance au pelage est de 60 lbf/po et elle a été déterminée par le manufacturier au moyen du test de pelage ASTM D1876.

3.2 Caractérisation des composites

La caractérisation sert à déterminer les propriétés des matériaux qui seront utilisées comme paramètres d'entrée pour la conception du fuselage. Le tableau 6 présente les tests qui sont effectués afin de déterminer ces propriétés.

Tableau 6 – Tests effectués sur les composites

Composite (fibre)	Stratifié	Test	Propriétés obtenues
Verre	$[0]_8$	ASTM D3039	Module et limite en tension
Verre	$[45]_8$	ASTM D3518	Module et limite en cisaillement
Carbone	$[0]_{12}$	ASTM D3039	Module et limite en tension
Carbone	$[45]_{12}$	ASTM D3518	Module et limite en cisaillement

Comme les deux tissus choisis sont bidirectionnels, il est supposé que les propriétés sont les mêmes dans les deux directions principales. Les installations utilisées pour la caractérisation ne permettent cependant pas de caractériser les matériaux en compression, ces propriétés seront donc déduites des valeurs en tension et de la littérature, tout comme les coefficients de Poisson.

3.2.1 Échantillons

Contrairement aux métaux, les propriétés des composites ne peuvent pas être certifiées par les fournisseurs puisque les procédés et les conditions de fabrication peuvent grandement varier d'un atelier à un autre. Chaque test est donc fait sur un lot de sept échantillons ayant été fabriqué à Trois-Rivières dans les installations d'Aviatech ainsi que sur un lot fabriqué à l'Université de Sherbrooke par l'équipe d'Aile-Batros lequel comporte aussi sept échantillons.

Deux lots de plaques ayant les stratifiés mentionnés dans le tableau 6 sont donc fabriqués par infusion (voir section 5.1), de façon à reproduire le plus fidèlement possible le procédé qui sera utilisé pour la fabrication du fuselage. Les plaques sont ensuite découpées au jet d'eau afin d'obtenir les sept coupons qui serviront à déterminer les propriétés mécaniques. La figure 12 montre le montage réalisé pour la fabrication d'une des plaques de test ainsi qu'un exemple de gabarit de découpe permettant d'obtenir des échantillons avec les orientations désirées, soit à 0° et 45°. Les échantillons coupés à 0° et 90° sont considérés équivalent puisque les tissus possèdent approximativement la même quantité de fibres orientées dans les deux directions, soit 50/50 pour la fibre de carbone et 52/48 pour la fibre de verre (voir ANNEXE A).

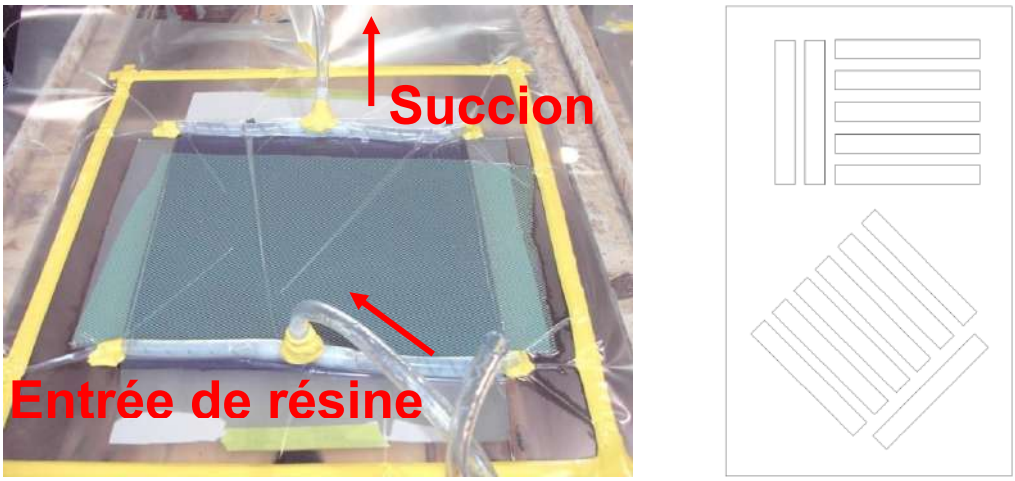


Figure 12 – Montage pour la fabrication d'une plaque (gauche) et gabarit de découpe (droite)

Une fois l'infusion de résine effectuée, la plaque repose à température de la pièce pendant

24 heures. La figure 13 montre la variation de la température et de l'humidité relative lors de la période de repos de deux plaques fabriquées en mars 2011 dans le hangar d'Aviatech.

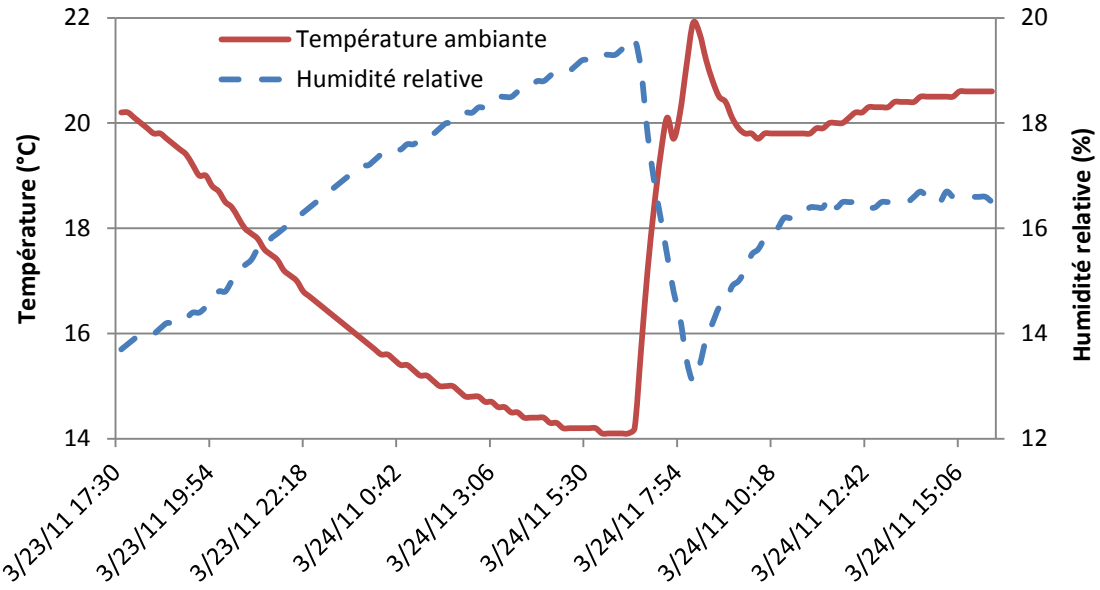


Figure 13 – Variation de l'humidité relative et de la température ambiante dans le hangar d'Aviatech

Il est possible de constater que la température n'est pas constante dans les installations d'Aviatech lors du repos de 24 heures de la plaque. On note en effet une chute de la température du hangar au courant de la nuit jusqu'à un minimum de 14°C. Le système de chauffage se remet en marche vers 7h00 le matin et maintient la température autour de 20°C jusqu'à la fin du quart de travail à 17h00 où elle recommence à chuter jusqu'au matin suivant. L'humidité varie aussi au courant de la nuit où elle augmente progressivement jusqu'à près de 20% et diminue une fois le système de chauffage du hangar activé.

Le système de chauffage des plaques est activé après la période de repos afin de maintenir la température à 80°C pendant 16 heures ce qui permettra à la résine de terminer sa polymérisation et augmentera sa température de transition vitreuse à 82°C (voir section 3.1.2). La figure 14 montre la variation de la température durant la cuisson des deux plaques.

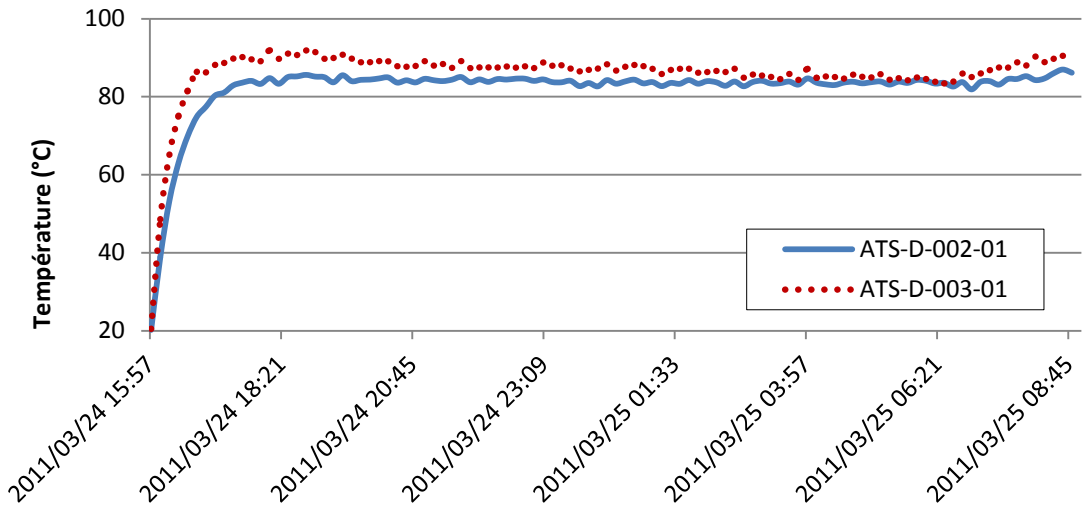


Figure 14 – Exemple de cuisson de deux plaques dans le hangar d'Aviatech

Il faut environ une heure aux plaques pour atteindre le seuil minimal de 80°C. Une température située entre 80 et 90°C est alors maintenue pendant 16 heures. Le système de chauffage est ensuite arrêté et les plaques sont démoulées et envoyées à la découpe à l'eau. Les échantillons sont ensuite séchés pour éviter que la présence d'humidité vienne influencer les résultats des tests.

3.2.2 Tests

3.2.2.1 Densité

La densité des composites est obtenue par la norme ASTM D792 où l'échantillon est pesé dans l'air et dans l'eau. Son volume est évalué au moyen de la poussée d'Archimède. La densité de l'échantillon peut donc être calculée au moyen de l'équation suivante.

$$\rho_c = \frac{M_{air}}{M_{air} - M_{eau}} \rho_{eau} \qquad (3.1)$$

Où M_{air} et M_{eau} sont les masses des échantillons, mesurées dans l'air et dans l'eau respectivement. ρ_{eau} est la densité de l'eau en fonction de sa température lors de la mesure.

3.2.2.2 Fraction de fibre

La fraction de fibre est évaluée au moyen de la norme ASTM D3171, en procédant au test de digestion de la matrice. Ce test consiste à peser un échantillon de composite et de le placer dans un four afin de désintégrer la matrice et de peser ensuite la fibre qui reste. La fraction

massique de renfort est donnée par l'équation suivante.

$$W_r = \frac{M_r}{M_i} \tag{3.2}$$

Où M_r est la masse de la fibre seule et M_i la masse initiale de l'échantillon. La fraction volumique est ensuite trouvée avec le ratio des masses volumiques, comme suit.

$$V_r = W_r \frac{\rho_c}{\rho_r} \tag{3.3}$$

Avec la densité du composite ρ_c trouvée par la poussée d'Archimède. Les valeurs de la densité ρ_r de la fibre sont respectivement de 0.057 [29] et de 0.090 lbm/in³ [30] pour ce carbone le verre.

3.2.2.3 Traction

Les propriétés en tension sont trouvées au moyen de tests de traction qui sont faits selon la norme ASTM D3039. Ces tests consistent à placer des coupons faits d'un empilement de couches disposées de façon longitudinale dans une machine de traction. La population de test est constituée de 7 échantillons fabriqués dans les ateliers d'Aviatech et 7 fabriqués à l'Université de Sherbrooke. Les échantillons sont tendus avec une vitesse d'avance de 0.05 po/min (2 mm/min). La figure 15 montre un exemple de courbe contrainte-déformation pour l'échantillon ATS-PCT-005.

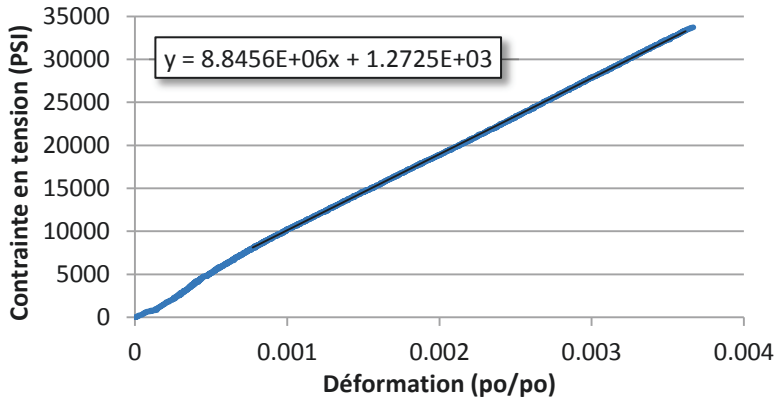


Figure 15 – Test en tension d'un échantillon de fibres de carbone

La déformation de l'échantillon est calculée à partir d'un extensomètre dont l'ouverture initiale est de 0.9842 po (25.0 mm). La courbe présentée ne montre pas la totalité du test, puisque que l'extensomètre doit être retiré avant la rupture de l'échantillon. La contrainte est calculée

en divisant la charge obtenue avec la cellule de charge par l'aire initiale de section de l'échantillon. Le module d'élasticité en tension correspond à la pente de la courbe contrainte-déformation qui est de 8.84 MSI dans le cas illustré sur la figure précédente. Il est supposé que les composites utilisés ont un comportement fragile en tension. Les limites élastique et ultime sont donc les mêmes et correspondent à la contrainte maximale obtenue lors du test.

3.2.2.4 Cisaillement

Les tests servant à déterminer les propriétés de cisaillement des composites sont quant à eux basés sur le norme ASTM D3518. Des échantillons dont la fibre est orientée à ±45° sont soumis à des tests de traction selon la norme ASTM D3039. La population de test est constituée de 7 échantillons fabriqués dans les ateliers d'Aviatech et 7 fabriqués à l'Université de Sherbrooke. La contrainte et la déformation sont calculées en tout temps au moyen des équations suivantes

$$\tau_{12i} = \frac{P_i}{2A} \tag{3.4}$$

$$\gamma_{12i} = \epsilon_{xi} - \epsilon_{yi} \tag{3.5}$$

Où P_i est la charge au temps i, A est l'aire initiale de section, et ϵ_{xi} et ϵ_{yi} sont les déformations longitudinale et transverse respectivement. La déformation longitudinale est captée au moyen d'un extensomètre comme lors du test de traction et une jauge de déformation est utilisée pour la mesure transverse. La figure 16 présente la courbe contrainte-déformation du test de traction réalisé sur l'échantillon ATS-PCS-007, dans le but d'en déduire les propriétés de cisaillement.

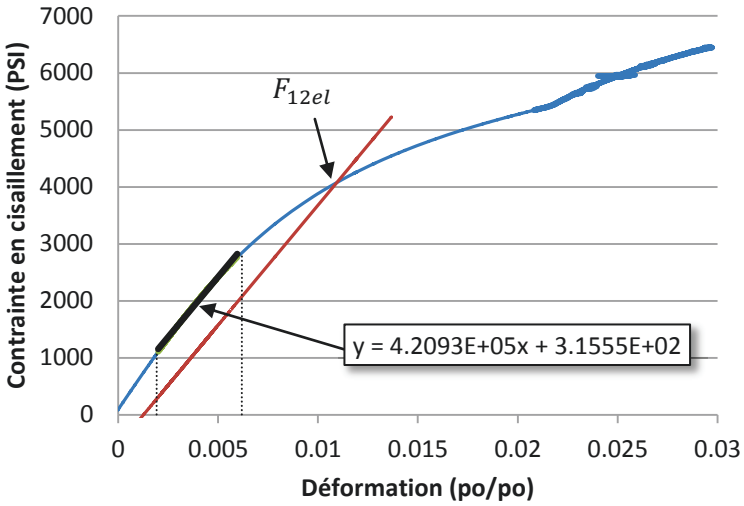


Figure 16 – Test en cisaillement d'un échantillon de fibres de carbone

Il est possible de voir que le comportement en cisaillement des composites est non-linéaire, et il faut donc déterminer les limites élastique et ultime. Une analogie avec la limite d'élasticité en traction est donc utilisée pour définir la limite élastique en cisaillement. En effet, on déterminera donc la limite élastique de cisaillement comme étant la valeur de contrainte qui laisse 0.2% de déformation plastique une fois relâchée. La limite ultime de cisaillement correspond quant à elle à la contrainte lors de la rupture de l'échantillon. Le module est quant à lui calculé à partir de la méthodologie spécifiées dans le test standard de cisaillement ASTM D3518. Cette méthode mentionne que pour des matériaux au comportement non-linéaire, le module peut être pris en calculant la pente entre une droite reliant les points à 2000 et 6000 microdéformations, ce qui correspond à 4 209 KSI dans l'exemple de la figure précédente.

3.2.3 Propriétés obtenues

Les propriétés génériques des composites sont données dans le tableau 7.

Tableau 7 – Propriétés moyennes des composites

	TC-06-P / Epolam 5015 (Carbone)	TG-09-P / Epolam 5015 (Verre)
Densité (lbm/po³)	0.057	0.064
Fraction volumique de fibre	59.8%	54.2%
Épaisseur par pli (po)	0.0083	0.0091

La densité et la fraction volumique de fibre sont calculées au moyen des équations montrées précédemment tandis que l'épaisseur d'un pli est obtenue à partir de la moyenne pour tous les échantillons testés (14 au total).

Les procédés de fabrication des composites possèdent un certain niveau de variabilité et il est supposé que les propriétés sont réparties selon une distribution normale. La valeur choisie correspondra donc à la valeur moyenne des tests à laquelle seront soustraits deux écart-types. Ces valeurs de conception correspondent alors à un seuil minimal qui devrait être surpassé 97.5% du temps au moyen du procédé décrit. La variabilité est d'autant plus significative puisque deux lots d'échantillons ont été fabriqués dans des conditions très différentes, soit le hangar d'Aviatech et le laboratoire de l'Université de Sherbrooke. La figure 17 schématise le seuil minimal qui sera obtenu en soustrayant deux écart-types à la valeur moyenne obtenue.

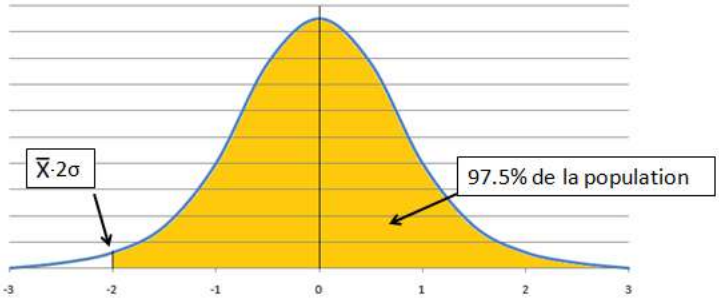


Figure 17 – Seuil minimal des propriétés

Dans le cas des structures faites principalement d'un matériau, le seuil maximal peut aussi être intéressant à trouver dans le cas des modules puisque la contrainte est proportionnelle au module. Les modules maximal et minimal sont donc tous deux trouvés afin d'évaluer leur influence sur la contrainte et les critères de rupture. Le tableau 8 montre les propriétés structurales du composite fait avec la fibre de carbone.

Tableau 8 – Propriétés structurales du composite carbone/époxyde (TC-06-P / Epo 5015)

	E (MSI)	G (MSI)	ν -	F_t (KSI)	F_c (KSI)	F_{12ult} (KSI)	F_{12el} (KSI)
Moyenne ($\bar{x}$)	8.72	0.434	-	116.54	-	12.89	4.27
Écart type (σ)	0.56	0.017	-	9.06	-	1.41	0.18
Coeff. variation ($\bar{x}/\sigma$)	6.4%	3.8%	-	7.8%	-	10.9%	4.3%
Seuil minimal	7.61	0.401	0.059	98.42	-85.33	10.08	3.90
Seuil maximal	9.83	0.467		-	-	-	-

Les valeurs de tension et de cisaillement sont obtenues au moyen des tests discutés précédemment tandis que le coefficient de Poisson et la limite en compression sont obtenus par comparaison avec le *T300 3k/EA 9396 8-harness satin weave fabric* (MIL-HDBK-17-2F [8], p.4-208 à 4-211). Sa valeur moyenne de coefficient de Poisson est utilisée tandis que le rapport entre sa limite en compression et en tension est utilisée pour déduire la limite en

compression du composite. Ce rapport a une valeur de 0.867 ce qui permet de calculer une limite en compression équivalente telle que présentée dans le tableau précédent. Le tableau 9 montre quant à lui les propriétés du composite fait avec la fibre de verre.

Tableau 9 – Propriétés structurales du composite verre/époxyde (TG-09-P / Epo 5015)

	E (MSI)	G (MSI)	ν -	F_t (KSI)	F_c (KSI)	F_{12ult} (KSI)	F_{12el} (KSI)
Moyenne	3.60	0.419	-	73.71	-	12.76	4.16
Écart type	0.33	0.013	-	3.53	-	1.46	0.16
Coeff. variation	9.1%	3.0%	-	4.8%	-	11.5%	3.7%
Seuil minimal	2.95	0.394	0.115	66.65	-63.85	9.84	3.85
Seuil maximal	4.26	0.445		-	-	-	-

Le coefficient de Poisson et la résistance à la compression sont déduits de la même façon que pour le composite de carbone mais le point de comparaison est le *E-Glass 7781/EA 9396 8-harness satin weave* (MIL-HDBK-17-2F [8], p.6-41 à 6-44). Un facteur de 0.958 est obtenu à partir du ratio entre la limite en compression mesurée de 49.6 KSI et celle en tension de 51.8 KSI.

Il est plutôt intéressant de constater que les valeurs des modules et les limites de cisaillement sont pratiquement identiques pour les deux composites. Il peut donc être affirmé avec certitude que le cisaillement est une propriété dominée par la matrice ce qui valide en quelque sorte le processus de sélection de la résine basé entre autres sur les propriétés de cisaillement.

3.2.4 Valeurs de conception

Les valeurs de conception ne seront pas les seuils minimaux obtenus précédemment. En effet, il a été démontré que l'environnement (température et humidité) peut grandement influencer les propriétés des composites. L'étude bibliographique a permis de déterminer à quel point l'environnement pouvait affecter les propriétés des matériaux. Les propriétés des matériaux seront donc abaissées par des facteurs de réduction tirés des diverses références littéraires. Le tableau 10 montre les facteurs trouvés pour les deux matériaux, pour chacune des propriétés.

Tableau 10 – Facteur de réduction sur les propriétés des matériaux ([8] et [15])

	E	G	F_t	F_c	F_{12}	E
TC-06-P / Epo 5015 (Carbone/Époxy)	1.176	1.170	1.000	1.063	1.297	1.219
TG-09-P / Epo 5015 (Verre/Époxy)	1.140	1.547	1.000	3.159	2.362	2.130

Ces facteurs sont principalement tirés du MIL-DBK-17-2F [8], et sont discutés à la section 2.3.4.1. Seul le facteur de réduction de la limite en cisaillement du composite verre époxy provient de l'étude [15]. Aucun facteur de pénalité pour le module de tension de la fibre de carbone n'a été trouvé. Une valeur de 85% est donc supposée en se basant sur le facteur pour le module de cisaillement du carbone et du module de tension du verre. Le tableau 11 montre les valeurs de conception résultantes.

Tableau 11 – Valeurs de conception

	E_{min} (MSI)	E_{max} (MSI)	G_{min} (MSI)	G_{max} (MSI)	ν -	F_t (KSI)	F_c (KSI)	F_{12ult} (KSI)	F_{12el} (KSI)
TC-06-P / Epo 5015	6.46	8.35	0.34	0.40	0.06	92.60	-65.80	8.26	3.20
TG-09-P / Epo 5015	2.59	3.74	0.25	0.29	0.12	21.10	-27.03	4.62	1.81

Ces valeurs correspondent donc aux moyennes auxquelles sont soustraits deux écarts types, le tout multiplié par un facteur de pénalité. Les valeurs de conception des âmes sont directement tirées des fiches techniques des manufacturiers et présentées à l'ANNEXE A.

3.3 Caractérisation des propriétés de l'adhésif

Le procédé de fabrication de la structure consiste à fabriquer la coque en deux sections et à les assembler ensemble au moyen du collage (voir section 5.2). Il a été déterminé en accord avec le client que les joints collés seront aussi rivetés à intervalles réguliers afin d'assurer une certaines pression sur le joint lors de l'assemblage. La procédure utilisée pour modéliser le fuselage et faire son dimensionnent ne permet pas de déterminer directement les contraintes dans ce joint collé. Cependant, les forces de réactions dans les joints peuvent être retrouvées et traduites en contraintes équivalents de cisaillement et de pelage. Ces valeurs sont ensuite comparées à la résistance de la colle pour voir si l'assemblage résiste aux chargements. Différents paramètres peuvent affecter la qualité d'un joint collé comme la préparation de la surface ou l'épaisseur du joint d'adhésif. Le procédé d'assemblage collé et riveté ne permet pas un serrage uniforme le long du joint. Il est donc important de déterminer quel est l'impact de l'inégalité de l'épaisseur de colle. Pour ce faire, des plaques en fibre de verre sont collées ensemble en appliquant de la colle le long d'une des deux plaques et en rivetant le tout à un intervalle de 24 pouces. La figure 12 montre l'assemblage de plaques collées avec des rivets à 24 pouces d'intervalle.

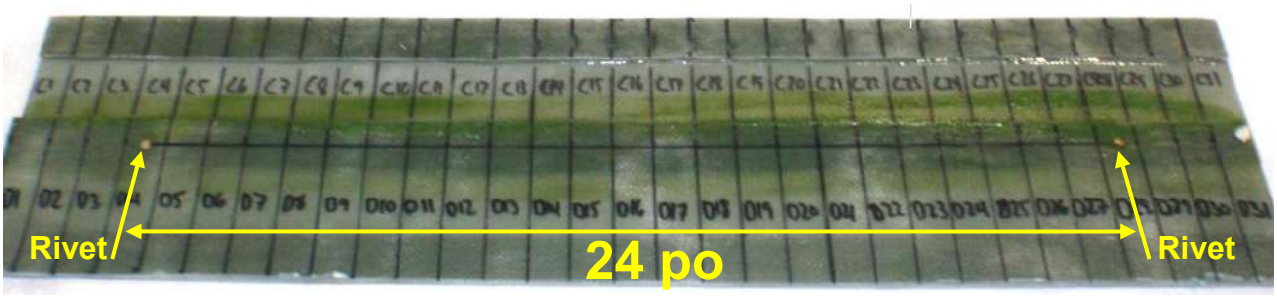


Figure 18 – Plaques collées et rivetées

Des échantillons d'un pouce de large sont ensuite découpés dans l'assemblage collé afin d'évaluer la distribution des propriétés de la colle le long du joint. Les côtés des échantillons sont sablés afin de réduire les inégalités causées par les traits de scie. L'épaisseur de colle de chacun des échantillons est mesurée en quatre points au microscope optique. La figure 19 montre un exemple de mesure d'un des échantillons.

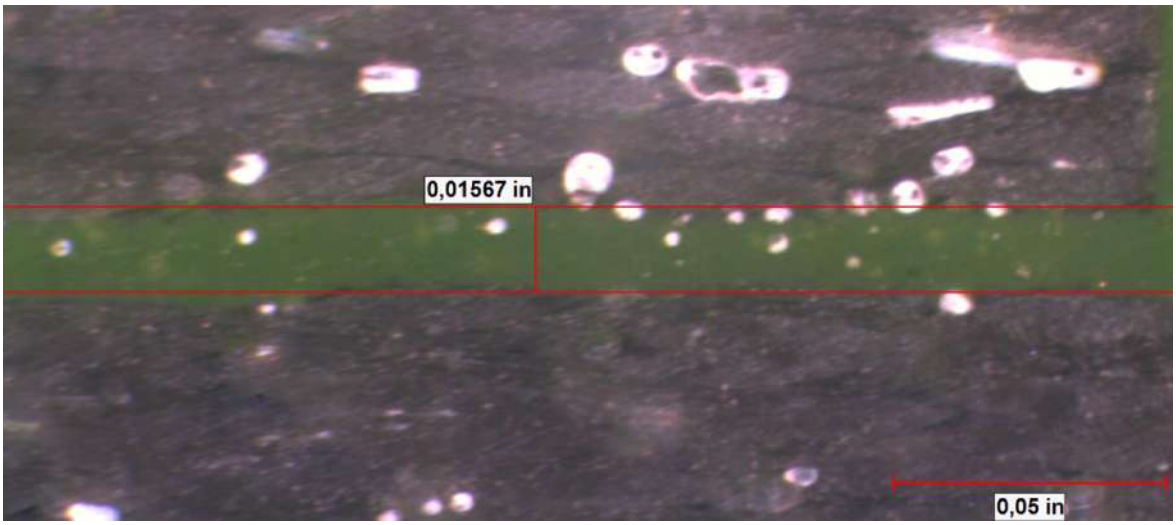


Figure 19 – Exemple de la mesure de l'épaisseur du joint au microscope optique (échantillon #6)

La moyenne des épaisseurs est ensuite faites, il est alors possible de caractériser la distribution de l'épaisseur du joint collé selon la position de l'échantillon comme le montre la figure 20.

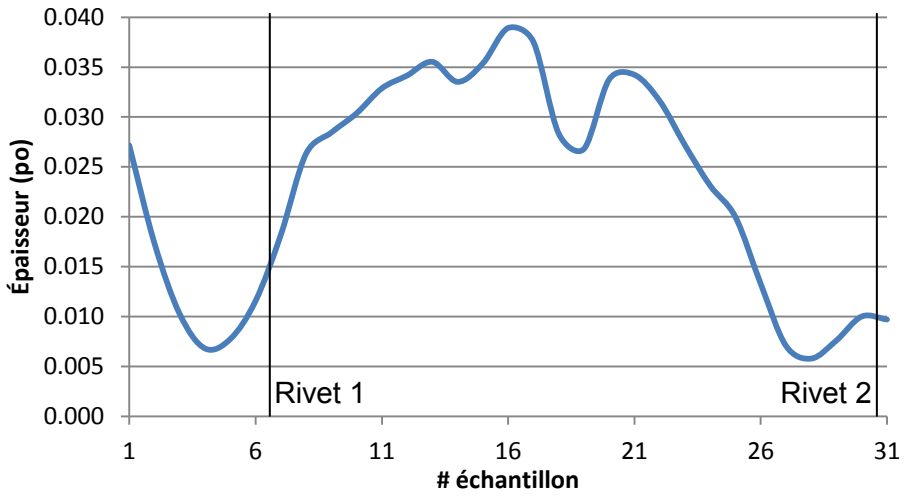


Figure 20 – Distribution de l'épaisseur de la colle en fonction de la position sur l'assemblage expérimental

Ce graphique permet de constater que l'épaisseur de colle est liée à la distance par rapport au rivet. En effet, les échantillons rivetés (#4 et #28) ont une épaisseur de colle moyenne de 0.006 et 0.007 po respectivement, ce qui correspond approximativement au diamètre de 0.005 po des microbilles de verre présentes dans la colle. Les échantillons les plus éloignés ont quant à eux une épaisseur de colle variant entre 0.030 et 0.040 po. Le graphique peut être représenté sous forme d'épaisseur de colle en fonction de la distance aux rivets, tel que montré à la figure 21.

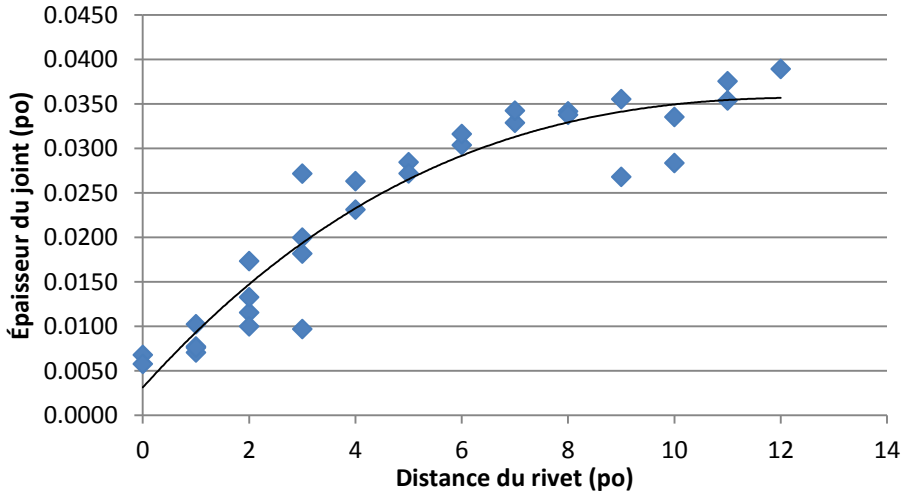


Figure 21 – Épaisseur de colle en fonction de la distance du rivet

La surface de collage est ensuite mesurée et les coupons sont soumis à un test de traction à une vitesse de 0.5 po/in (13 mm/min) afin d'en déduire la limite de cisaillement selon la norme ASTM D5868. Le cisaillement résultant est le rapport entre la force et la surface collée.

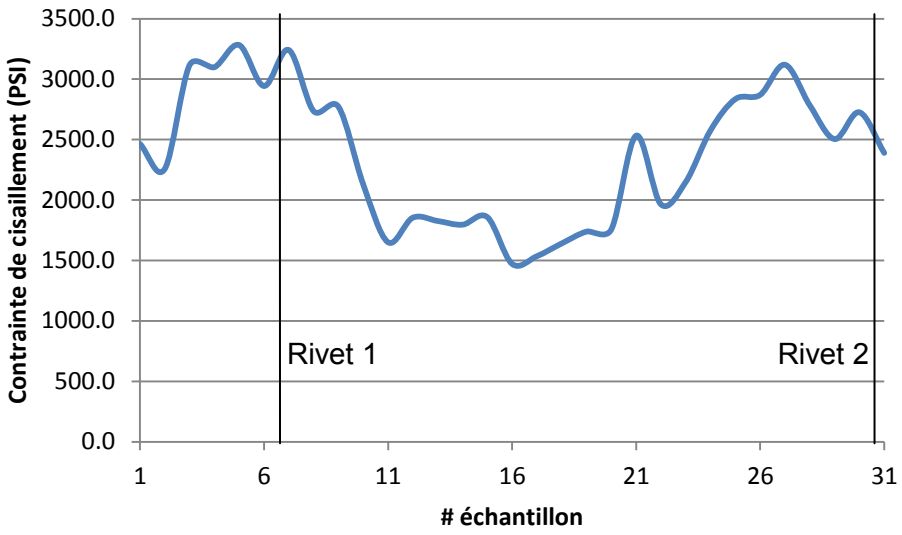


Figure 22 – Contrainte en cisaillement de l'adhésif selon la position sur l'assemblage

La contrainte de cisaillement atteint la valeur maximale d'environ 3 000 PSI près des rivets (échantillons #4 et #28), et diminue de moitié, pour les échantillons les plus éloignés. La limite maximale de 3 000 PSI trouvée est cependant inférieure à la limite de 4 000 PSI à température ambiante énoncée dans les spécifications du manufacturier. Ce résultat peut être causé par le fait que les adhérents caractérisés par le manufacturier sont des plaques d'aluminium ayant une préparation de surface optimale alors que les échantillons testés sont faits de fibres de verre. La résistance en cisaillement peut alors être trouvée en fonction de la distance au rivet le plus proche, comme montré à la .

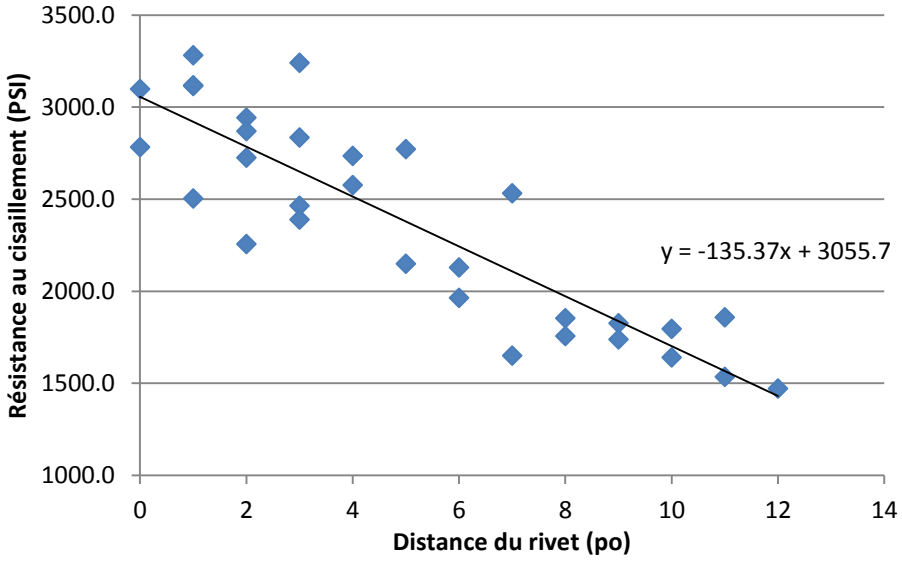


Figure 23 – Contrainte en cisaillement de l'adhésif en fonction de la distance du rivet

La contrainte de cisaillement de la colle semble chuter en bas de 2 000 PSI lorsque le rivet le

plus proche est à 6 pouces ou plus. Il serait donc recommandé d'utiliser des intervalles de rivets de 12 pouces ce qui devrait maximiser la résistance de la colle en cisaillement selon les tests effectués.

4 CONCEPTION

4.1 Philosophie

Le fuselage en composite du SA-160 est conçu en suivant une philosophie de conception itérative. Le processus constitue à effectuer une série de vérifications et de modifier la géométrie ou les stratifiés lorsque les résultats ne sont pas satisfaisants. La figure 24 présente un schéma de la méthodologie empruntée tout au long du projet.

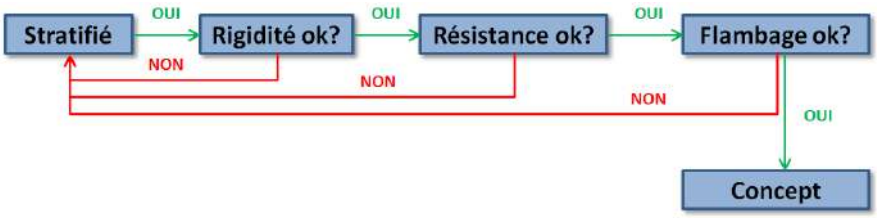


Figure 24 – Philosophie de conception

Ce processus itératif correspond donc à vérifier d'abord la rigidité de la structure et de s'assurer que l'ordre de grandeur est le même que celui de la structure originale. Un changement trop important de la rigidité pourrait nécessiter des études concernant l'aéroélasticité. Lorsque la rigidité est jugée convenable, la résistance et le flambage de la structure sont évalués. Ceci permet d'optimiser le positionnement et l'orientation des couches du stratifié et de connaître les endroits critiques où il faut ajouter de la mousse rigide et déterminer son épaisseur.

4.2 Modifications géométriques

Plusieurs modifications ont été apportées à la géométrie actuelle afin d'en faire une structure plus légère et moins coûteuse sans pour autant compromettre ses caractéristiques aérodynamiques et structurales. Cette section présente la géométrie actuelle et les modifications qui y ont été apportées.

4.2.1 Géométrie actuelle

La structure primaire du SA-160 est présentement constituée d'un châssis en tubulures d'acier 4130 soudées. Ce châssis peut être séparé en deux parties, soit l'habitacle et l'arrière (ou la queue). Le tout est recouvert d'une coque faite de fibres de verre et de mousse rigide à

des fins d'esthétisme et d'aérodynamisme. La figure 25 présente une vue de côté de la structure actuelle de l'avion.

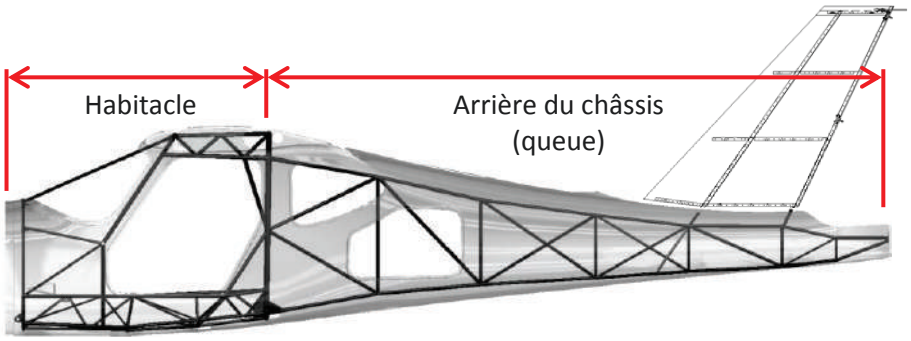


Figure 25 – Géométrie actuelle de la structure primaire du SA-160

La structure primaire reprend tous les efforts liés aux manœuvres de l'avion puisqu'elle est le point d'attache principal des bagages, des pilotes ainsi que plusieurs systèmes dont le moteur, l'hélice, les trains d'atterrissage, l'aile, le tableau de bord ainsi que l'assemblage de l'empennage. Ce dernier est constitué des stabilisateurs vertical et horizontal qui sont boulonnés au châssis et des gouvernes qui sont assemblées aux stabilisateurs. Les mécanismes de contrôle tels les câbles, poulies et leviers sont par conséquent eux aussi fixés à cette structure. Les stabilisateurs et gouvernes sont des structures faites de nervures en aluminium usiné recouvertes de tôles d'aluminium rivetées.

Les portes et fenêtres sont découpées à même la peau ainsi que des ouvertures pour les différents systèmes comme le moteur, les ailes et l'empennage. L'apport structurel de cette peau n'est cependant pas considéré dans la certification de l'appareil.

Le fichier utilisé pour reproduire le châssis filaire provient de la certification du SA-160A par *Symphony* en 2005 tandis que la géométrie de base utilisée pour modéliser la peau a été numérisée à même l'avion. Ces fichiers proviennent tous de la base de données d'*Aviatech Services Techniques*.

4.2.2 Simplifications géométriques

Le fichier géométrique initial de la peau est fait d'une multitude de surfaces et comporte des éléments géométriques complexes tels les lèvres des portes et fenêtres ainsi que les carénages d'aile. Des simplifications sont apportées au modèle afin de faciliter la modélisation numérique. Ces modifications sont présentées dans la section suivante.

4.2.2.1 Simplifications des faces

D'abord, plusieurs des surfaces du modèle sont fusionnées ensemble et celles ayant une géométrie complexe sont simplifiées ou supprimées. Le but de cette opération est de produire une géométrie simple qui permettra de mailler plus facilement et qui servira de point de départ pour les simulations numériques.

La géométrie initiale comporte aussi une multitude de lèvres au niveau des portes et fenêtres. Ces lèvres sont généralement faites de petites surfaces pour lesquelles il serait difficile de produire un maillage adéquat. Elles sont donc supprimées pour la modélisation. La figure 26 montre en rouge les lèvres qui ont été enlevées pour produire le modèle initial.

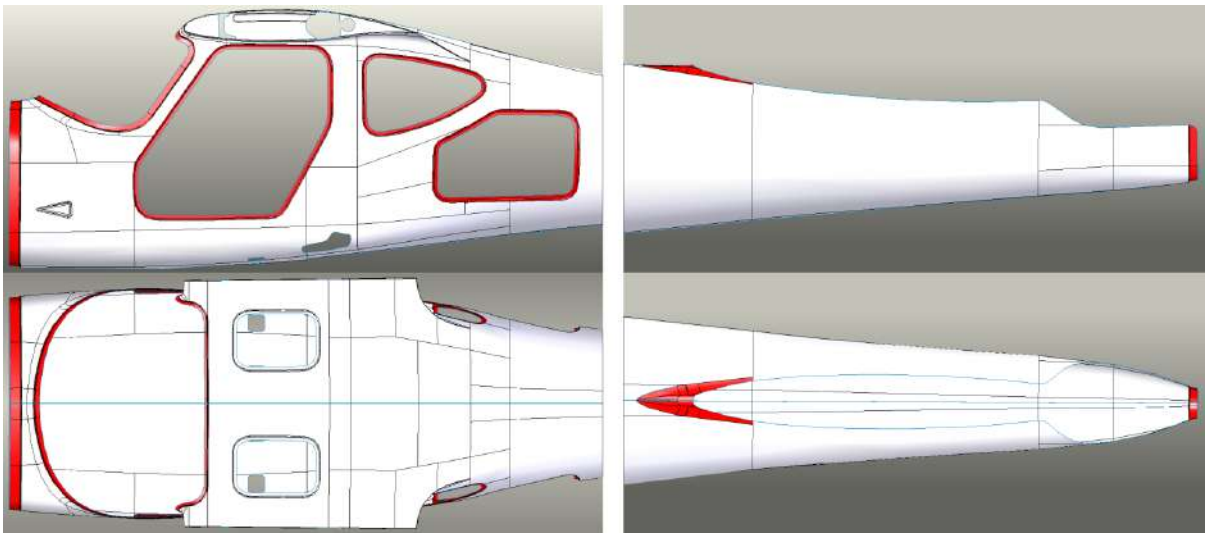


Figure 26 – Faces enlevées à l'avant et à l'arrière (vue de côté et de dessus)

Les lèvres de la jonction entre le fuselage et le capot moteur ainsi que celles du bout de la queue sont supprimées. Les lèvres des portes et fenêtres sont aussi retirées à l'exception de celles des fenêtres du toit qui sont conservées dans le modèle actuel. Finalement, les petites surfaces à l'avant du trou du stabilisateur vertical sont aussi supprimées pour créer le modèle initial du fuselage. Toutes ces suppressions se veulent pénalisantes d'un point de vue rigidité et donc, les résultats de la modélisation devraient être conservateurs.

De plus, les trous de ventilation sur les côtés à l'avant du fuselage sont bouchés pour la modélisation. Cette modification vise d'abord à simplifier la géométrie et sera préservée tout au long du processus de conception puisque les contraintes à cet endroit sont très faibles (voir section 4.3.10.2).

4.2.2.2 Carénages de l'aile

La première motivation pour simplifier les carénages de l'aile est que ceux-ci sont difficiles à modéliser car ils ont une géométrie complexe. De plus, un des projets d'Aviatech consiste à concevoir une aile en composites avec différentes propriétés aérodynamiques faisant en sorte que les carénages actuels ne seraient pas adéquats dans l'éventualité où une aile différente serait installée. La simplification des carénages sert donc non seulement à faciliter la modélisation mais sera aussi préservée dans la conception finale du fuselage. La figure 27 montre un des carénages actuels et la simplification géométrique qui y est apportée en pointillé rouge.

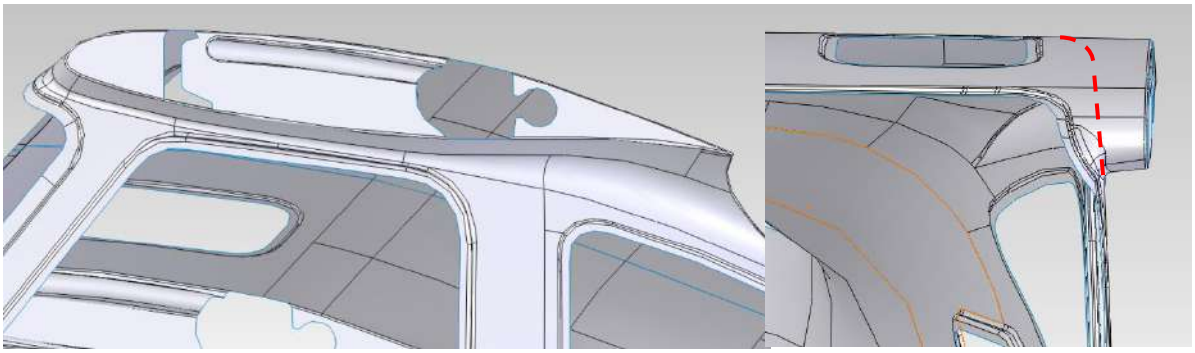


Figure 27 – Carénage d'aile (gauche) et vue de face de la modification apportée (droite)

Dans un premier temps, il est possible de constater que la géométrie est séparée en plusieurs petites surfaces ce qui peut s'avérer problématique lors de l'importation dans un logiciel d'éléments finis ou lors du maillage de la structure. La modification au carénage consiste donc à supprimer la protubérance et à arrondir la jonction entre la paroi du côté et le toit du fuselage ce qui créé la géométrie présentée à la figure 28.

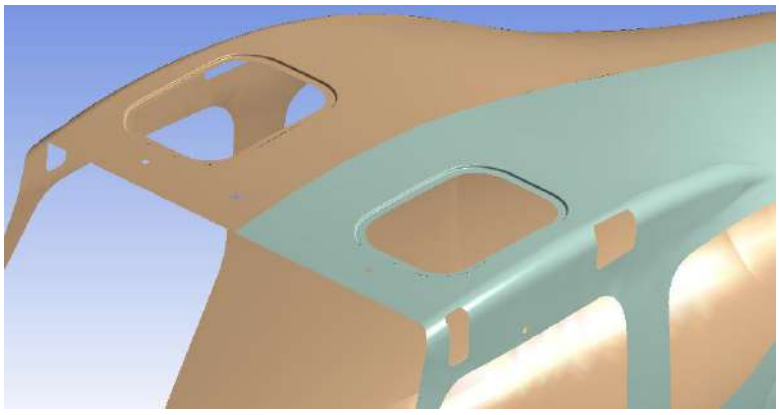


Figure 28 – Modification des carénages de l'aile

Cette géométrie est beaucoup plus simple que la version originale et permettra à Aviatech d'adapter plusieurs configurations d'aile au SA-160. Un carénage additionnel non structural

pourrait alors être ajouté à la jonction entre l'aile et le fuselage pour augmenter les performances aérodynamiques de l'avion. Il est aussi possible de constater sur la figure précédente le retrait des lèvres au niveau des portes et du pare-brise comme mentionné précédemment.

4.2.3 Intégration du stabilisateur vertical

Une modification importante apportée à la géométrie du fuselage est l'intégration du stabilisateur vertical à la peau comme montré à la figure 29.

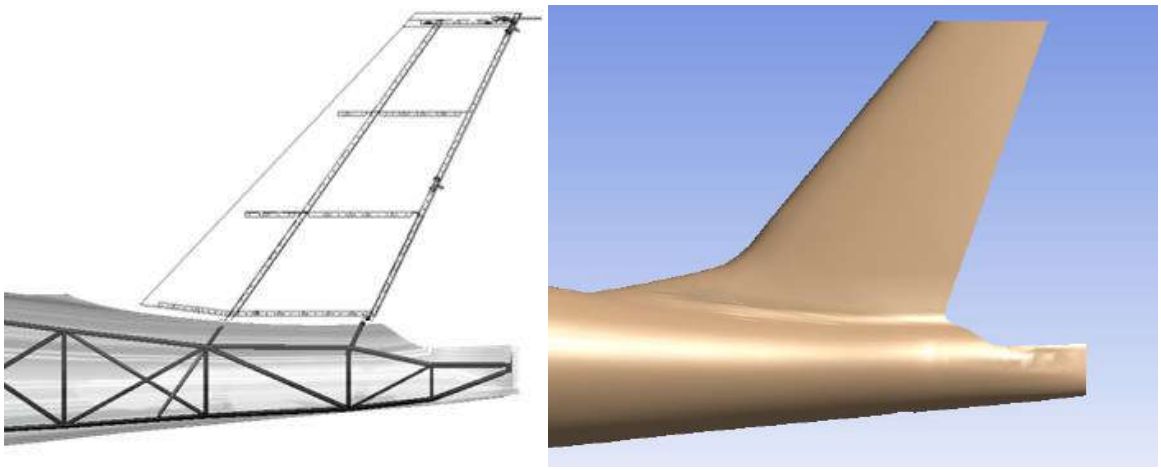


Figure 29 – Intégration du stabilisateur vertical

Cette modification est basée sur d'autres avions avec un fuselage en composite structural, comme le *Diamond DA-40* et le *GlaStar*, et permettra de sauver beaucoup de temps et d'argent lors de la construction. En effet, la fabrication du stabilisateur actuel requiert l'usinage de quatre nervures, le rivetage d'aluminium en feuille et l'assemblage au châssis. Il est aussi possible de réaliser une économie de poids puisque cette structure pèse un peu plus de 10 lb en incluant ses plaques de fixation.

4.2.4 Ajout de cloisons

Une des conséquences du retrait de l'arrière du châssis est la perte de points de fixation pour la peau ainsi que les différents systèmes qui y sont fixés. L'ajout des cinq cloisons (en anglais *bulkheads)* présentées à la figure 30 est donc nécessaire pour la nouvelle structure.

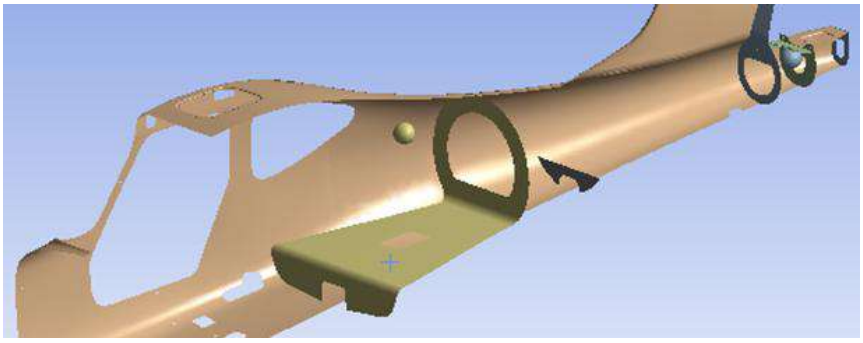


Figure 30 – Disposition des cinq nouvelles cloisons

Ces cloisons, nommées de A à E à partir de l'avant vers l'arrière, permettent aussi de minimiser la perte de stabilité structurale engendrée par le retrait du châssis.

4.2.4.1 Cloison A et plancher

La cloison A présentée à la figure 31 sert à délimiter le compartiment à bagages et sert aussi de plancher sur lequel les bagages peuvent être déposés et fixés.

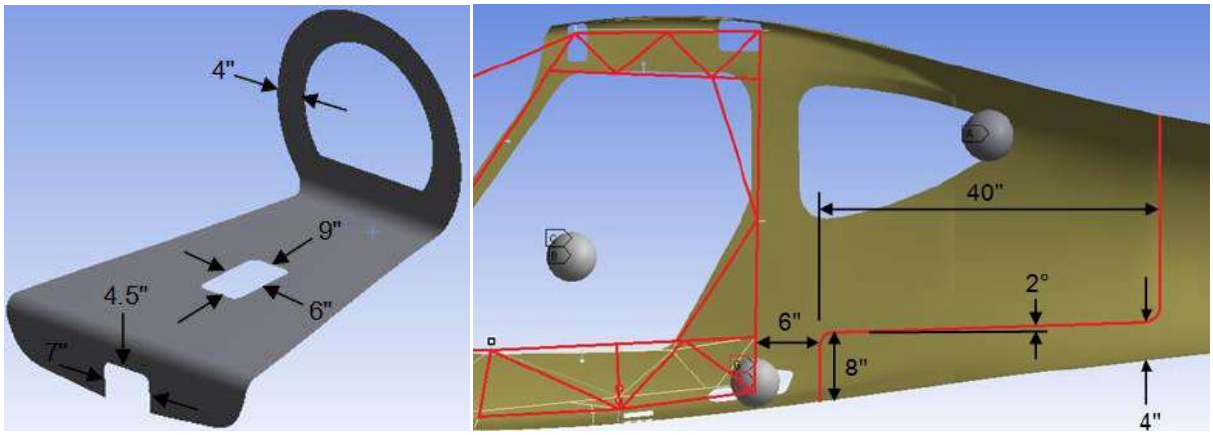


Figure 31 – Dimensions de la cloison A et du plancher

L'arrière de cette cloison est fait d'un anneau longeant l'intérieur du fuselage et sa position correspond au fond actuel du compartiment à bagages. La paroi avant est située derrière la fin du châssis de l'habitacle et possède une ouverture permettant le passage des câbles de contrôle. Le plancher est muni d'une trappe permettant d'accéder aux mécanismes de contrôle et possède une légère inclinaison permettant un dégagement minimal de 4 pouces à l'arrière pour le passage des câbles.

4.2.4.2 Cloison B

L'unique fonction de la cloison B montrée à la figure 32 est de rigidifier l'ensemble de la queue du fuselage.

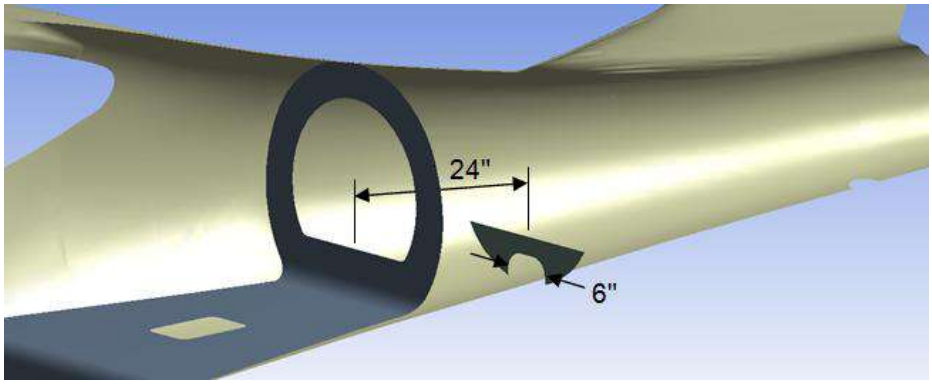


Figure 32 – Cloison B

Cette cloison occupe seulement le bas du fuselage sur une hauteur totale de 5 pouces. Une ouverture de 3 pouces de hauteur par 6 pouces de large y est pratiquée pour le passage des câbles.

4.2.4.3 Cloison C

La cloison C est faite d'un anneau de 2 pouces de large dans le bas et longe l'arrière du stabilisateur vertical ce qui en fait son longeron. L'angle de 154.25° entre le plan du bas et le longeron est conservé. Le plan du bas de la cloison correspond au tube où vient s'attacher la plaque de support arrière du stabilisateur vertical du SA-160 actuel. La figure 33 permet de visualiser la cloison C.

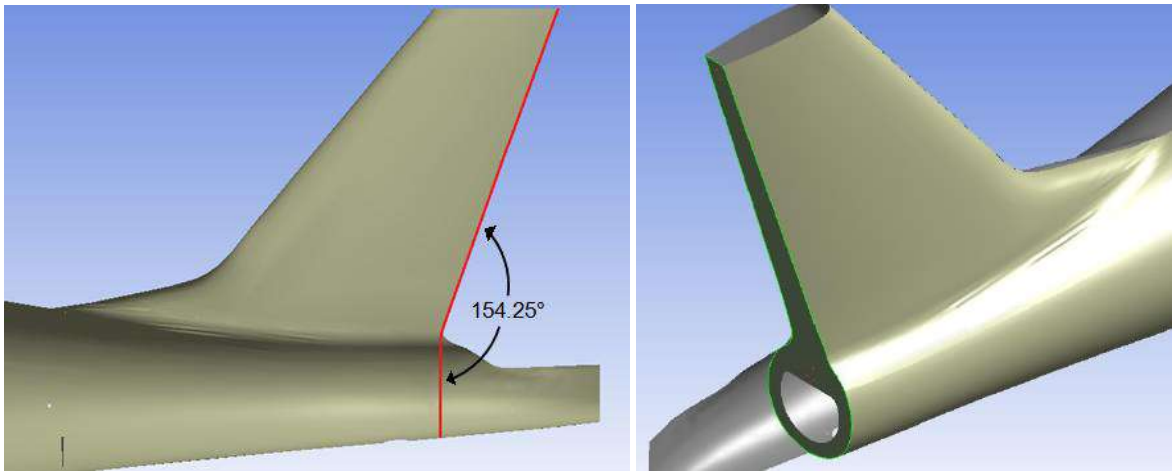


Figure 33 – Cloison C

Le passage des câbles et autres mécanismes de contrôle se fait à l'intérieur de l'anneau. C'est aussi sur cette cloison que vient se fixer la gouverne de direction dans le haut et dans le bas de la cloison.

4.2.4.4 Cloisons D et E

Les cloisons D et E montrées à la figure 34 sont situées à la toute fin du fuselage et permettent la fixation du stabilisateur horizontal.

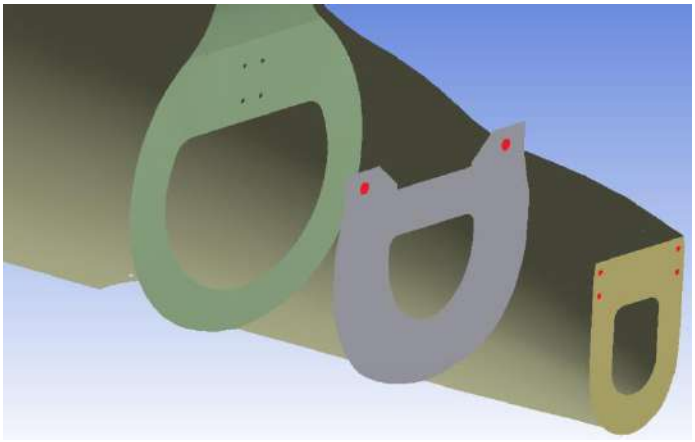


Figure 34 – Cloisons D et E

Les points de fixation de la gouverne de direction et du stabilisateur horizontal sont montrés en rouge, et correspondent aux points de fixation actuels. C'est donc dire que le plan de la cloison E est situé à la toute fin du châssis et que la cloison D se retrouve 12.22 pouces devant pour que les fixations du stabilisateur horizontal demeurent les mêmes.

4.2.5 Ajout de nervures

Trois nervures sont ajoutées à la structure du fuselage. La première est parfaitement plane et sert à fermer le bout du stabilisateur vertical alors que les deux autres permettent de fermer les deux ouvertures comprises entre les cloisons C, D et E. Ces deux nervures, appelées ci-après âmes de cisaillement (en anglais *shear web*) comportent une ouverture afin d'accéder aux mécanismes de contrôle et sont montrées à la figure 35.

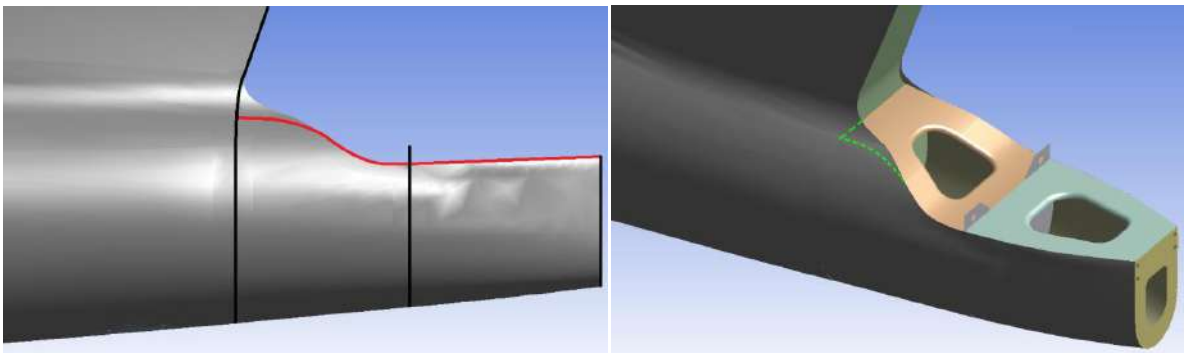


Figure 35 – Âmes de cisaillement

L'âme de cisaillement avant, située entre les cloisons C et D, épouse la courbure du fuselage

tandis que celle à l'arrière, entre les cloisons D et E, est plane. Une lèvre est présente le long de l'ouverture de chacune de ces âmes de cisaillement afin de rigidifier l'ensemble comme représentée à la figure 36.

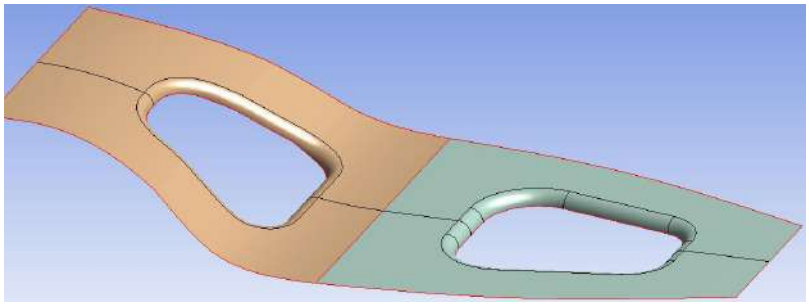


Figure 36 – Lèvres des âmes de cisaillement

Le rayon de courbure de ces lèvres est de 3/8 de pouce.

4.2.6 Ajout de raidisseurs

Finalement, des raidisseurs sont ajoutés de chaque côté de l'ouverture du plancher pour le rigidifier. Ces raidisseurs sont faits d'une section en C dont les dimensions sont présentées à la figure 37.

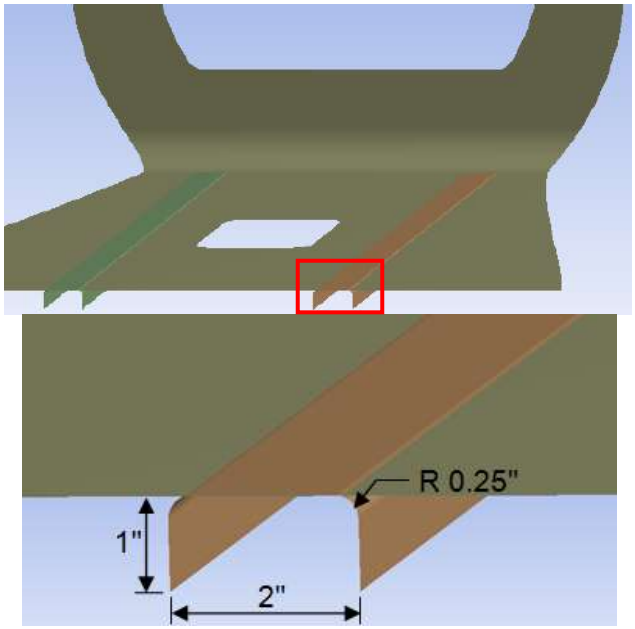


Figure 37 – Emplacement des raidisseurs du plancher (gauche) et dimensions (droite)

4.3 Modélisation numérique

La présente section présente les différentes étapes qui ont été faites afin de modéliser le fuselage et de trouver le stratifié optimal qui permettra l'atteinte des performances désirées

par Aviatech.

4.3.1 Logiciels utilisés

Les logiciels de conception assistée par ordinateur (CAO) *SolidWorks* et *Inventor* ont été utilisés pour faire les premières modifications surfaciques majeures au fuselage. Le logiciel d'éléments finis *ANSYS Version 13.0.0* a été utilisé pour la modélisation structurale. Trois différents modules d'*ANSYS* ont été utilisés, soit *Design Modeler*, *Mechanical* et *ANSYS Composite PrepPost* (ci-après appelé *ACP*).

4.3.2 Système de coordonnées principal

L'origine du système de coordonnées principal est située dans le bas au centre du plan de la cloison pare-feu (omise dans le modèle). Les axes *X*, *Y* et *Z* pointent respectivement vers l'arrière, vers la droite (point de vue du pilote) et vers le haut.

Ce système est le même que celui qui a été utilisé pour la certification du SA-160A par *Symphony* en 2005. La définition des chargements et conditions aux frontières, ainsi que la création des systèmes de coordonnées secondaires sont basées sur ce système de coordonnées. La figure 38 montre son emplacement ainsi que la direction de chacun des axes (*X* en rouge, *Y* en vert et *Z* en bleu)

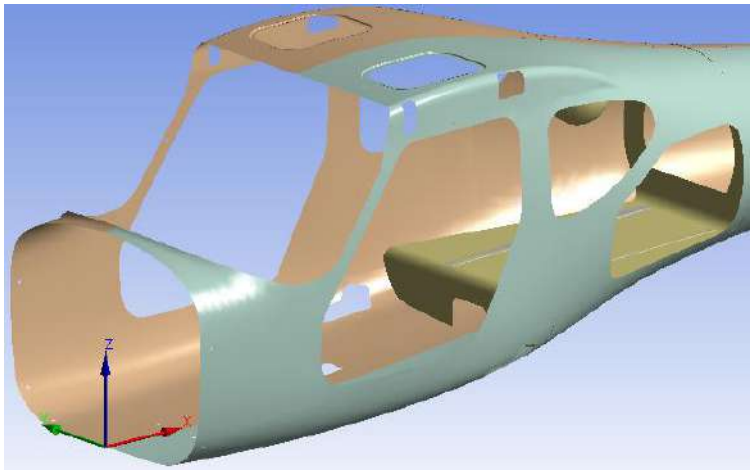


Figure 38 – Système de coordonnées principal

4.3.3 Géométrie

La géométrie importée dans *ANSYS* pour la modélisation numérique a été créée à l'aide de *SolidWorks*, *Inventor* et du module *Design Modeler* de *ANSYS*. Elle comporte les corps surfaciques qui servent à définir les stratifiés de composites ainsi que les corps linéaires

représentant ce qui reste du châssis de l'avion.

4.3.3.1 Corps surfaciques

Les différents corps surfaciques sont issus des changements apportés à la structure tels que décrits à la section 4.2. Ces corps servent à modéliser la peau du fuselage et les composantes internes comme les cloisons, nervures et raidisseurs. Les surfaces de ces corps sont séparées au fil des itérations pour la définition des conditions aux frontières, des connexions ainsi que pour définir l'emplacement des différentes couches du stratifié. Cette section montre des exemples de modifications géométriques servant à la modélisation sans toutefois détailler la définition des connexions, des chargements et des stratifiés qui seront traités respectivement aux sections 4.3.5, 4.3.7 et 4.3.9.

Dans un premier temps, les corps sont séparés pour définir les assemblages. La peau est, par exemple, constituée de deux corps surfaciques dont la coupe est réalisée au moyen du plan *XZ* ce qui donne une ligne de séparation sur le dessus et en dessous de la peau. Cette séparation montrée en rouge à la figure 39 permet de simuler le procédé d'assemblage discuté à la section 5.2.1.3.

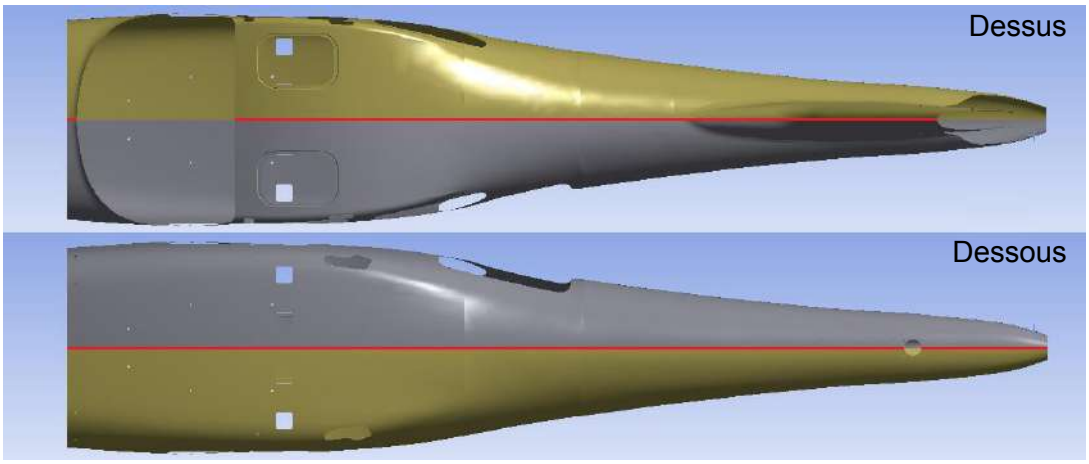


Figure 39 – Séparation longitudinale de la peau

Ensuite, les surfaces sont découpées pour définir les joints avec le châssis (voir section 4.3.5.3). La figure 40 montre quelques-unes de ces séparations pouvant être de forme rectangulaire ou circulaire selon le type de joint modélisé.

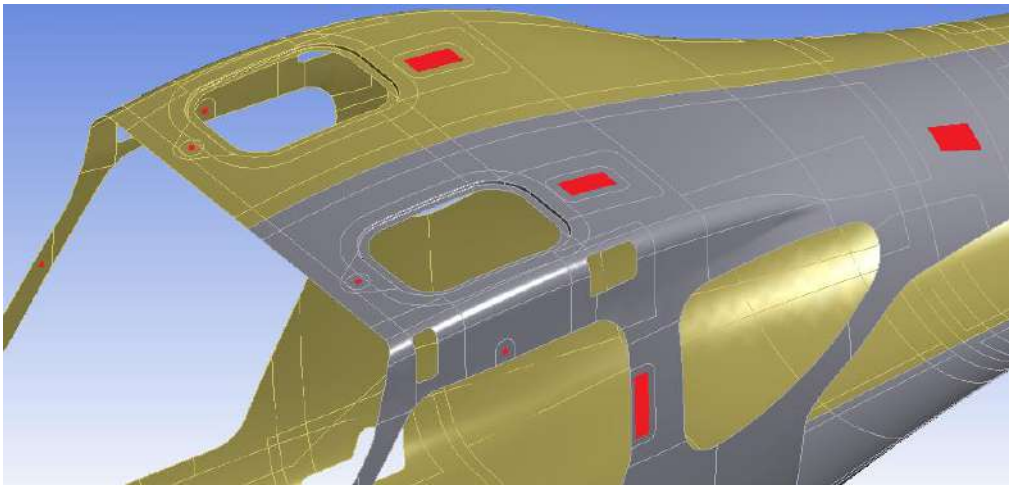


Figure 40 – Séparation des surfaces pour les connexions

La figure 41 présente en rouge un exemple de découpe des surfaces à l'arrière pour la définition de l'assemblage entre la peau et les cloisons C et D.

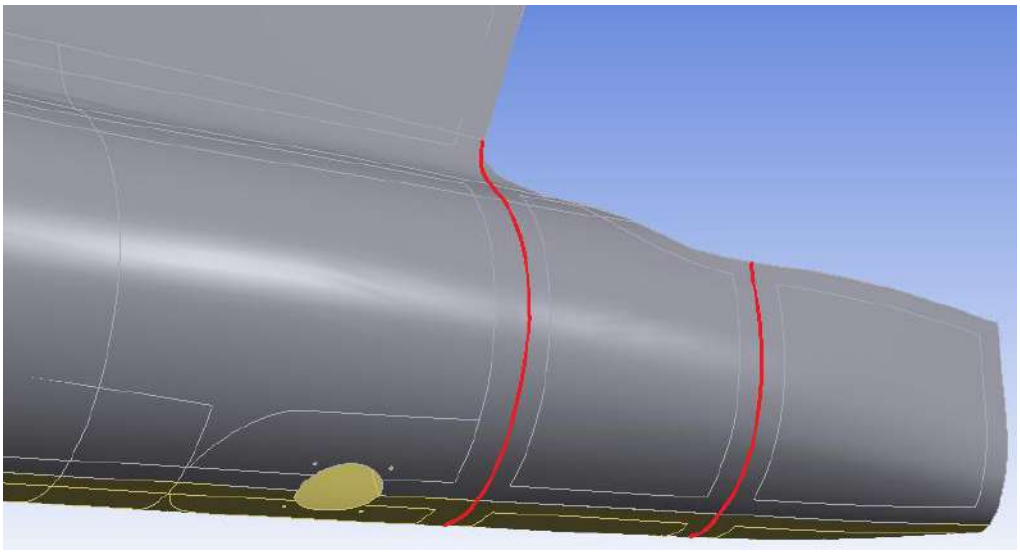


Figure 41 – Découpe pour les connexions avec les cloisons

Finalement, les autres séparations apportées aux surfaces sont faites pour la définition des différentes couches du stratifié et peuvent être observées sur les deux figures précédentes. La logique pour les modifications géométriques est la même pour tous les autres corps surfaciques.

4.3.3.2 Corps linéaires

Les corps linéaires servent notamment à modéliser le portion restante du châssis du SA-160. Les points correspondants chacun des nœuds du châssis sont importés en se basant sur les coordonnées des derniers modèles par éléments finis de *Symphony* (voir ANNEXE B). Leur

emplacement est ajusté en décalant leur origine de -58.5 pouces selon l'axe *X* et -79 pouces selon l'axe *Z* afin d'être situé au bon endroit par rapport à la peau.

Les corps linéaires sont ensuite tracés en reliant les nœuds entre eux puis les sections appropriées sont attribuées à chacun des corps afin de reproduire le plus fidèlement possible le modèle original. Ces sections proviennent du modèle par éléments finis de *Symphony* [31] et sont identifiées par des numéros et un code de couleur telles que présentées dans le tableau 12.

Tableau 12 – Sections des tubes du châssis [31]

# Sect.	Couleur	Diamètre (po)	Épaisseur (po)
1	Magenta-Rouge	0.500	0.035
2	Magenta	0.625	0.035
3	Bleu-Magenta	0.750	0.035
4	Bleu	0.750	0.058
5	Cyan-Bleu	0.750	0.095
6	Cyan	0.875	0.035
7	Vert-Cyan	0.875	0.058
8	Vert	1.000	0.035
9	Jaune-Vert	1.000	0.058
10	Jaune	1.000	0.065
11	Orange	1.000	0.120
12	Rouge	1.250	0.065
13	Gris	1.375	0.058

Le châssis résultant ainsi que la position de certains points dans le plan central *XZ* à la position *Y*=0 sont montrés à la figure 42. Il est important de noter que les couleurs données dans le tableau précédent sont utilisées seulement dans la modélisation de *Symphony* et ne correspondent pas aux couleurs des corps linéaires du modèle actuel.

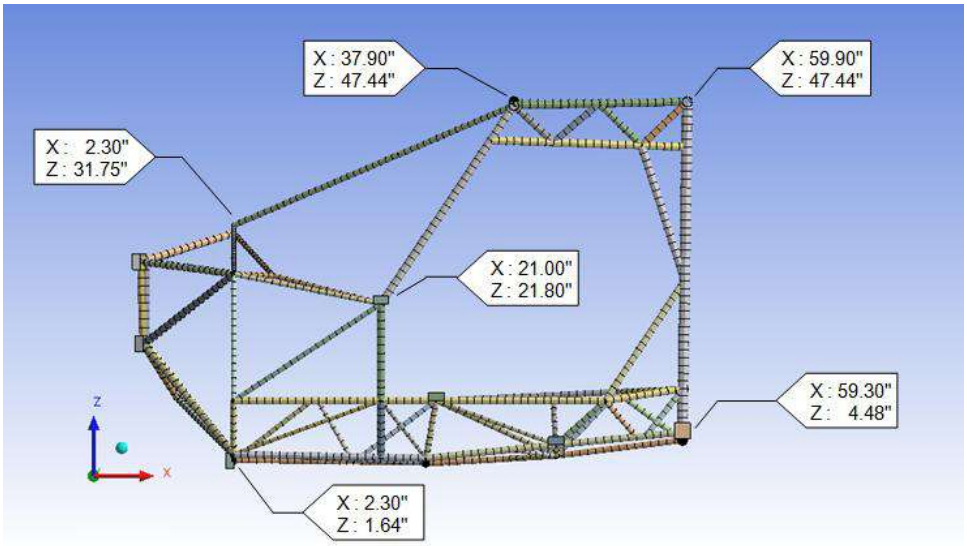


Figure 42 – Positions de certains points du châssis pour le plan *Y*=0"

De plus, des bras ont été ajoutés à l'arrière du châssis afin d'apporter un support au fuselage derrière les fenêtres et la porte à bagages comme montré à la figure 43.

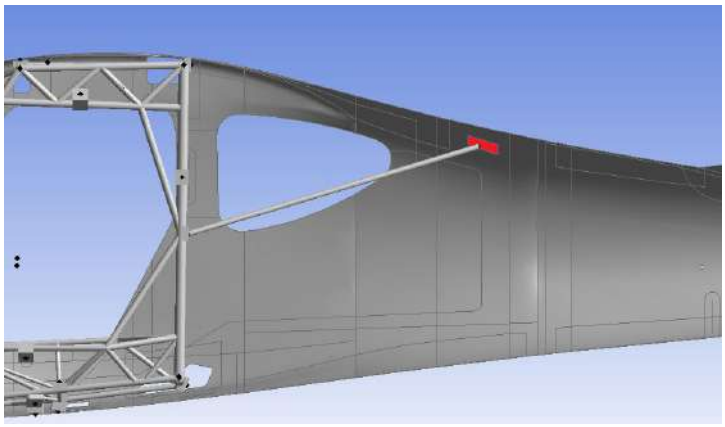


Figure 43 – Bras arrières

Chacun des bras est fait d'un tube de 0.75 pouces de diamètre avec une paroi d'une épaisseur de 0.095 pouce ayant une longueur de 41.65 pouces. Le flambage de colonne est donc calculé pour ces deux bras à la section 4.3.10.4 puisqu'ils peuvent être soumis à des chargements de compression et subir du flambage.

4.3.4 Masses ajoutées

Les différents systèmes assemblés sont modélisés entre autres avec des masses ponctuelles afin de simuler les efforts inertiels reliés à l'accélération de l'appareil. Les masses utilisées sont les mêmes que lors de la certification précédente de l'avion à l'exception de quelques modifications. Ces masses sont présentées dans le tableau 13.

Tableau 13 – Masses ponctuelles originales et modifiées avec leurs positions

Système	Masse totale (lbm)		Position (pouces)		
	Originale	Modifiée	X	Y	Z
Pilote et passager (2)	339.76		37.50	±10.00	20.50
Hélice	52.93		-38.19	0.00	20.50
Moteur	397.00		-18.70	0.00	20.50
Train d'atterrissage avant (2)	40.07		1.30	±4.00	1.90
Trains d'atterrissage arrières (2)	114.28		59.30	±20.75	5.65
Tableau de bord (3)	49.81		21.00	±21.30 et 0.00	22.80
Bagages à l'avant	57.14	165.00	87.00	0.00	35.00
Bagages à l'arrière	50.73				
Empennage	81.64	72.14	191.71	0.00	23.30

Seules les masses des bagages et de l'empennage ont été modifiées pour le modèle du fuselage en composites. En effet, les deux masses ponctuelles des bagages sont remplacées par une seule masse de 165 livres qui devrait être plus représentative du chargement de l'appareil. La position du centre de gravité de cette masse est mentionnée dans le tableau. La masse de l'empennage est quant à elle diminuée à 72.14 livres puisque le stabilisateur vertical est maintenant intégré au fuselage.

Le chiffre entre parenthèses exprime le nombre de masses ponctuelles nécessaire afin de modéliser chacun des systèmes. Le train d'atterrissage avant est, par exemple, modélisé au moyen de deux masses situées à 4 pouces de part et d'autre du plan central. Le tableau de bord est quant à lui modélisé au moyen de trois masses distinctes positionnées au centre et à 21.3 pouces de chaque côté de l'appareil. La figure 44 montre une vue d'ensemble de ces masses ponctuelles.

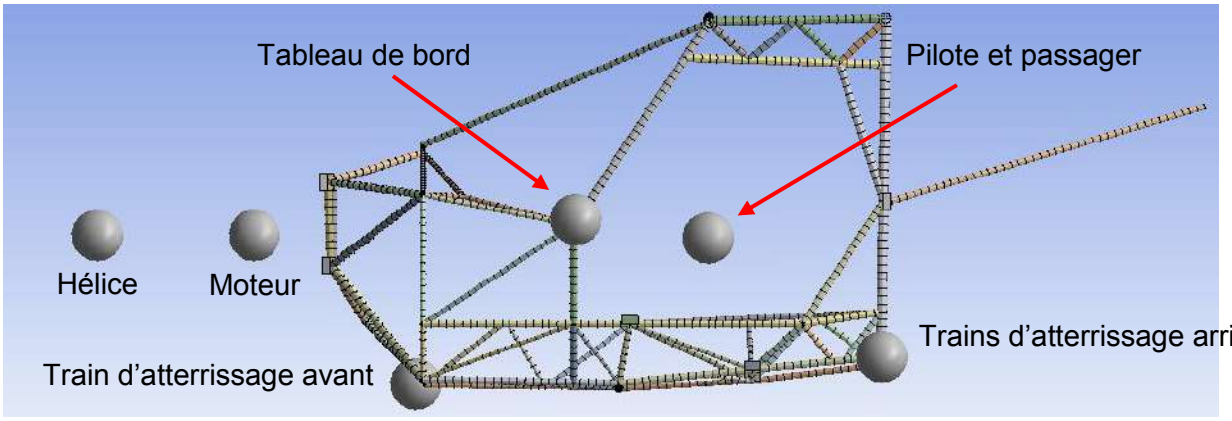


Figure 44 – Vue d'ensemble des masses ponctuelles du châssis

La position des masses relativement au châssis est la même que lors des simulations

réalisées par *Symphony* tout comme les points de fixation au châssis qui sont similaires. *ANSYS* ne permet cependant pas de fixer une masse à un point commun à deux tubes du châssis, un corps linéaire est donc ajouté pour définir les points de fixation des masses. Le matériau défini pour ces membres est un acier dont la masse est nulle pour ne pas influencer les chargements causés par l'accélération. La figure 45 montre les bras de fixation pour le moteur et l'hélice comme exemple.

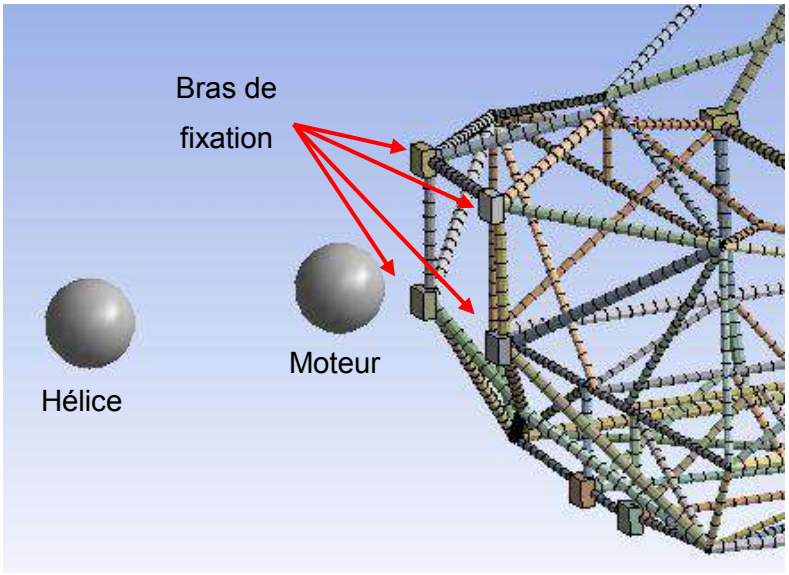


Figure 45 – Bras de fixation de l'hélice et du moteur

La masse ponctuelle des bagages est fixée aux quatre coins du plancher pour les manœuvres avec des G négatifs pour simuler leurs points de fixations. Pour les manœuvres avec des G positifs la masse des bagages est répartie sur l'ensemble du plancher. La masse de l'empennage a quant à elle les mêmes points de fixation que les forces aérodynamiques du stabilisateur horizontal qui sont présentés à la section 4.3.8.1.

4.3.5 Connexions

Les conditions d'assemblage entre les différents corps doivent être définies au moyen de connexions lesquelles peuvent être des contacts ou des joints. Les connexions sont définies de façon à simuler le plus fidèlement possible l'assemblage qui sera fait lors de la fabrication de l'appareil.

4.3.5.1 Assemblage du châssis

Le châssis est assemblé au moyen de la fonction *Form New Part* de *Design Modeler*. Cette fonction permet de fusionner les nœuds qui sont communs aux tubes. Par conséquent, les

tubes sont soudés numériquement puisque les déplacements et les rotations de ces nœuds doivent obligatoirement être les mêmes pour chacun des tubes connectés.

Quelques corps linéaires ne sont pas fusionnés au châssis, afin d'autoriser certains degrés de liberté dans l'assemblage. C'est le cas des bras de support arrière qui peuvent pivoter à leur base, ainsi que des bras utilisés pour simuler les joints rotulés

4.3.5.2 Contacts

Dans *ANSYS*, les contacts sont des fonctions utilisées pour assembler des corps entre eux. Dans ce cas-ci, ils sont utilisés afin de définir l'assemblage entre les corps surfaciques formant le nouveau fuselage en composites. Tous les contacts sont de type collé (*bonded*) et utilisent la formulation MPC (*multipoint constraints*) et ils sont faits au moyen des arêtes communes des corps surfaciques. Les arêtes sont divisées en petites sections afin de pouvoir évaluer la distribution de la force de contact nécessaire pour joindre les corps. Les deux moitiés du fuselage sont mises en contact par leurs arêtes communes du dessus du dessous tel que mentionné à la section 4.3.3.1. La figure 46 montre un exemple des contacts divisés pour la section du toit du fuselage.

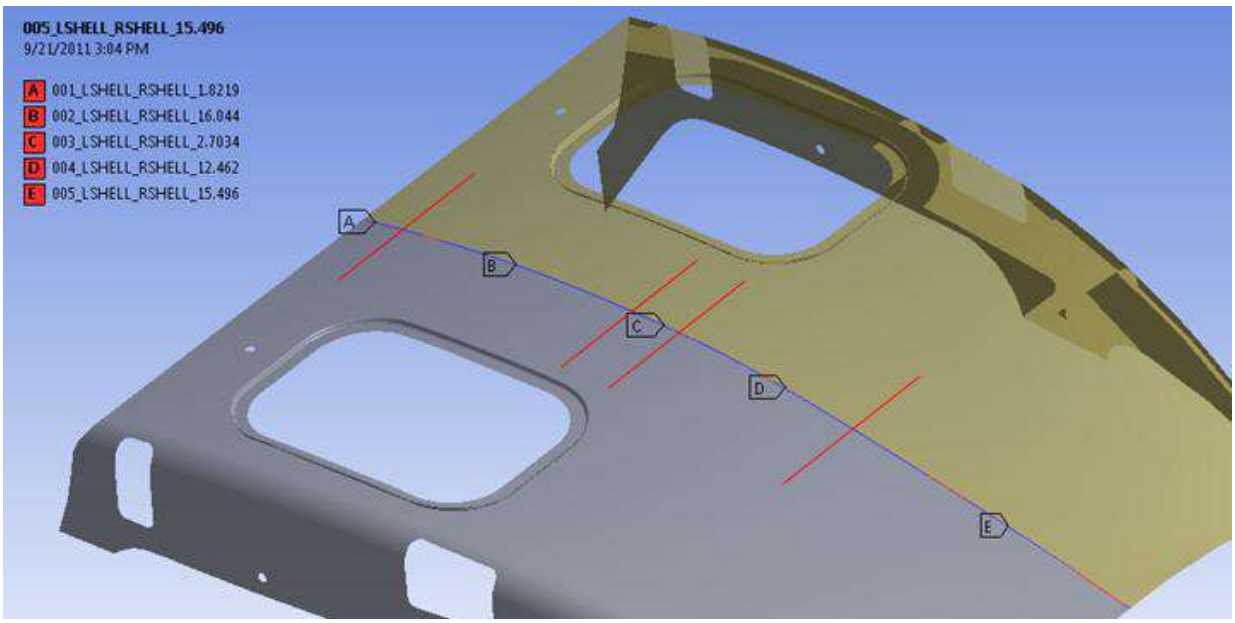


Figure 46 – Contacts entre les deux sections du toit du fuselage

Les lignes de contact ne sont pas forcément de longueurs égales puisque la conception de structures en composites nécessite la séparation des faces pour la définir les stratifiés. La longueur moyenne des connexions est environ de 10 pouces avec une valeur minimale de 1 pouce et une valeur maximale de 17 pouces.

Il est aussi possible de noter que le nom de chacun des contacts est composé d'un numéro, du nom des deux corps qu'il met en contact ainsi que la longueur du contact. Cette appellation est utilisée dans le traitement des résultats qui sont présentés à la section 4.3.10.4.

La figure 47 montre les lignes de contact entre les cloisons et la partie droite du fuselage.

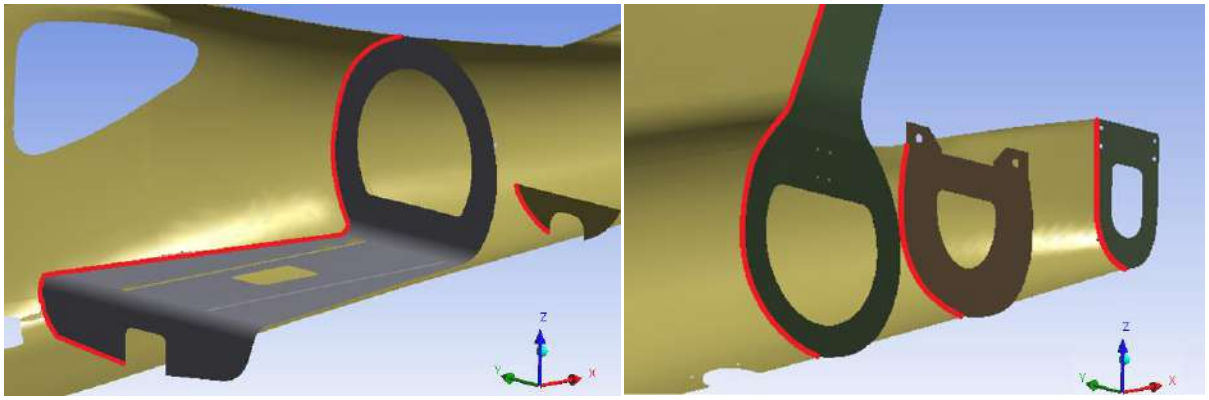


Figure 47 – Lignes de contact des cloisons pour la moitié droite du fuselage

La figure 48 montre quant à elle les lignes de contact servant à contraindre les nervures au fuselage et aux cloisons.

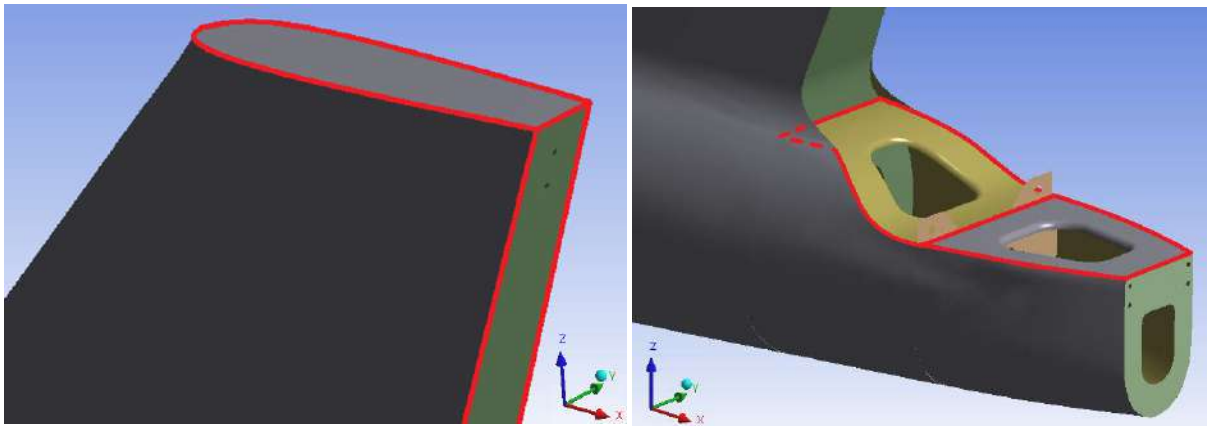


Figure 48 – Lignes de contact des nervures

La trappe d'inspection arrière est quant à elle connectée au fuselage par des contacts entre les arêtes adjacentes des trous tels que présentés à la figure 49.

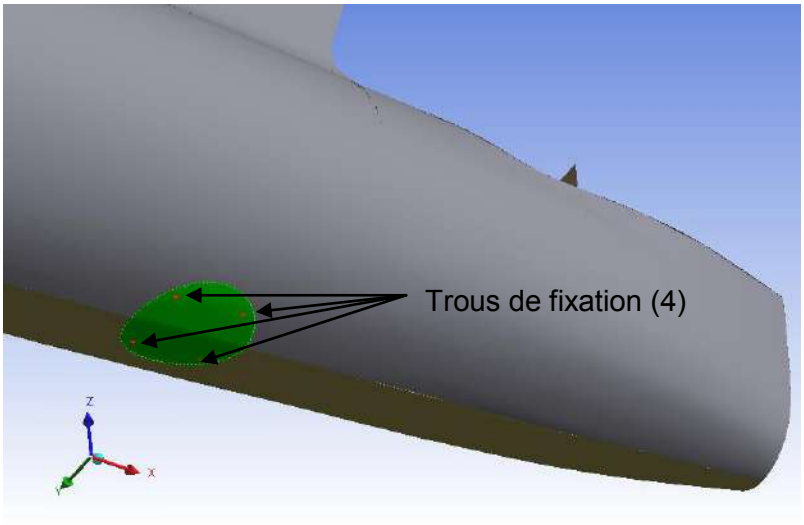


Figure 49 – Lignes de contact de la trappe d'inspection arrière

Les seuls corps ayant des contacts au moyen de surfaces sont les raidisseurs du plancher, comme présenté à la figure 50.

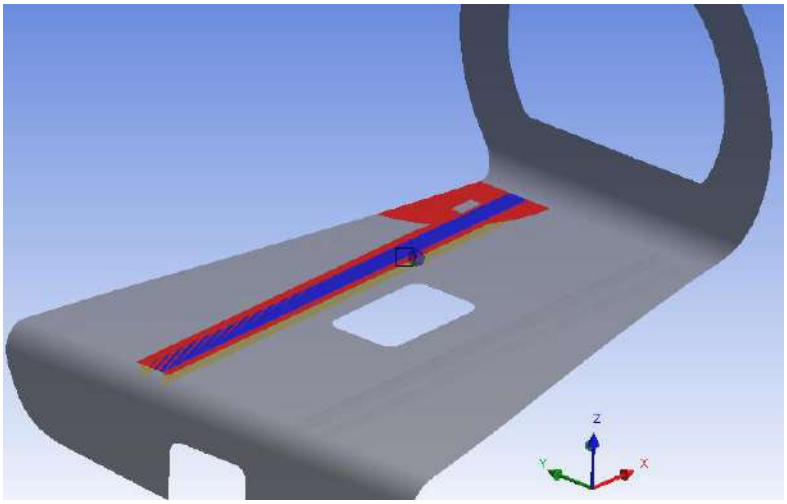


Figure 50 – Surfaces de contact d'un des raidisseurs du plancher

4.3.5.3 Joints

Dans ANSYS, les joints sont des fonctions permettant d'unir deux corps tout en libérant certains degrés de liberté. Dans ce cas-ci, les joints servent à unir le fuselage et le châssis, en permettant de contraindre certains degrés de liberté. Le comportement de tous les joints modélisés est défini comme étant rigide. La figure 51 montre un premier exemple d'assemblage du fuselage au châssis par plaque de fixation au niveau du mur coupe-feu à l'avant.

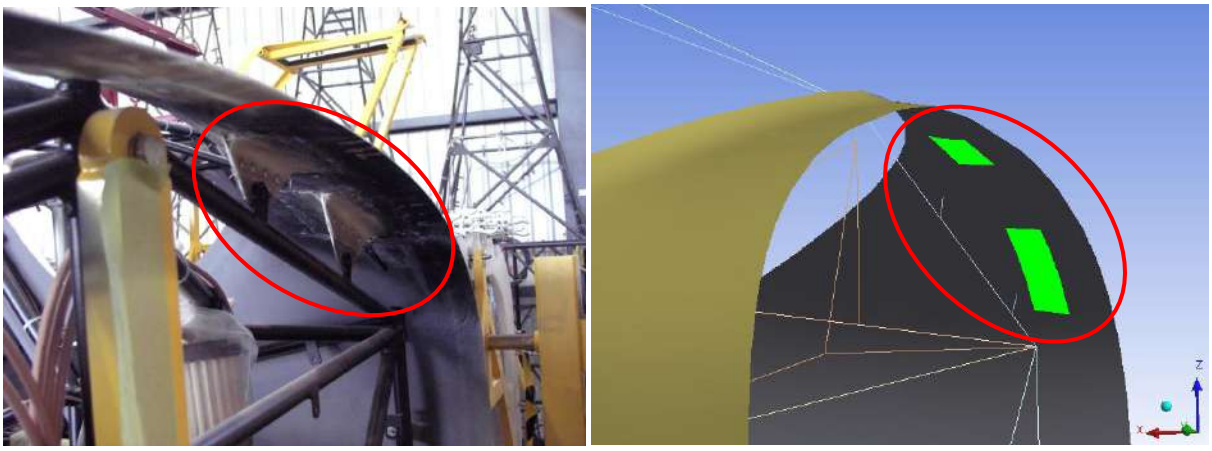


Figure 51 – Modélisation par un joint d'un assemblage fait avec une plaque de support

Sur la figure de gauche, il possible de voir que l'assemblage est réalisé par l'entremise d'une plaque collée au fuselage et boulonnée à une plaquette soudée au tube du châssis.

La stratégie utilisée pour modéliser cette jonction est de créer une relation de cinématique entre la surface collée du fuselage et le point de fixation au châssis. Le degré de liberté correspondant à la rotation autour de l'axe du boulon est permis. Pour ce faire, un système de coordonnées local est créé à l'extrémité de chacune des lignes représentant un point de fixation. La figure 52 montre un exemple de système de coordonnées pour un de ces deux joints.

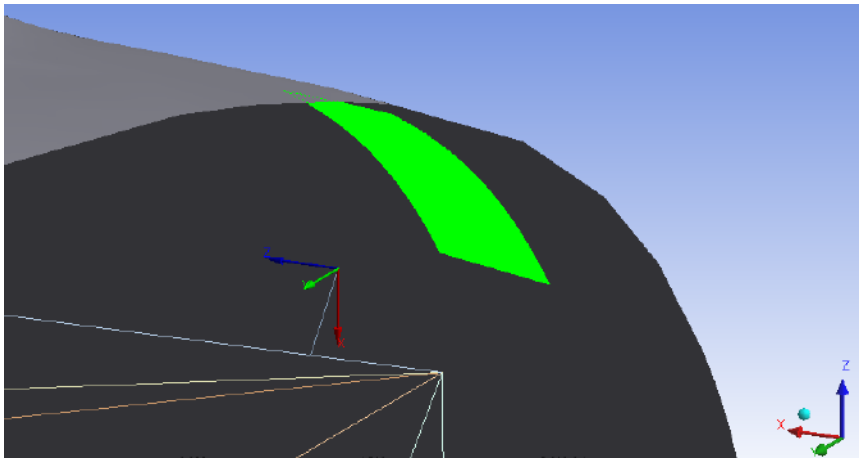


Figure 52 – Système de coordonnées local pour la définition du joint collé boulonné

Pour représenter la technique d'assemblage, le joint devant être défini doit permettre la rotation de la surface par rapport à l'extrémité de la ligne selon l'axe *X* du système de coordonnées global. Le type de joint permettant uniquement une rotation est appelé rotoïde (en anglais *revolute*) et autorise uniquement la rotation autour de l'axe *Z* du système de coordonnées local. L'axe Z du système de coordonnées local doit donc coïncider avec l'axe

X du système de coordonnées global, tel que montré sur la figure précédente. La figure 53 permet de visualiser l'emplacement des joints définis par cette méthode.

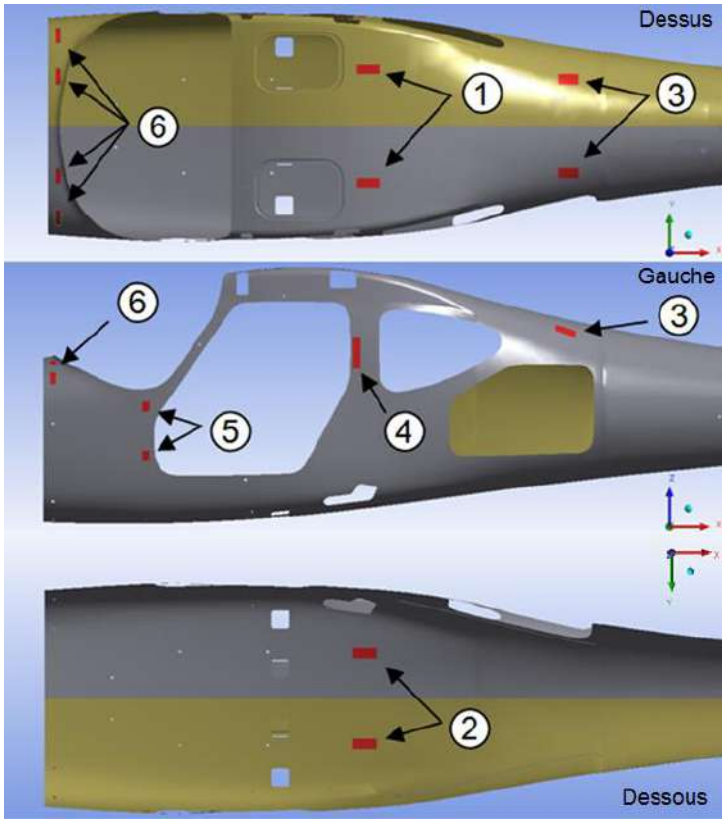


Figure 53 – Emplacement des joints avec surfaces

La numérotation de ces 16 joints et leurs degrés de liberté selon le système de coordonnées globales sont les suivants:

1- Toit arrière (2): Rotation libre autour de l'axe *Y*
2- Ventre arrière (2) : Rotation libre autour de l'axe *Y*
3- Bras arrières (2) : Rotation libre autour de l'axe *Y*
4- Loquets des portes (2) : Rotation libre autour de l'axe *X*
5- Pentures des portes (4) : Rotation libre autour de l'axe *X*
6- Mur coupe-feu (4) : Rotation libre autour de l'axe *X*

L'autre type d'assemblage utilisé consiste à boulonner le fuselage directement à une plaque soudée au châssis, tel que montré à la figure 54.

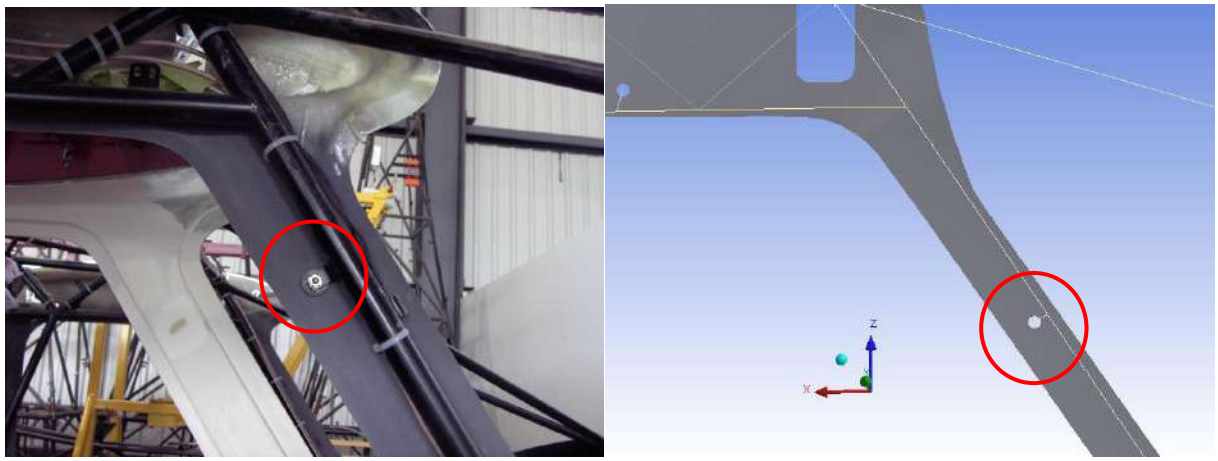


Figure 54 – Modélisation par un joint d'un assemblage fait par boulonnage

La modélisation de ce type de connexion consiste à percer le fuselage pour simuler le trou de passage du boulon. Un corps linéaire est ensuite ajouté et un système de coordonnées local est créé pour autoriser la rotation autour de l'axe du boulon. Un joint rotoïde est créé lequel autorise la rotation autour de l'axe *Z* du système de coordonnées local. L'axe *Z* doit donc coïncider avec l'axe du boulon comme le montre la figure 55.

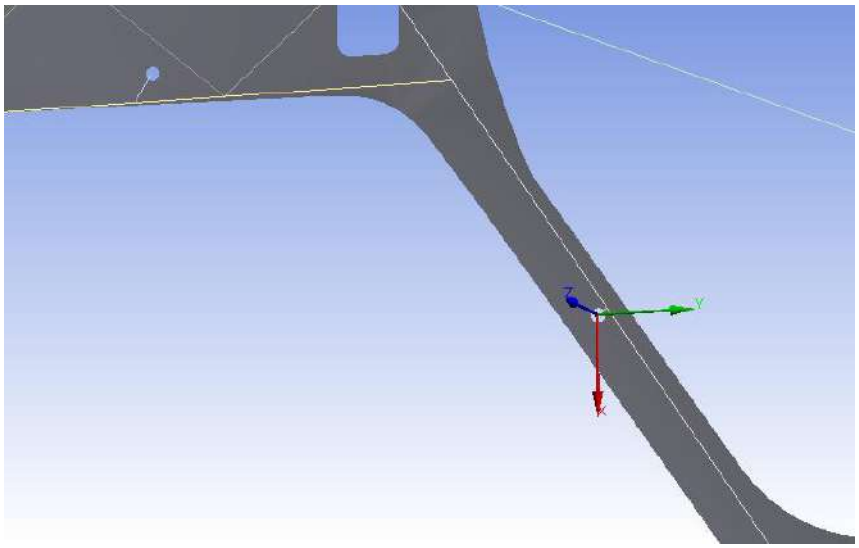


Figure 55 – Système d'axe de référence pour la définition du joint boulonné

Les 24 joints définis par cette méthode sont présentés à la figure 56 et sont les suivants :

- Toit avant (2)
- Dessus des portes (2)
- Dessous des portes (2)
- Membrure transversale de la porte(2)
- Mur pare-feu (6)
- Ventre (10)

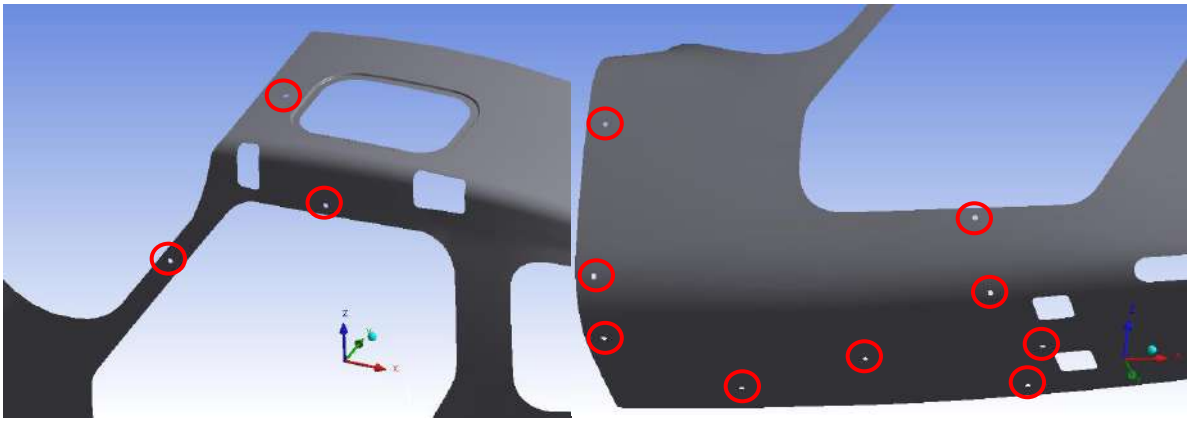


Figure 56 – Emplacement des joints boulonnés

Les bras de support arrières sont aussi assemblés par des joints au reste du châssis de façon à posséder un degré de liberté en rotation autour de l'axe *Y* global, comme le montre la figure 57.

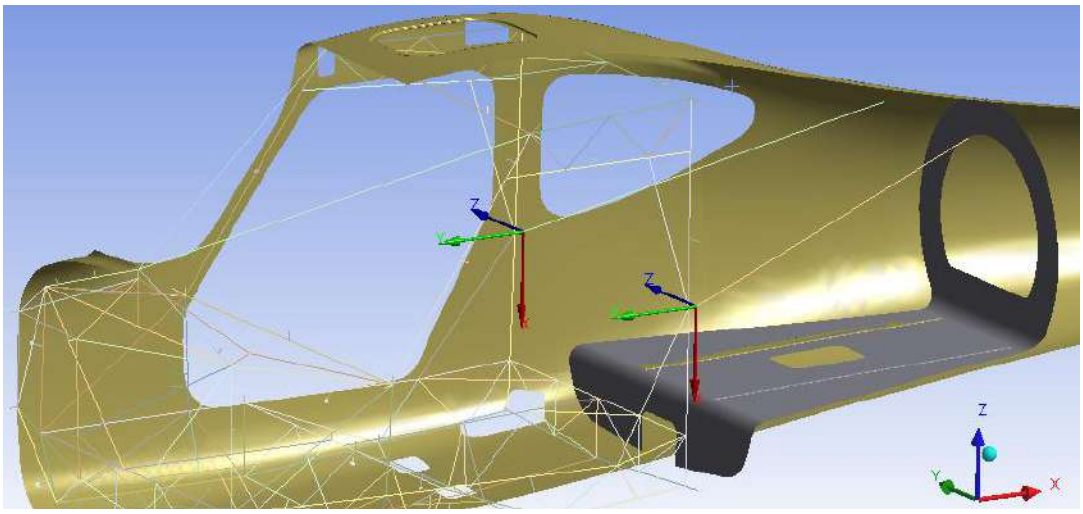


Figure 57 – Joints des bras de support arrières

Finalement, des joints sont aussi définis afin de recréer les conditions de support des ailes qui ont été utilisées dans la modélisation de *Symphony*. En effet, tout le modèle est supporté par les ailes, qui sont fixées en trois points au châssis soit les longerons avant et arrière ainsi que le hauban.

Le longeron avant peut tourner autour de son point de fixation selon l'axe *X* global tandis que le longeron arrière est assemblé au moyen d'une rotule permettant à la fois la rotation autour des axes *X* et *Z*. Quant au hauban, il peut se déplacer de l'avant à l'arrière puisqu'il possède un degré de liberté autour de l'axe *Z* global. Ces degrés de liberté en rotation sont illustrés par l'axe *Z* à la figure 58.

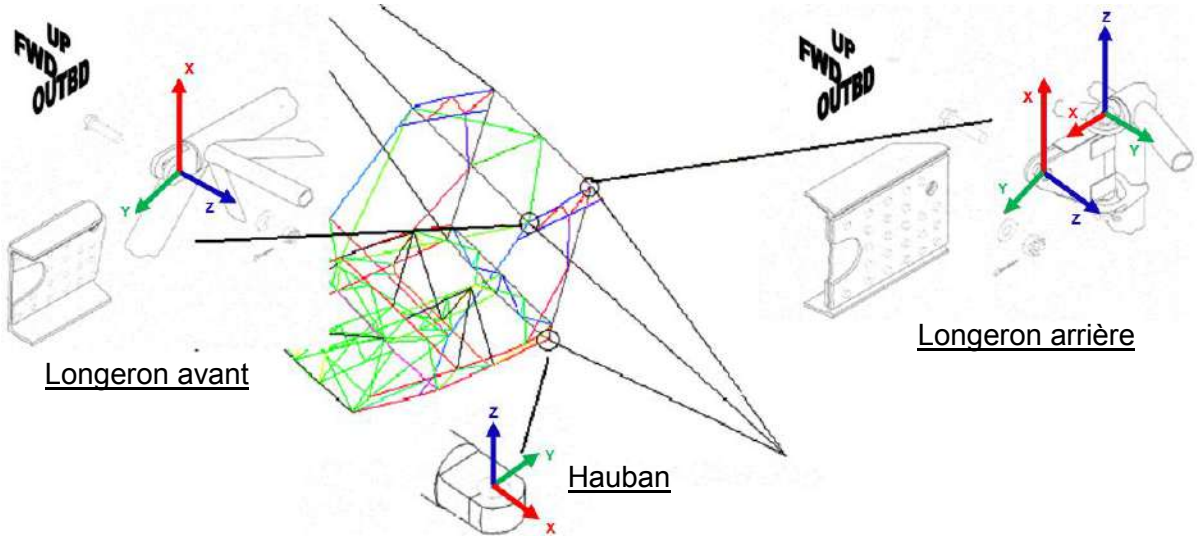


Figure 58 – Degrés de liberté des points de fixation de l'aile [31]

Des joints rotoïde sont utilisés pour simuler l'attache du hauban et du longeron avant avec l'axe *Z* des systèmes de coordonnées locaux tel qu'illustré sur la figure précédente. Un joint universel est défini afin de modéliser l'attache du longeron arrière. Ce type de joint permet une rotation autour des axes *X* et *Z* du système de coordonnées local lequel est montré à la figure 59.

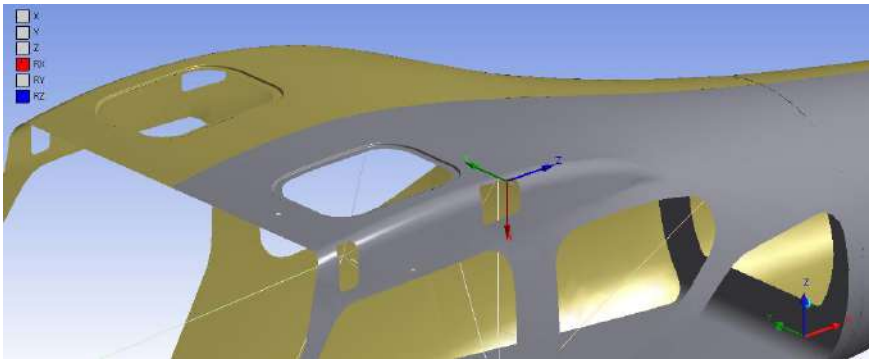


Figure 59 – Système de coordonnées local du joint universel du longeron arrière

4.3.6 Maillage

La modélisation de matériaux composites nécessite une attention particulière pour le maillage. En effet, le logiciel peut rencontrer des erreurs si les éléments ne respectent pas certaines conditions géométriques surtout lorsque les composites définis sont épais comme dans le cas des panneaux de type sandwich. Dans un premier temps, des paramètres globaux sont imposés pour le maillage puis des ajustements sont apportés afin de faire fonctionner la simulation au moyen de paramètres locaux.

4.3.6.1 Corps surfaciques

Le maillage des surfaces est réalisé au moyen d'éléments triangulaires quadratiques (avec nœuds milieux). Le choix d'éléments triangulaires est dû à la grande versatilité de ceux-ci ce qui facilite le maillage pour des géométries plus ou moins complexes. Les nœuds milieux quant à eux permettent de recréer les courbures du fuselage avec plus de fidélité et apportent une plus grande précision sur les résultats notamment au niveau des contraintes et des déformations.

La dimension nominale des éléments est fixée à 1 pouce et l'option de dimensionnement avancée (*advanced sizing*) est réglée à « fixe ». Les autres paramètres de maillage sont laissés aux valeurs par défaut. Ces paramètres globaux donnent un maillage relativement adéquat comme présenté à la figure 60.

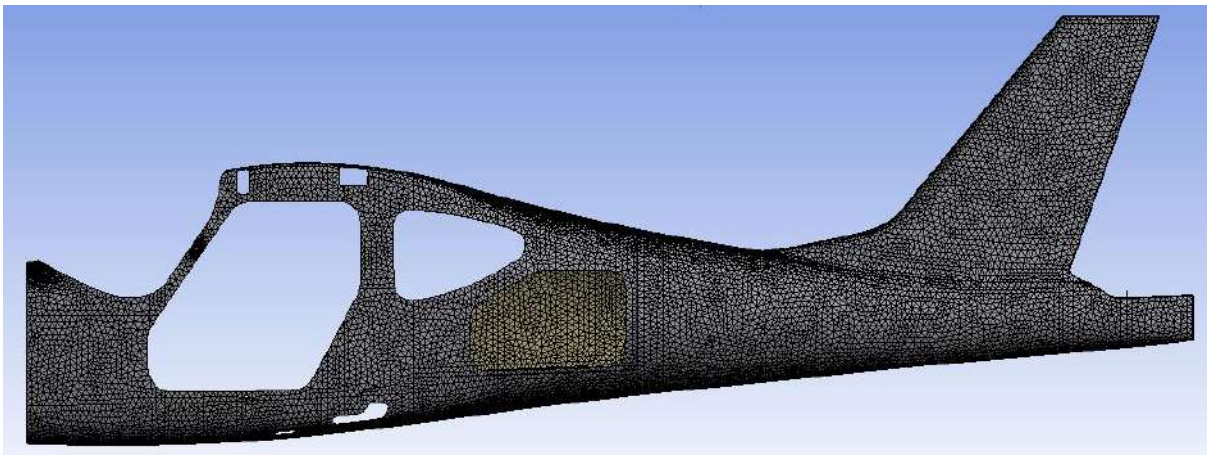


Figure 60 – Maillage global du fuselage

Ce maillage doit cependant être légèrement raffiné par endroits notamment au niveau de certains trous qui ne sont pas considérés dans le maillage et se retrouvent bouchés. Les trous de fixation de la trappe d'inspection arrière doivent, entre autres, être raffinés. C'est aussi le cas des trous des cloisons C, D et E, comme le montre la figure 61.

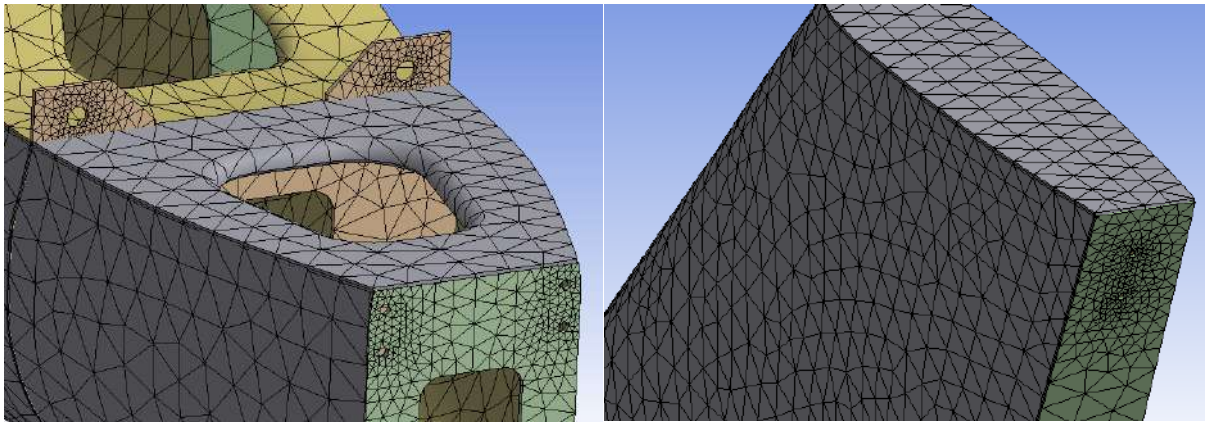


Figure 61 – Raffinement des trous de fixation de l'empennage

4.3.6.2 Corps linéaires

Les paramètres du maillage des corps linéaires sont les mêmes que ceux des corps surfaciques. Les lignes sont donc maillées avec des éléments quadratiques ayant une longueur nominale de 1 pouce. Il faut cependant se rappeler que les nœuds communs à deux lignes seront fusionnés lors du maillage à cause de la fonction *form new part* utilisée précédemment (voir section 4.3.5.1). Le maillage du châssis peut être aperçu à la figure 62.

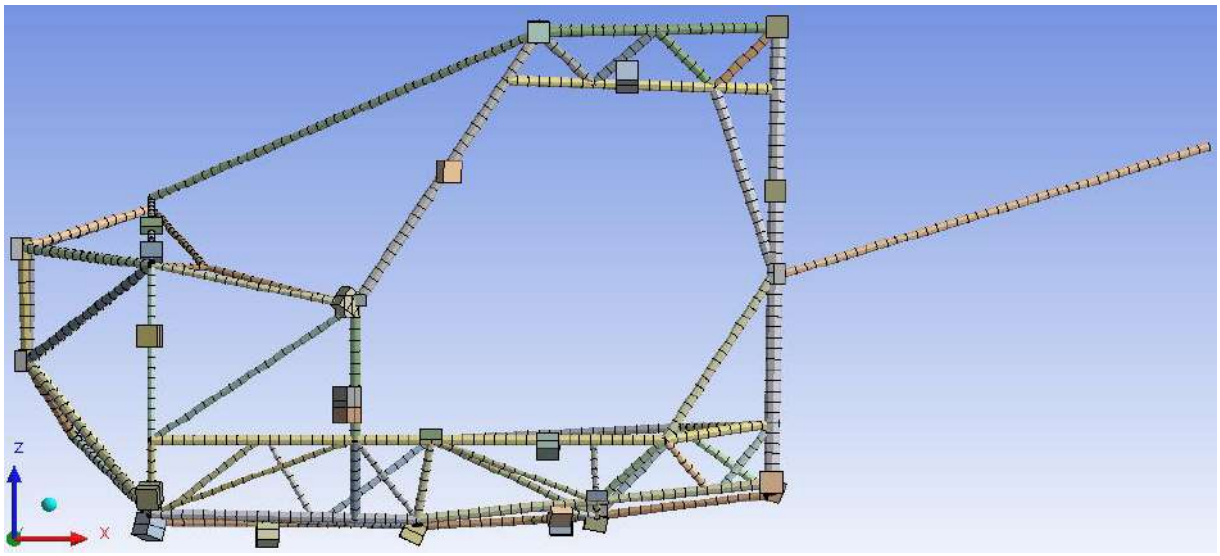


Figure 62 – Maillage du châssis

4.3.7 Conditions frontières

Les conditions frontières consistent à fixer l'extrémité libre des corps articulés qui représentent les deux points d'attache de l'aile ainsi que celui du hauban. Ces points d'attache sont montrés à la figure 58.

4.3.8 Chargements

Les cas de chargements utilisés pour l'étude structurale du fuselage ont originalement été calculés par *Ostmecklenburgische Flugzeugbau* (*OMF*) et ils ont été repris par *Symphony* lors de la certification du SA-160A en 2005. Parmi les 23 cas de chargements limites calculés, 5 cas sont considérés critiques pour le fuselage [32]:

14- Manœuvre avec gouverne de profondeur – Critique pour l'arrière du fuselage
19- Manœuvre avec glissade – Moments combinés
20- Rafale à vitesse critique – Moment latéral maximal
22- Rafale à vitesse critique – Moment vertical maximal
23- Manœuvre à 3.8 g – Critique pour l'avant du fuselage

Les trois situations suivantes sont étudiées pour chacun des cinq cas de chargements:

- Chargements limites (*design limit loads – DLL*) : Pires cas envisageables pour les conditions d'opération données;
- Chargements ultimes (*design ultimate loads – DUL*) : Chargements limites multipliés par un facteur de sécurité de 1.5 (voir section 2.1);
- DUL avec facteur de charge de 1.21 (*load ehancement factor - LEF*) : Cas ultimes avec un facteur additionnel considérant l'effet de l'environnement et du vieillissement (voir section 2.3.4.2)

La présente section expose les conditions de chargements limites en exemple mais les résultats (voir section 4.3.10) porteront sur l'ensemble des simulations effectuées.

4.3.8.1 Efforts aérodynamiques

Les chargements aérodynamiques appliqués sur l'empennage proviennent des efforts aérodynamiques des stabilisateurs vertical et horizontal et leur application se fait au moyen de forces distantes (*remote force*). L'emplacement de chacune des forces ainsi que ses points d'attache au fuselage doivent donc être définis. Ces points d'attache sont les cloisons C, D et E et apparaissent en surbrillance à la figure 63.

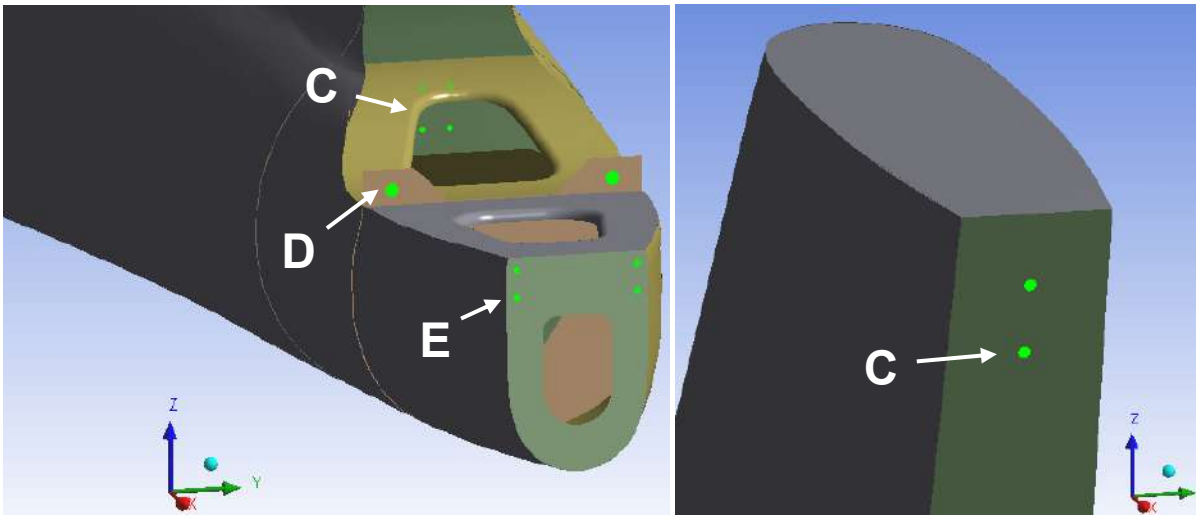


Figure 63 – Points d'attache des forces aérodynamiques

Les forces associées au stabilisateur horizontal et à la gouverne de profondeur sont donc appliquées aux points d'attache des cloisons D et E. Les forces du stabilisateur vertical et de la gouverne de direction sont quant à elles appliquées dans le haut et le bas de la cloison C.

Les forces à distance sont situées au centre de pression des surfaces de contrôle de l'empennage tel que présenté à la figure 64.

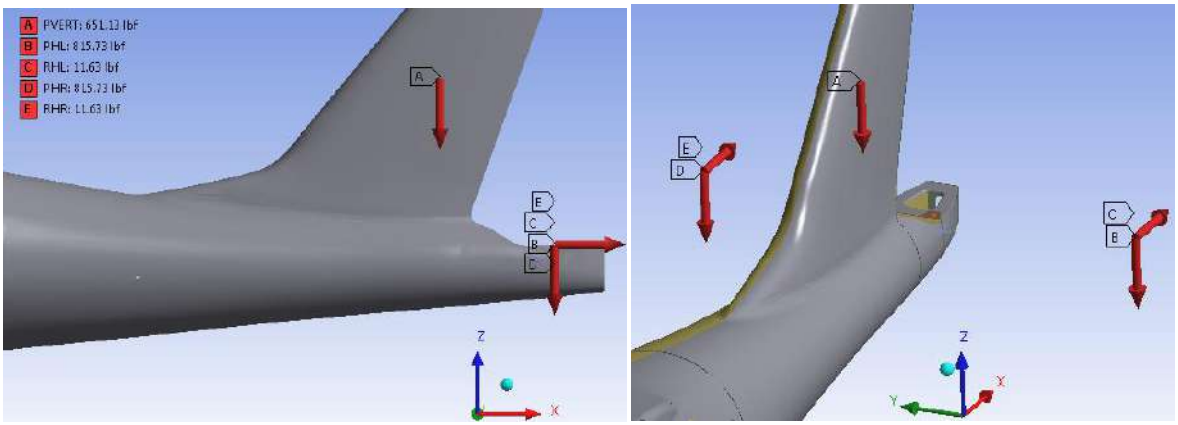


Figure 64 – Position des forces aérodynamiques à distance

Le nom de chacune des forces à distance peut être observé sur la figure de gauche. L'aérodynamique de l'appareil étant préservée, la position des forces à distance est donc la même. La valeur de ces forces à distance dans le repère global (voir section 4.3.2) est donnée dans le tableau 14.

Tableau 14 – Position des forces aérodynamiques à distance

	PHL	PHR	RHL	RHR	PVERT
X (po)	196.93	196.93	196.93	196.93	178.43
Y (po)	-35.11	35.11	-35.11	35.11	0.00
Z (po)	25.68	25.68	25.68	25.68	52.42

Les valeurs **limites** (sans facteur de sécurité) des forces pour les cinq cas de chargements critiques sont présentées dans le tableau 15.

Tableau 15 – Valeurs limites des forces aérodynamiques

Cas	PHL (lbf)	PHR (lbf)	RHL (lbf)	RHR (lbf)	PVERT (lbf)
14	-449.07	-449.07	6.40	6.40	0.00
19	-331.13	-592.00	224.00	-10.73	-486.47
20	-25.60	-272.67	6.25	-14.60	-482.67
22	163.87	163.87	-5.27	-5.27	0.00
23	-280.67	-280.67	6.02	6.02	0.00

4.3.8.2 Efforts inertiels

Les chargements inertiels sont en fait les forces engendrées par le mouvement en tangage et en lacet des systèmes autour du centre de gravité de l'appareil, comme le montre la figure 65.

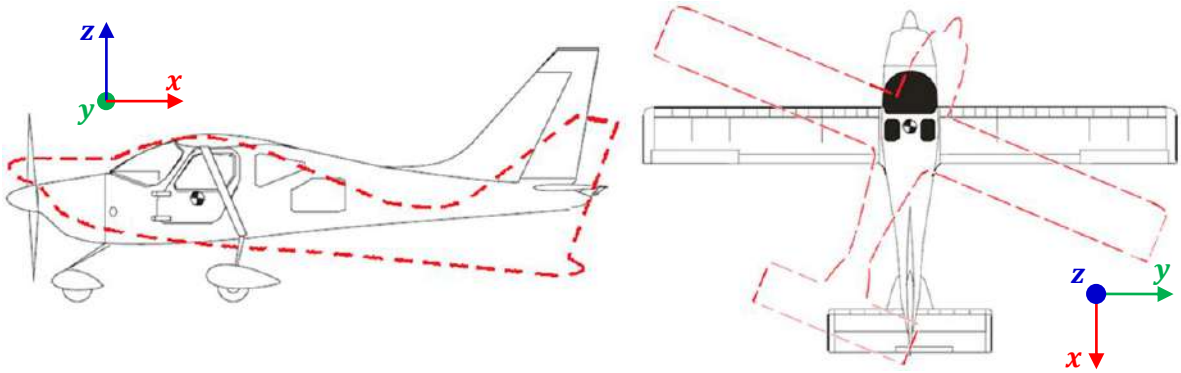


Figure 65 – Rotation de l'appareil en tangage (gauche) et lacet (droite)

Les rotations en tangage se font autour de l'axe *Y* et engendrent des forces verticales (axe *Z*) tandis que les rotations en lacet se font autour de l'axe *Z* et créent des forces latérales (axe *Y*). Ces efforts sont modélisés au moyen de forces à distance tout comme les forces aérodynamiques. Leurs positions et leurs points de fixation sont les mêmes que pour les masses ajoutées (voir section 4.3.4.).

Les grandeurs utilisés pour ces forces sont les mêmes que dans les études de *Symphony* [29] à l'exception des forces inertielles de l'empennage et des bagages. En effet, les

nouvelles forces inertielles associées à l'empennage sont réduites de 11.64% ce qui correspond à la réduction la masse de l'empennage.

L'équivalence est cependant moins facile à réaliser pour les forces inertielles des bagages puisque la masse et la position sont différentes. Il faut donc trouver les vitesses de rotation pour chacun des cas de chargement et ensuite calculer les nouvelles forces inertielles engendrées pour les mêmes rotations. Les valeurs utilisées pour effectuer ces calculs sont tirées des documents de certification d'*OMF* [32] et sont présentées dans le tableau 16.

Tableau 16 – Données pour le calcul des vitesses de rotation (valeurs limites) [32]

			Cas #14		Cas #19		Cas #20		Cas #22		Cas #23	
	Masse	R	F_y	F_z	F_y	F_z	F_y	F_z	F_y	F_z	F_y	F_z
	(slug-po)	(po)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)	(lbf)
Hélice	0.1370	72.1	-	-142.9	19.5	-108.7	20.7	-	-	149.5	-	-
Moteur	1.0278	55.6	-	-664.0	112.4	-628.5	119.8	-	-	864.4	-	-
Train avant	0.1036	34.4	-	-53.7	7.0	-39.2	7.4	-	-	53.9	-	-
Panneau inst.	0.1302	8.7	-	-21.2	2.2	-12.5	2.4	-	-	17.2	-	-
Empennage	0.2113	-161.5	-	464.1	-67.2	375.3	-71.6	-	-	-516.2	-	-
Train arrière	0.2969	-16.7	-	55.2	-9.7	54.6	-9.8	-	-	-75.1	-	-
Bag. Avant	0.1485	-48.2	-	139.5	-20.7	78.7	-22.1	-	-	-108.2	-	-
Bag. arrière	0.1313	-71.0	-	81.8	-11.9	102.6	-12.7	-	-	-141.2	-	-

Où *R* représente le rayon de giration et *F* la force engendrée par la rotation selon la direction indiquée en indice. Ces valeurs sont issues des chargements limites et sont converties au système impérial par souci de convenance. Les efforts inertiels engendrés par la rotation des pilotes sont considérés négligeables puisque ceux-ci se retrouvent très près du centre de gravité de l'appareil. Les vitesses de rotation en tangage et en lacet peuvent alors être calculées pour chacun des cas de chargement, à l'aide des équations suivantes.

$$F_z = mR\omega_y^2 \Longrightarrow \omega_y^2 = \frac{F_z}{mR} \tag{4.1}$$

$$F_y = mR\omega_z^2 \Longrightarrow \omega_z^2 = \frac{F_y}{mR} \tag{4.2}$$

Où m est la masse, R le rayon de giration et F la force inertielle engendrée par la rotation. Les vitesses de rotation sont calculées pour chacun des systèmes afin de s'assurer qu'elles sont bel et bien les mêmes pour un cas de chargement donné.

Tableau 17 – Vitesses de rotation des cas de chargement critiques

	Cas #14		Cas #19		Cas #20		Cas #22		Cas #23	
	ω_z^2 (s^{-2})	ω_y^2 (s^{-2})	ω_z^2 (s^{-2})	ω_y^2 (s^{-2})	ω_z^2 (s^{-2})	ω_y^2 (s^{-2})	ω_z^2 (s^{-2})	ω_y^2 (s^{-2})	ω_z^2 (s^{-2})	ω_y^2 (s^{-2})
Hélice	-	-14.46	1.97	-11.00	2.10	-	-	15.13	-	-
Moteur	-	-11.62	1.97	-11.00	2.10	-	-	15.13	-	-
Train avant	-	-15.07	1.96	-11.00	2.09	-	-	15.13	-	-
Panneau inst.	-	-18.63	1.95	-11.02	2.08	-	-	15.11	-	-
Empennage	-	-13.60	1.97	-11.00	2.10	-	-	15.13	-	-
Train arrière	-	-11.11	1.95	-11.00	1.98	-	-	15.13	-	-
Bag. avant	-	-19.50	2.90	-11.00	3.09	-	-	15.13	-	-
Bag. arrière	-	-8.77	1.27	-11.00	1.36	-	-	15.13	-	-

Il est possible de remarquer que les vitesses de rotation obtenues sont constantes d'un sous-système à l'autre seulement pour les rotations en tangage (ω_y^2) des cas de chargement 19 et 22.

Les résultats pour le cas de chargement 14 laissent croire que la contribution inertielle de chacune des masses a été calculée avec une vitesse de rotation différente. Malheureusement, les données disponibles dans les archives de *Symphony* et d'*OMF* ne permettent pas de retrouver une vitesse de rotation de façon précise. Les valeurs obtenues pour la rotation des bagages en lacet (ω_z^2) semblent aussi diverger pour les cas de chargement 19 et 20.

Les calculs des efforts inertiels des bagages se font donc avec la valeur maximale (ou minimale si négatif) de vitesse de rotation, ce qui permet d'affirmer que le pire cas de chargement est considéré.

Les valeurs **limites totales** des efforts inertiels sont présentées dans le tableau 18.

Tableau 18 – Valeurs limites des nouveaux efforts inertiels

				Cas #14		Cas #19		Cas #20		Cas #22		Cas #23	
	Masse (lbm)	R (po)	n -	F_y (lbf)	F_z (lbf)	F_y (lbf)	F_z (lbf)	F_y (lbf)	F_z (lbf)	F_y (lbf)	F_z (lbf)	F_y (lbf)	F_z (lbf)
Hélice	52.9	72.1	1	-	-142.9	19.5	-108.7	20.7	-	-	149.5	-	-
Moteur	396.8	55.6	1	-	-664.0	112.4	-628.5	119.8	-	-	864.4	-	-
Train avant	40.0	34.4	2	-	-53.7	7.0	-39.2	7.4	-	-	53.9	-	-
Panneau inst.	50.3	8.7	3	-	-21.2	2.2	-12.5	2.4	-	-	17.2	-	-
Empennage	72.1	-161.5	1	-	410.4	-59.4	331.8	-63.3	-	-	-456.4	-	-
Train arrière	114.6	-16.7	2	-	55.2	-9.7	54.6	-9.8	-	-	-75.1	-	-
Bagages (nouv)	165.0	-50.4	1	-	419.9	-62.4	237.4	-66.5	-	-	-325.8	-	-

L'inertie des systèmes fixés au châssis en plusieurs points est modélisée par un nombre n de forces dont la somme des modules correspond à la force totale indiquée dans le tableau précédent. Cette méthode est utilisée afin de répliquer le modèle par éléments finis de *Symphony* dans lequel le panneau des instruments était, par exemple, modélisé au moyen de 3 masses distinctes (gauche, droite et centre). La même stratégie est donc utilisée pour ce modèle. La contribution des bagages et de l'empennage est quant à elle simulée au moyen d'une seule force pour chacun d'eux même si les systèmes sont fixés en plusieurs points.

4.3.8.3 Accélération

Les rafales que subit l'appareil engendrent des efforts inertiels verticaux supplémentaires et sont modélisées par une accélération de l'avion. Une accélération vers le haut engendre une force vers le bas sur tous ses éléments de masse. Les valeurs **limites** des accélérations sont données dans le tableau 19.

Tableau 19 – Valeurs limites des accélérations

Cas	Nombre de g	(in/s^2)
14	0.34	131.27
19	0.53	203.86
20	1.00	386.09
22	5.73	2210.75
23	3.80	1467.14

4.3.9 Définition des stratifiés

Une fois que les paramètres globaux sont définis dans le module *Mechanical* d'*ANSYS*, le modèle est importé dans le préprocesseur d'*ACP* pour la définition des stratifiés du fuselage. Cette étape consiste à définir les matériaux composites et à définir les stratifiés des différentes composantes du fuselage.

4.3.9.1 Matériaux et tissus

La définition des stratifiés débute avec la création de matériaux et de tissus à partir desquels pourront être définies les différentes configurations de stratifié. Les propriétés à définir sont la densité, les modules de rigidité et les différentes limites en résistance ainsi que l'épaisseur et le prix des tissus. Les valeurs de conception proviennent soit de la caractérisation (voir section 3.2.4), des fiches techniques des manufacturiers ou de banques de données (voir

ANNEXE A).

Les états limites utilisés sont les seuils minimaux trouvés ce qui constitue une hypothèse conservatrice. Cependant, la valeur minimale de chacun des modules permettra de trouver les déplacements maximaux de la structure (et potentiellement les déformations maximales), mais ne permettra pas forcément de trouver les contraintes maximales. En effet, pour un système hyperstatique principalement constitué d'un seul matériau, les contraintes sont approximativement proportionnelles aux modules de rigidité du matériau pour une déformation donnée. La structure sera donc évaluée avec les valeurs minimales et maximale probables des modules (plus ou moins deux écarts types).

La certification du fuselage doit aussi démontrer que celui-ci ne subit pas de déformations permanentes (domaine élastique) pour les chargements limites et de rupture majeure pour les chargements ultimes (voir section 2.1). La caractérisation des matériaux a démontré que les composites possédaient un domaine plastique seulement en cisaillement. Les cas de chargements limites seront donc évalués avec les limites élastique en cisaillement $(\tau_{0.2})$ et les cas de chargements ultimes seront évalués avec les limites ultimes de cisaillement (τ_{max}). Les limites en tension et compression sont quant à elles les mêmes pour les cas de chargement limite et ultime.

De plus, les limites en compression (F_{cU}) des composites ont été déterminées au moyen de facteurs de réduction appliqués sur les limites en tension. Cette hypothèse pourrait être plus ou moins valide et il serait intéressant d'observer la sensibilité des critères de rupture en fonction de la valeur de la limite en compression.

Les propriétés sont donc modifiées selon le cas étudié. Le tableau 20 présente les propriétés utilisées en fonction des cas mentionnés à la section 4.3.7.

Tableau 20 – Propriétés des matériaux pour les chargements étudiés

# étude	Cas de chargement	Facteur d'amplification (LEF)	Module d'élasticité	Limite en compression	Limite en cisaillement
1	Limite	1.00	Min.	σ_c	$\varepsilon = 0.2\%$
2	Limite	1.00	Max.	σ_c	$\varepsilon = 0.2\%$
3	Ultime	1.00	Min.	σ_c	Max.
4	Ultime	1.00	Max.	σ_c	Max.
5	Ultime	1.21	Min.	σ_c	Max.
6	Ultime	1.21	Max.	σ_c	Max.
7	Ultime	1.21	Max.	$\sigma_c/2$	Max.

Les valeurs de conception des composites sont tirées de la caractérisation et incluent des

facteurs de réduction pour tenir en compte les effets de l'environnement. Les valeurs de conception des composites sont présentées dans le tableau 21.

Tableau 21 – Valeurs de conception des composites

	E_{min} (MSI)	E_{max} (MSI)	G_{min} (MSI)	G_{max} (MSI)	ν -	F_t (KSI)	F_c	F_{12ult} (KSI)	F_{12el} (KSI)
TC-06-P / Epolam 5015 (Composite carbone-époxy)									
Valeur moyenne	7.61	9.83	0.40	0.47	0.06	98.42	85.33	10.08	3.90
Facteur de réduction	1.18	1.00	1.17	1.17	1.00	1.06	1.30	1.22	1.22
Valeur de conception	6.46	9.83	0.34	0.40	0.06	92.60	65.80	8.26	3.20
TG-09-P / Epolam 5015 (Composite verre-époxy)									
Valeur moyenne	2.95	4.26	0.39	0.44	0.12	66.65	63.85	9.84	3.85
Facteur de réduction	1.14	1.00	1.55	1.55	1.00	3.16	2.36	2.13	2.13
Valeur de conception	2.59	4.26	0.25	0.29	0.12	21.10	27.03	4.62	1.81

Les valeurs de conception des autres matériaux proviennent quant à elles des fiches techniques des manufacturiers ou de banques de données en ligne (voir ANNEXE A) et elles sont présentées dans le tableau 22.

Tableau 22 – Autres valeurs de conception

	E (KSI)	G (KSI)	υ	F_{1t} & F_{2t} (PSI)	F_{3t} (PSI)	F_{1c} & F_{2c} (PSI)	F_{3c} (PSI)	F_{12} (PSI)
Mousse HT-61	10.9	2.9	0.3	261	261	145	145	131
Phénolique X-Paper	1800	676.7	0.33	20000	16000	19000	36000	12000
Aluminium 6061-T6	10000	3770	0.33	-	-	-	-	-

Les indices 1 et 2 réfèrent aux propriétés dans le plan de la feuille, tandis que l'indice 3 réfère à la propriété dans le sens de l'épaisseur.

Les tissus sont créés en définissant différentes épaisseurs et prix pour chacun des matériaux. Les propriétés générales de ces tissus sont présentées dans le tableau 23.

Tableau 23 – Propriétés générales des tissus

	Densité		Épaisseur	Densité surfacique		Prix
	(lbm/in^3)	(slug-po/in^3)	(po)	(lbm/in^2)	(slug-po/in^2)	($/in^2)
TC-06-P / Epolam 5015	0.0571	1.48E-04	0.008	4.74E-04	1.23E-06	0.0109
TG-09-P / Epolam 5015	0.0637	1.65E-04	0.009	5.80E-04	1.50E-06	0.0034
Mousse rigide HT 61	0.0024	6.09E-06	0.125	2.94E-04	7.61E-07	0.0150
			0.250	5.88E-04	1.52E-06	0.0300
			0.375	8.81E-04	2.28E-06	0.0434
Phénolique X-Paper	0.0491	1.27E-04	0.250	1.23E-02	3.18E-05	0.0300
			0.375	1.84E-02	4.77E-05	0.0450
Alu. 6061-T6 (jauge 14)	0.0975	2.53E-04	0.064	6.25E-03	1.62E-05	-

En résumé, chacun des cas de chargement est étudié avec les extremums des modules. Les cas de chargement limites (DLL) sont évalués avec les limites élastiques en cisaillement. Les cas ultimes multipliés du facteur d'amplification de charge (LEF) sont utilisés pour étudier la sensibilité aux limites en compression, afin d'obtenir les marges de sécurité les plus basses.

4.3.9.2 Orientation des éléments

Dans *ACP*, la définition des stratifiés en composites se fait en assignant des couches de matériaux à des surfaces spécifiques de la géométrie. Une direction de référence doit être assignée à chacune de ces surfaces afin de pouvoir orienter les couches de composite dont les propriétés sont orthotropes. Des groupes d'éléments orientés (*oriented element sets*) sont créés à partir de sélections nommées (*named selections*) définies dans *Mechanical* et de systèmes de coordonnées local (*rosettes*) définis à l'intérieur d'*ACP*. La direction de référence du stratifié correspond alors à l'axe *X* du système de coordonnées local sélectionné. Tous les systèmes de coordonnées nécessaires à l'orientation des éléments du modèle ont leur plan *XZ* coïncident avec celui du repère global et possèdent un angle de rotation θ autour de l'axe Y tel que montré à la figure 66.

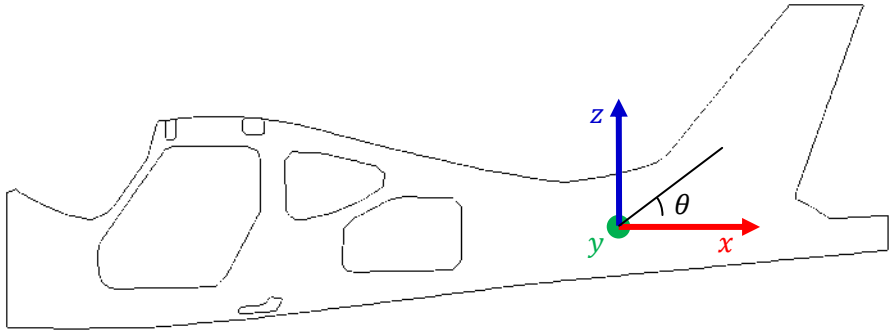


Figure 66 – Angle de rotation des repères pour orienter les éléments

Les angles des cinq repères créés et les surfaces qu'ils servent à orienter sont les suivants :

- 0° : Surfaces principales des demi-coques, nervures de l'empennage;
- 45° : Plancher et cloison A;
- 56° : Membrure avant;
- 61° : Stabilisateur vertical et de son longeron;
- 90° : Cloisons.

La direction de référence des éléments est ensuite validée à l'intérieur d'ACP au moyen des outils de visualisation comme le montre la figure 67.

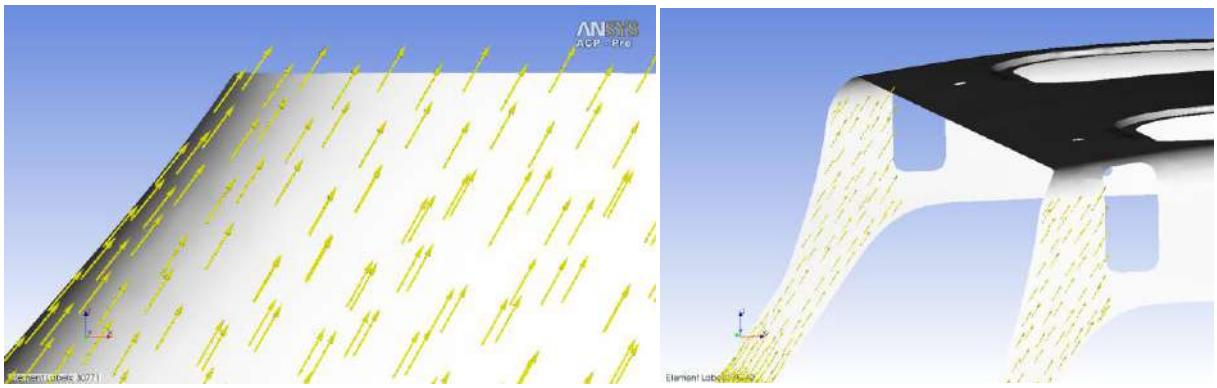


Figure 67 – Direction de référence des éléments du stabilisateur vertical et des membrures avant

Un autre paramètre important qui doit être vérifié lors de la définition des repères élémentaires est l'orientation des éléments. Cette orientation représente la direction vers laquelle les couches du laminé sont empilées et ne doit pas être confondue avec la direction de référence. Les surfaces de la géométrie du fuselage correspondent à l'extérieur de la peau d'un des appareils qui a été numérisée par *Symphony*. Il faut donc que les couches de composites soient empilées vers l'intérieur comme si les corps surfaciques correspondaient en fait aux moules dans lesquels sera fabriqué le fuselage. La figure 68 montre un exemple de l'orientation des éléments du stabilisateur.

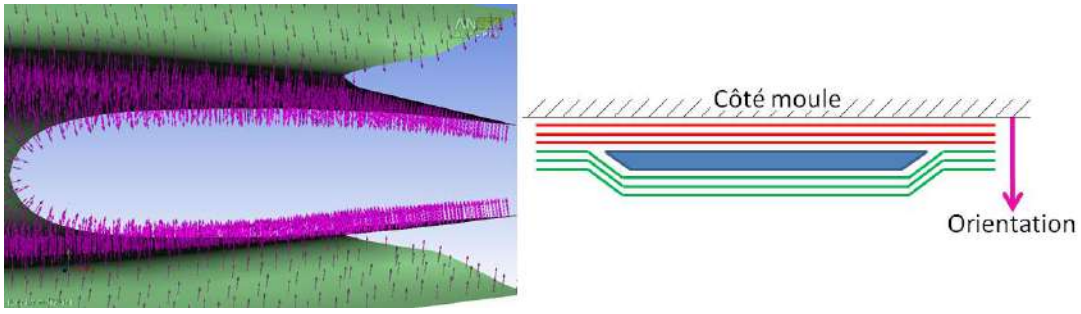


Figure 68 – Orientation des éléments du stabilisateur vertical

L'orientation des éléments est cruciale dans le cas des structures épaisses comme les constructions sandwich car la rigidité globale et la contrainte des couches extérieures peuvent être affectées.

4.3.9.3 Stratifiés

Une fois que l'ensemble des éléments orientés est déterminé, les différentes couches du stratifié peuvent être assignées. La méthodologie utilisée lors de la définition des stratifiés consiste d'abord à limiter l'utilisation de constructions sandwich près des interfaces collées unissant les corps du fuselage et les interfaces boulonnées pour l'assemblage du fuselage au châssis. Si la présence d'une âme est toutefois nécessaire, des inserts de phénoliques sont préférables puisqu'elles ont une meilleure capacité à redistribuer les chargements locaux associés aux boulons. La présence de mousse rigide ainsi que son épaisseur seront limitées dans les endroits présentant de petits rayons de courbure puisqu'il peut être difficile de former adéquatement la mousse. De plus, les stratifiés définis doivent être réalistes et faciles à mettre en production. La dimension maximale de tissus à 45° est cependant limitée par le fait que les morceaux doivent être découpés dans un rouleau aux dimensions fixes comme l'illustre la figure 69.

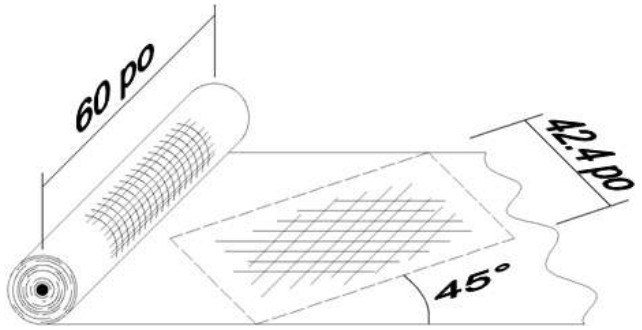


Figure 69 – Exemple de limitation lors de la définition des stratifiés

La définition des stratifiés peut être visualisée au moyen des différents outils disponibles dans *ACP*. Le premier permet d'illustrer les différentes épaisseurs de la structure au moyen d'un graphique de contour tel que montré à la figure 70.

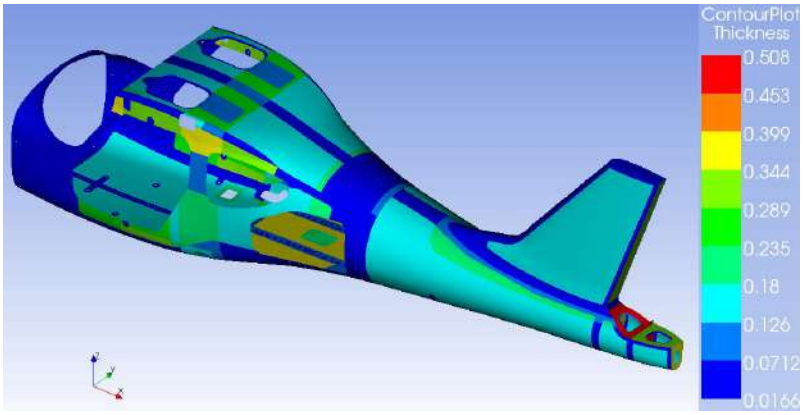


Figure 70 – Graphique de contour des épaisseurs de stratifiés

Le second outil de visualisation est l'affichage des modèles solides ce qui permet de visualiser les stratifiés en trois dimensions. Le dernier outil permet quant à lui de visualiser l'orientation des couches individuelles par rapport à la direction de référence des éléments. La figure 71 montre le modèle 3D de la cloison C et un exemple de direction des fibres.

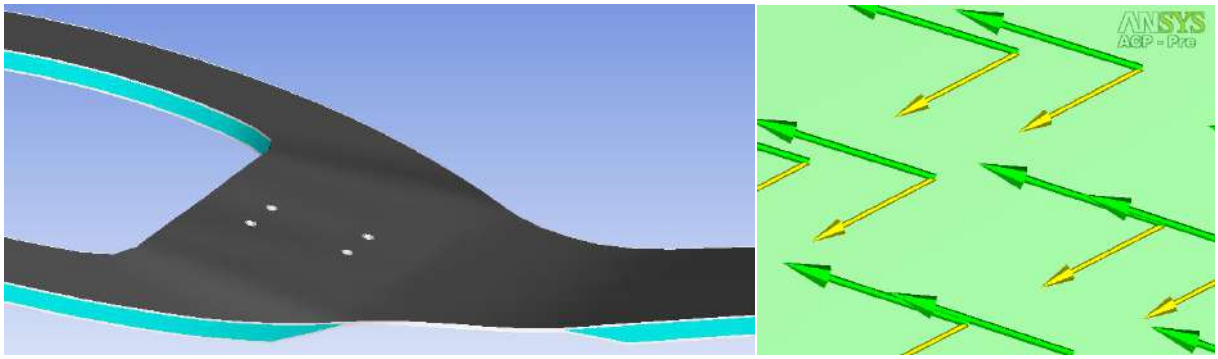


Figure 71 – Visualisation du stratifié en 3D (gauche) et de l'angle de la fibre (droite)

Le modèle 3D de la cloison C permet de visualiser les différentes couches du stratifié et de voir de quel côté elles sont empilées. La figure de droite montre la direction de référence en jaune et la direction d'une couche individuelle du stratifié en vert. La disposition finale des stratifiés du fuselage est détaillée à la section 4.4.

4.3.10 Résultats

Après avoir défini les chargements, les conditions aux frontières et les matériaux, les simulations sont faites et les résultats observés. Les résultats pertinents sont les déplacements, les critères de rupture et d'instabilité ainsi que les forces dans les joints et les contacts.

4.3.10.1 Critères de rigidité – Déplacements

Les déplacements sont observés à deux endroits sur le fuselage, soit au bout du stabilisateur vertical et au bout du cône à la cloison E. Les déplacements pour le fuselage en composites et pour le fuselage original sont présentés dans le tableau 24.

Tableau 24 – Déplacements pour les 5 cas de chargements

	Déplacements total (po)				
	14	**19**	**20**	**22**	**23**
Stabilisateur vertical					
Fuselage composites - DLL	0.478	1.244	0.975	0.670	0.897
Fuselage composites - DLL & LEF	0.578	1.505	1.180	0.810	1.085
Bout du cône/châssis					
Fuselage composites - DLL	0.502	1.082	0.809	0.666	0.919
Fuselage composites - DLL + LEF	0.608	1.310	0.979	0.806	1.112
Symphony DUL	0.774	1.762	1.248	1.107	1.432
Symphony DLL	0.516	1.175	0.832	0.738	0.954
Différence de rigidité sans LEF	**+2.6%**	**+7.9%**	**+2.8%**	**+9.8%**	**+3.7%**
Différence de rigidité avec LEF	**-17.8%**	**-11.5%**	**-17.7%**	**-9.2%**	**-16.5%**

Les différences de rigidité sont comparées au moyen des valeurs de déplacement au bout du cône ou du châssis pour les cas de chargement limite (DLL) incluant l'effet de l'environnement et du vieillissement simulé avec le facteur d'amplification de charge (LEF). Dans ce cas, la perte en rigidité du fuselage en composites ne dépasse pas 18%. Il est aussi intéressant de constater que le fuselage en composites est légèrement plus rigide sans le facteur d'amplification de charge. C'est donc dire qu'un fuselage nouvellement fabriqué serait légèrement plus rigide et tendrait à être moins rigide pour certaines conditions environnementales. Il est à noter que les déplacements de *Symphony* pour les cas de chargement ultimes (DUL) sont présentés simplement pour observer l'ordre de grandeur.

4.3.10.2 Critères de rupture – Contraintes et valeurs limites

La rupture de la structure est évaluée au moyen de certains des critères de rupture spécialisés pour les composites expliqués à la section 2.5.2 et ce, pour les limites de rupture spécifiées à la section 4.3.9.1. Les critères de Tsai-Hill et Tsai-Wu sont utilisés pour évaluer la résistance des composites, qu'ils soient des stratifiés monolithiques (sans sandwich) ou non. Les critères de cisaillement maximal et de décollement de la peau sont utilisés pour évaluer l'âme des structures sandwich. Tous les critères sont évalués simultanément pour

chacune des couches du stratifié et permettent de visualiser la valeur maximale de l'indice de rupture pour tous les cas de chargement. Il s'agit donc d'un indice dit de première rupture, puisqu'il permet de déterminer laquelle des couches se brisera en premier, comme montré à la figure 79 par exemple. Il ne permet cependant pas de déterminer la résistance résiduelle du stratifié avec les couches en moins.

Cas de chargement limites

Les indices de rupture des cas de chargement limites (DLL) sont plutôt faibles. En effet, l'indice dépasse la valeur limite de façon très ponctuelle sous le fuselage, près des fenêtres et pour certains points de jonction avec le châssis comme le montrent les figures 72 et 73.

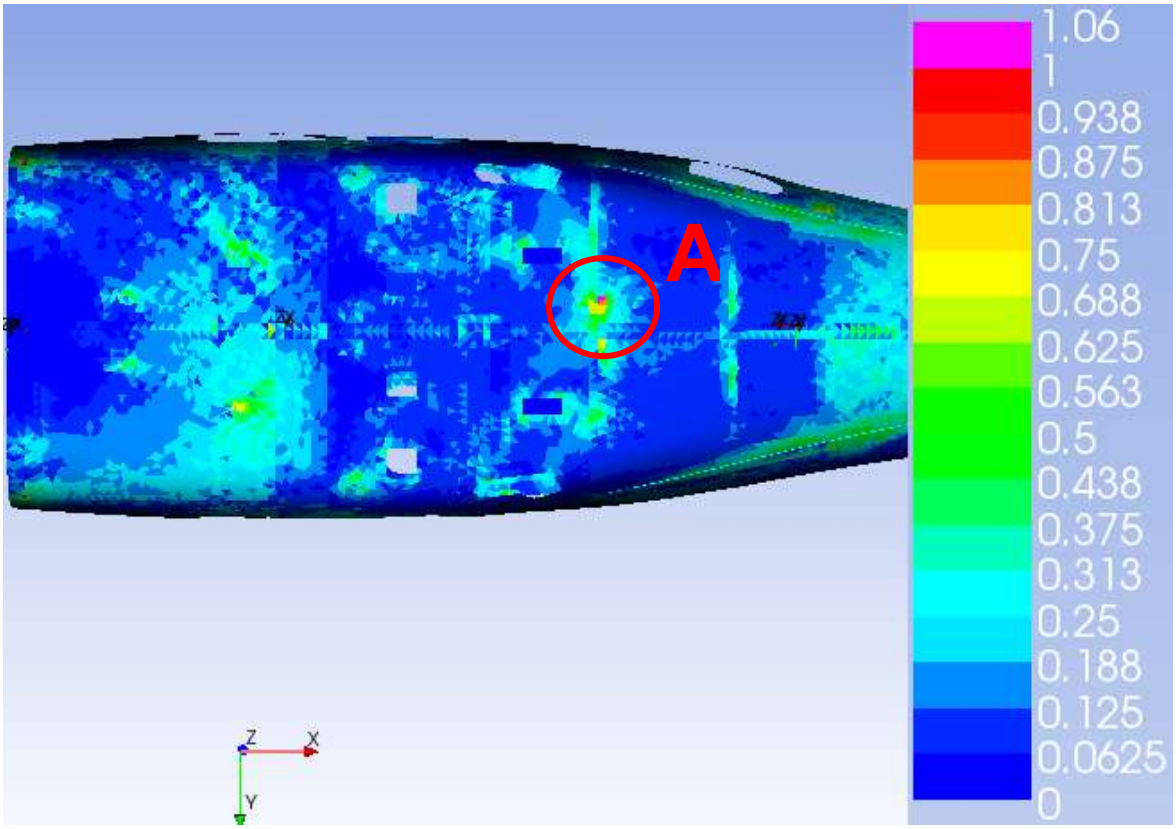


Figure 72 – Indices de rupture sous le fuselage (DLL)

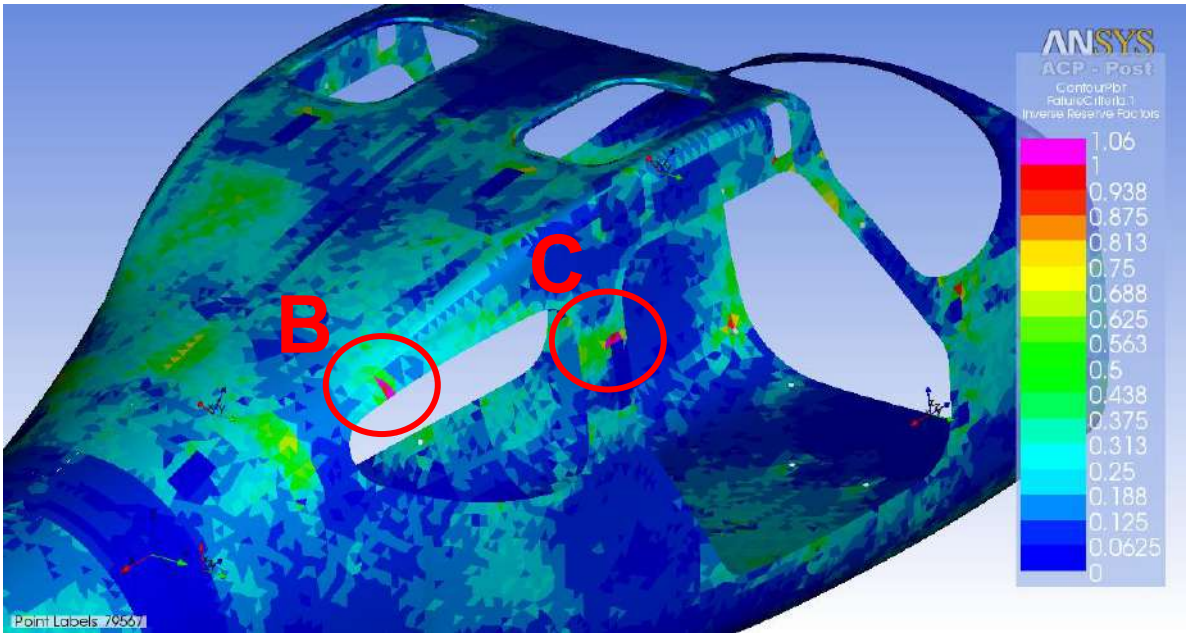


Figure 73 – Indices de rupture du côté droit du fuselage (DLL)

Le tableau 25 présente les indices de ruptures de ces endroits lorsque les valeurs minimale et maximale des modules sont utilisées.

Tableau 25 – Critères de rupture dans les endroits critiques pour les cas de chargements limites

		Indice de rupture max		
	Mode	E_{min}	E_{max}	E_{max}/E_{min}
A	Rupture du tissu	1.13	1.22	107.9%
B	Rupture de l'âme	1.29	1.15	89.1%
C	Rupture du tissu	1.18	1.14	96.6%

Une légère défaillance du plancher se produit aussi autour de la trappe d'accès, comme le montre la figure 74.

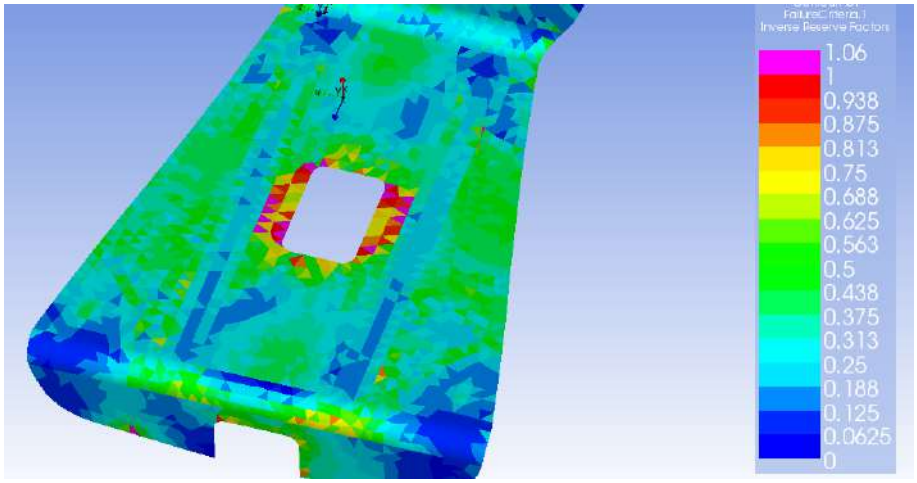


Figure 74 – Indices de défaillance du plancher avec E_{max} (DLL)

Cas de chargement ultimes

Les indices de rupture des cas de chargement ultimes (DUL) sont quant à eux calculés à partir des limites ultimes de cisaillement contrairement aux cas limites qui le sont avec les limites élastiques. Les endroits critiques sont les mêmes que dans le cas des chargements limites avec trois zones supplémentaires sur le côté gauche du fuselage qui sont montrés sur la figure 75. Le côté droit est semblable au gauche mais avec des niveaux de contraintes légèrement moins élevés.

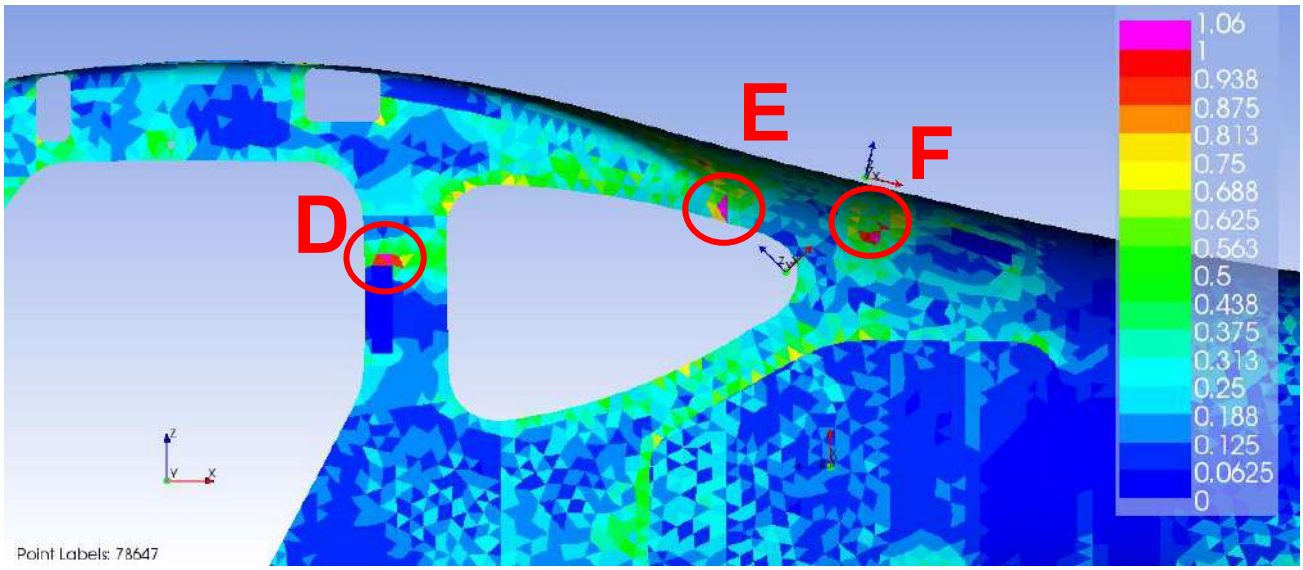


Figure 75 – Indices de rupture du côté gauche du fuselage avec E_{max} (DUL)

Le tableau 26 présente la valeur des critères à ces emplacements.

Tableau 26 – Indices de rupture dans les endroits critiques pour les cas de chargements ultimes

		Indices de rupture max		
	Mode	E_{min}	E_{max}	E_{max}/E_{min}
A	Rupture de l'âme	1.30	1.31	100.8%
B	Rupture de l'âme	1.94	1.73	89.0%
C	Rupture du tissu	1.21	1.27	105.3%
D	Rupture du tissu	1.20	1.33	110.8%
E	Rupture de l'âme	1.68	1.33	79.2%
F	Décollement âme-peau	1.23	1.25	102.3%

Les valeurs de critères sont plus élevées mais encore une fois il s'agit de la rupture d'une

seule couche ou de l'âme de façon très locale. Le plancher subit encore une rupture sur le pourtour de la trappe d'inspection ainsi que dans un coin de l'ouverture du passage des câbles de contrôle tel que montré à la figure 76. Il est à noter que les indices de rupture supérieurs à 1 représentent une défaillance locale, ce qui ne veut cependant pas dire que la structure subit une défaillance complète. Cet état de défaillance locale est envisagé pour les cas de chargements ultimes puisque la structure peut être légèrement endommagée pour de tels chargements.

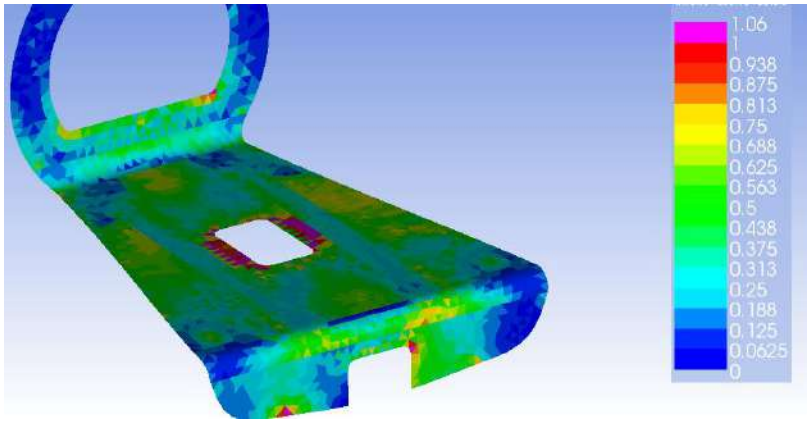


Figure 76 – Indices de rupture du plancher pour avec E_{max} (DUL)

Cas de chargement ultimes avec facteur d'amplification de charge

En incluant le facteur d'amplification de charges (LEF), il est possible d'observer que les mêmes régions subissent une rupture locale en plus de quatre autres emplacements dont trois sur le toit et un près du stabilisateur vertical. Ces points critiques sont présentés aux figures 77 et 78.

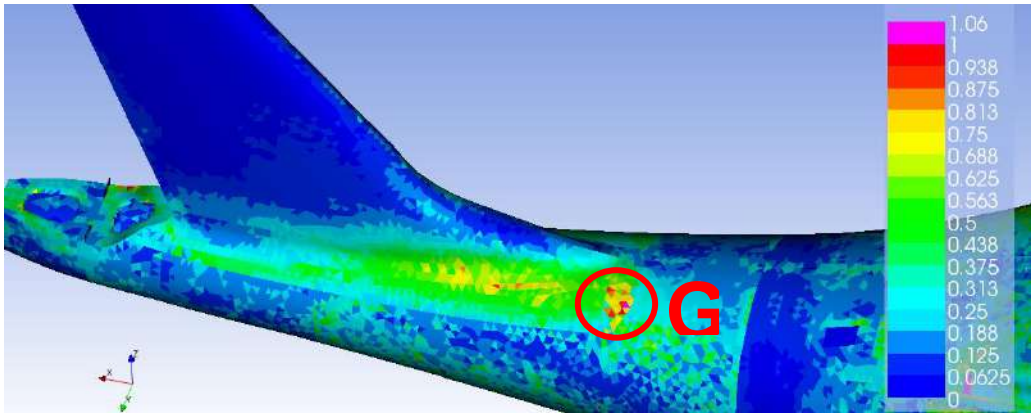


Figure 77 – Indices de rupture du cône (DUL & LEF)

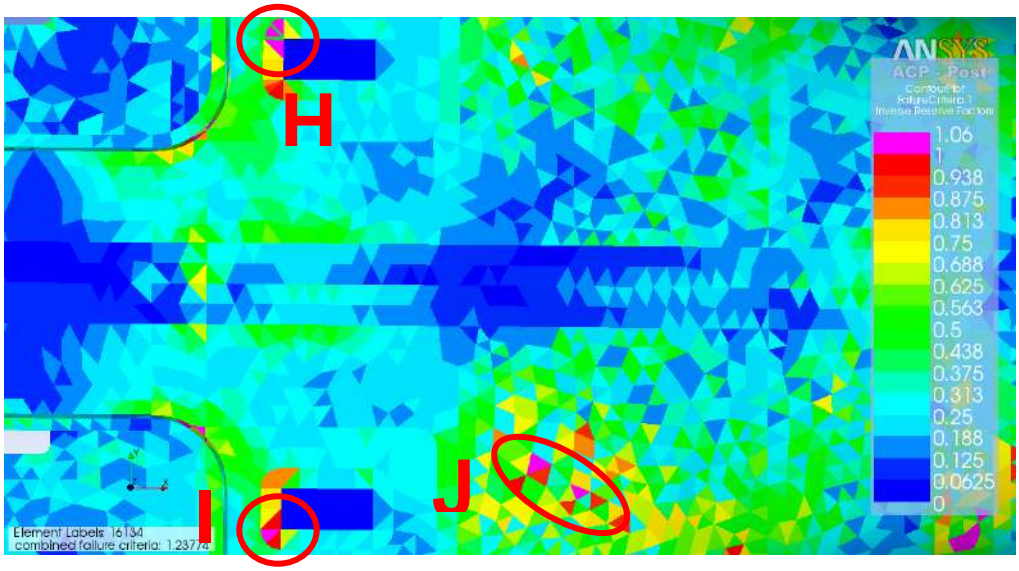


Figure 78 – Indices de rupture du toit (DUL & LEF)

Le tableau 27 montre les indices de rupture des régions critiques pour les cas de chargements ultimes avec facteur d'amplification de charges. Les indices de rupture sont donnés pour le cas où le module d'élasticité des matériaux est minimal et maximal (± 2 écarts type) et le ratio entre les résultats est fait.

Tableau 27 – Critères de rupture dans les endroits critiques (DUL & LEF)

		Indice de rupture max		
	Mode	**Emin**	**Emax**	**Emax/Emin**
A	Rupture de l'âme	1.57	1.59	100.8%
B	Rupture de l'âme	2.35	2.09	89.1%
C	Rupture du tissu	1.46	1.54	105.3%
D	Rupture du tissu	1.46	1.20	82.6%
E	Rupture de l'âme	2.04	1.61	79.2%
F	Décollement âme-peau	1.19	1.52	127.1%
G	Rupture de l'âme	1.15	1.07	93.3%
H	Rupture du tissu	1.13	1.24	110.0%
I	Rupture du tissu	0.99	1.09	110.0%
J	Décollement âme-peau	1.03	1.11	108.3%

Les indices de rupture observés précédemment semblent prédire que plusieurs endroits du fuselage subiront la rupture s'ils sont soumis aux cas de chargement ultimes. Il est important de noter que la certification n'exige pas que la structure puisse résister aux chargements ultimes sans s'endommager, mais qu'elle pourra y résister pendant trois secondes sans défaillance (RAC 523.305.b). De plus, les modèles permettent de prédire de la rupture de façon très locale et ce, pour un petit nombre de couches du stratifié. La figure 79 montre, par exemple, que trois des plis du stratifié observé devraient subir la rupture (critère supérieur à

1).

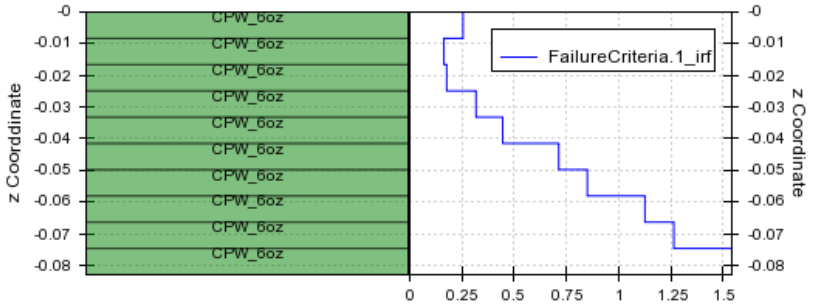


Figure 79 – Critère de défaillance de la région C (DUL & LEF)

Il s'agit de l'unique endroit où trois couches subissent la rupture simultanément à un même endroit pour l'ensemble des cas de chargement. Les indices de rupture de ces trois couches sont respectivement 1.57, 1.26 et 1.13. Les autres couches du stratifié ne présentent toutefois pas de défaillance. Le critère de rupture ne tient toutefois pas compte de la rupture progressive qui se produirait au moment de la rupture des trois couches supérieures.

Sensibilité à la variation des limites en compression

Le dernier résultat observé en termes de critère de rupture est l'influence de la limite en compression. En effet, les valeurs de limites en compression utilisées lors de la conception sont calculées en multipliant les limites en tension par des facteurs tirés de la littérature (voir 3.2.3). Les mêmes critères sont donc évalués avec une limite en compression réduite de la moitié arbitrairement à partir des cas de chargement ultimes auxquels est appliqué le facteur d'amplification de charges. C'est donc dire que les résultats traduisent la défaillance de la structure en fin de vie lorsque les limites en compression valent la moitié des valeurs anticipées. La figure 80 montre la distribution de l'indice de rupture lors de l'analyse de sensibilité.

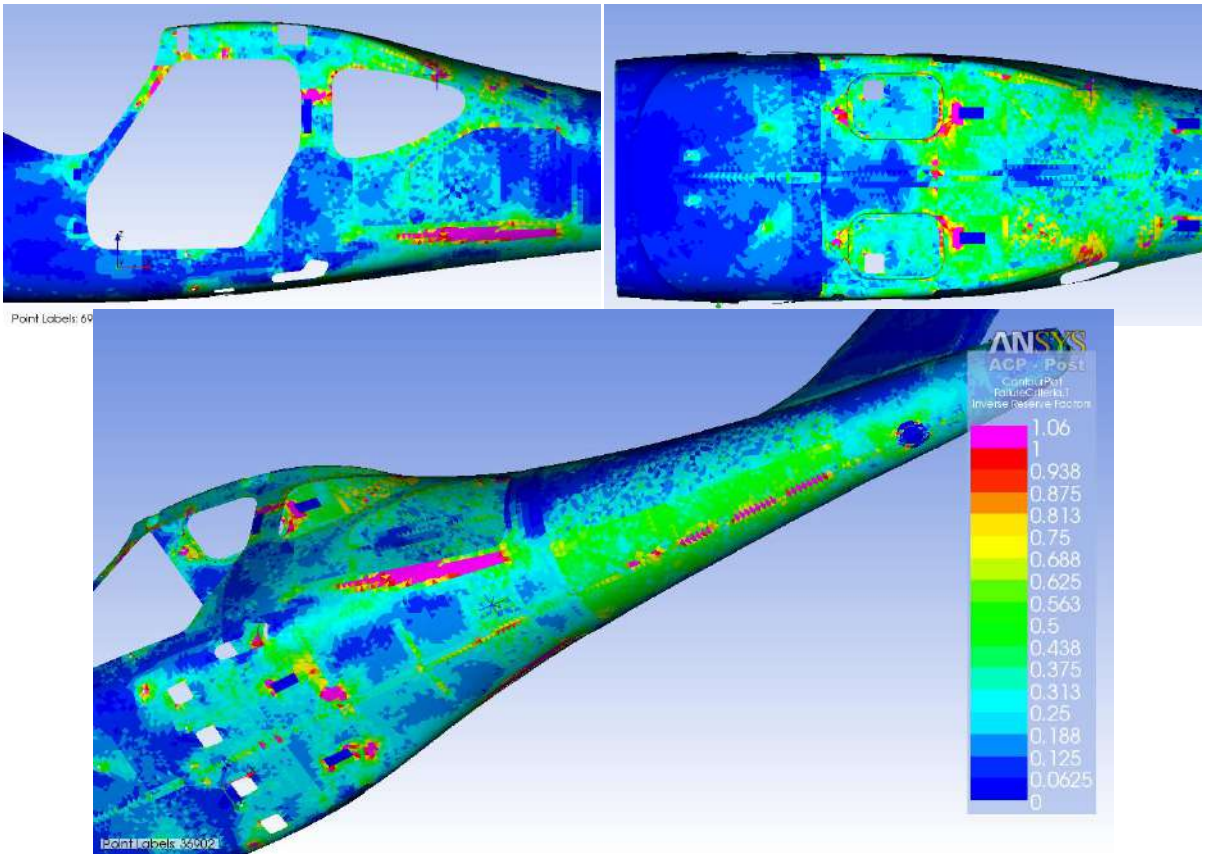


Figure 80 – Indices de rupture avec $\sigma_c/2$ (DUL & LEF)

Une diminution drastique de la limite de rupture en compression devrait favoriser l'apparition de délaminations dans les zones contraintes en compression. Il est en effet possible d'observer une augmentation des valeurs d'indices de rupture à certaines locations. En effet, il est d'abord possible d'observer que les critères semblent prédire une rupture plus prononcée à proximité des points de fixation au centre et ce, sur toute la périphérie du fuselage. De plus, une rupture partielle se produit sous la porte du compartiment à bagages ainsi que sous le cône à l'arrière. La rupture du fuselage n'est cependant pas complète et le chemin de chargement est majoritairement préservé. En effet, la majeure partie de la structure ne présentant pas de valeurs d'indices de rupture supérieure à la limite et il peut être affirmé que dans les circonstances, le fuselage devrait présenter plusieurs faiblesses tout en conservant probablement une tenue structurale suffisante. La seule façon d'être plus précis concernant cette question serait de mesurer la limite en compression avec précision.

4.3.10.3 Critères d'instabilité – Flambage linéaire

L'étude de flambage linéaire ne peut pas être réalisée à partir de joints pour l'assemblage du fuselage au châssis. Une autre étude a donc été faite sans le châssis et les points

d'interfaces ont été remplacés par des conditions aux frontières permettant le mouvement des mêmes degrés de liberté que ceux exprimés à la section 4.3.5.3 ce qui équivaudrait à rendre le châssis complètement rigide. Les cas de chargement limites (DLL) sont utilisés pour évaluer les cinq premiers modes de flambage. Les résultats obtenus sont les facteurs de multiplication du chargement nécessaires afin d'engendrer les différents modes de flambage. Ces facteurs sont présentés dans le tableau 28.

Tableau 28 – Facteurs de multiplication de charge pour les cinq premiers modes de flambage (DUL)

Mode	14	19	20	22	23
1	1.31	0.93	1.30	0.61	0.90
2	1.48	1.00	1.43	1.14	0.96
3	1.51	1.01	1.50	1.21	1.07
4	1.55	1.01	1.53	1.24	1.09
5	1.60	1.04	1.56	1.41	1.25

Les cas de chargement 19, 22 et 23 présentent donc des modes de flambage qui peuvent être engendrés au moyen d'une fraction du chargement. Cependant, le flambage est plutôt mineur, puisqu'il ne s'agit pas du flambage de la structure dans son ensemble, mais bien d'une portion très locale, comme le montre la figure 81.

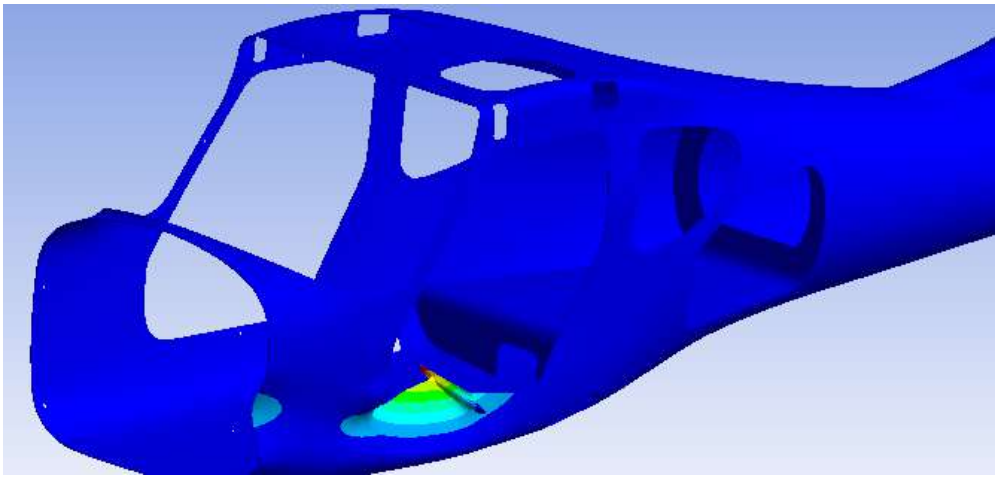


Figure 81 – Premier mode de flambage du cas de chargement 22

Les autres modes de flambage ayant un facteur de multiplication de charge inférieur à 1 donnent aussi lieu à un flambage très localisé, près d'un point d'interface du châssis au fuselage.

4.3.10.4 Forces aux interfaces

Les forces aux interfaces permettent de calculer les forces et contraintes exercées dans chacun des éléments d'assemblage (joints collés ou boulonnés).

Contacts

La première série de résultats consiste à calculer la force d'interface par unité de longueur pour chacun des cas de chargement. Pour ce faire, les lignes de contacts ont préalablement été séparées en segments d'une longueur moyenne de 10 pouces (voir section 4.3.5.2) et les forces d'interface sont obtenues. Ces forces sont ensuite décomposées selon un repère de référence propre à chaque segment de contact dont le plan *XY* coïncide aux surfaces mises en contact, et l'axe Z à la normale, comme le montre la figure 82.

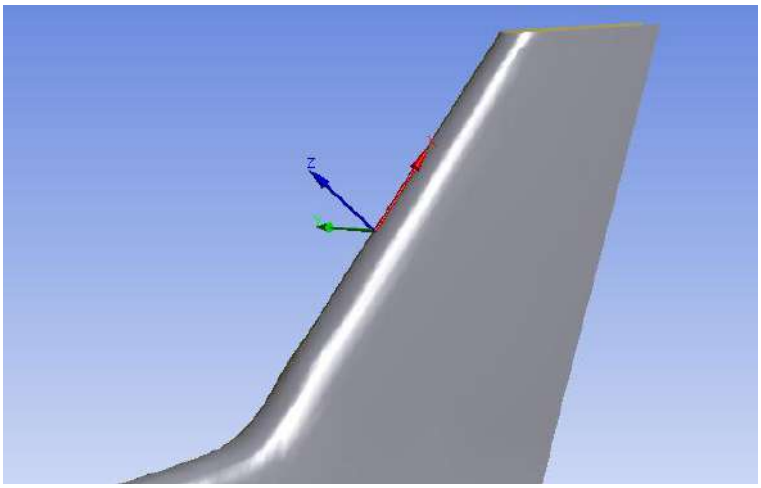


Figure 82 – Repère des contacts du stabilisateur vertical

Il peut être supposé que la combinaison des forces en *X* et *Y* produira du cisaillement alors que la force orientée selon *Z* produira un effet apparenté au pelage. Chacune des composantes peut ensuite être divisée par la longueur du joint donnant une force d'interface unitaire. Le tableau 29 montre les forces d'interface maximales des joints par unité de longueur.

Tableau 29 – Forces d'interface unitaires maximales

	F_x (lbf/po)	F_y (lbf/po)	F_z (lbf/po)	$F_{xy} = \sqrt{F_x^2 + F_y^2}$ (lbf/po)
14	125.81	1.57	47.85	125.82
19	240.64	2.13	96.29	240.65
20	192.75	34.00	37.62	195.72
22	175.97	342.45	31.85	385.02
23	3.26	311.36	22.66	311.38

L'effort de cisaillement maximal est de 385 lbf/po ce qui donne une contrainte de 385 PSI pour un joint avec un chevauchement de 1 pouce. Cette valeur est bien en deçà des limites de cisaillement de l'adhésif trouvées au moyen des tests (voir section 3.3). En ce qui

concerne la force normale F_z la valeur maximale trouvée est de 96 lbf/po ce qui est au-dessus de la limite de 60 lbf/po spécifiée par le manufacturier. Cet effort survient dans le contact unissant la cloison D et l'âme de cisaillement avant. Des rivets pourraient donc être utilisés pour renforcer le joint localement à cet endroit. Les autres valeurs de forces normales sont inférieures à la limite du manufacturier.

Joints

Les forces d'interface dans les joints unissant le fuselage au châssis peuvent aussi être évaluées. Le tableau 30 présente le modules des plus grandes forces d'interface.

Tableau 30 – Valeurs maximales des forces d'interface des joints (module)

14 (lbf)	19 (lbf)	20 (lbf)	22 (lbf)	23 (lbf)
614.54	1434.01	1640.18	3600.25	2822.68

Ces forces sont donc distribuées dans le châssis, notamment les membrures arrière qui sont discutées à la section 4.3.3.2. Le flambage d'Euler est calculée selon la référence [36], où la constante C fixée à 1 pour considérer deux extrémités comme des pivots. Le tube a une longueur de 41.65 pouces et est fait d'acier 4130 ayant un module d'élasticité de l'acier 4130 est de 2.9×10^7 psi.

$$P = \frac{C\pi^2 IE}{l^2} = \frac{C\pi^2(\pi r^3 t)E}{l^2} \tag{4.3}$$

La section 10 (voir le tableau 12) a été choisie pour ces bras lors de la phase de conception. Le chargement de flambage est néanmoins calculé pour toutes les sections de tubes afin de permettre un choix de section plus éclairé. Le tableau 31 montre la charge maximale en flambage pour toutes les sections du châssis originales ainsi que le poids qu'aurait chacun des deux tubes.

Tableau 31 – Flambage d'Euler des tubes arrière ($C = 1$, $E = 2.9E07\ psi$, $l = 41.65$ po)

# Sect.	Diamètre (po)	Paroi (po)	P Euler (lbs)	Poids (lbs)
1	0,5	0,035	283	0,60
2	0,625	0,035	554	0,77
3	0,75	0,035	957	0,93
4	0,75	0,058	1585	1,49
5	0,75	0,095	2597	2,31
6	0,875	0,035	1519	1,09
7	0,875	0,058	2518	1,76
8	1	0,035	2268	1,26
9	1	0,035	2268	1,26
10	**1**	**0,065**	**4212**	**2,26**
11	1	0,12	7775	3,92
12	1,25	0,065	8226	2,86
13	1,375	0,058	9769	2,84

Il est possible de constater que la section choisie peut résister à la force maximale trouvée sur l'ensemble du modèle puisqu'une charge de 4 212 lbs est nécessaire pour la faire flamber. Il est important de noter que la force d'interface de 3 600 lbs trouvées précédemment est issue du cas de chargement limite. Il existe donc un facteur de sécurité de 1.5 pour le choix de la section.

L'analyse des forces d'interface permet donc de conclure dans un premier temps que les joints collés devraient résister sans problème au cisaillement induit par les chargements. Les efforts en pelage dans les joints collés sont cependant plus problématiques et le collage devra être accompagné d'un rivetage aux endroits les plus critiques comme la jonction entre la cloison D et les âmes de cisaillement. Les chargements transférés au châssis ne semblent pas présenter de problème d'un point de vue flambage mais les fixations du châssis devront être dimensionnées en conséquence.

4.4 Stratifié final

La séquence finale du stratifié est trouvée au moyen des différents critères (rupture, flambage et déplacement) ainsi que de la méthodologie exposée à la section 4.3.9.3. Les r ont été jugés adéquats par le client. Le processus de conception a donc permis de trouver la séquence de disposition des plis de composites ainsi que de la mousse est détaillée à l'intérieur de la présente section. Cette section présente la séquence de disposition des plis du stratifié de chacun des corps du fuselage, ainsi que l'emplacement des âmes en mousse.

4.4.1 Fuselage

La disposition des couches du stratifié est présentée de la figure 83 à 89. Ces schémas permettent de visualiser l'emplacement des couches de tissus ainsi que des âmes de mousse et de phénolique. La numérotation des surfaces représente la séquence selon laquelle les couches doivent être disposées à l'intérieur du moule lors de la fabrication. Le tableau 32 donne plus en détails les différentes couches du stratifié associées à chacune des surfaces.

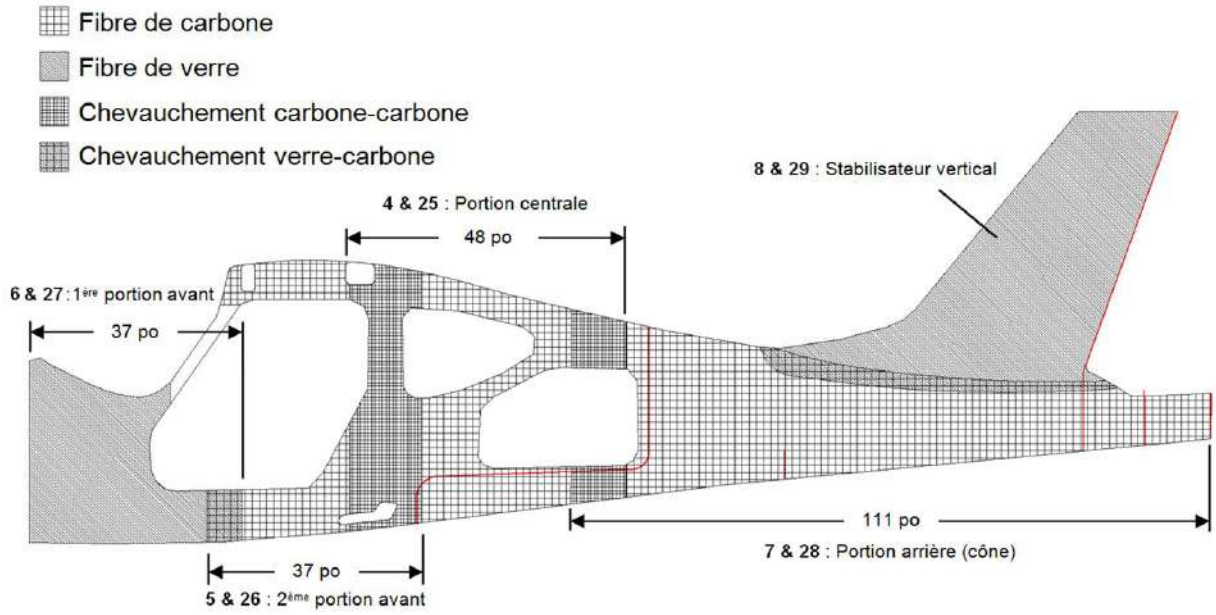


Figure 83 – Disposition des couches globales du fuselage

Seule la section avant et le stabilisateur vertical sont faits de fibres de verre alors que le reste est composé entièrement de tissu en fibres de carbone. Le dimensionnement des couches est fait de façon à n'utiliser qu'une seule bande de tissus pour toutes les sections de stratifié et ainsi minimiser la découpe de tissus et par conséquent les pertes de matériau. Il est aussi possible de noter que les stratifiés des sections adjacentes se chevauchent. Ces chevauchements sont disposés de façon à créer des surépaisseurs au niveau des points de fixation entre le fuselage et le châssis et ainsi renforcer la structure à ces endroits stratégiques. Des bandes de renforts supplémentaires sont aussi disposées dans certains endroits critiques. La figure 84 présente une partie de ces bandes de renfort.

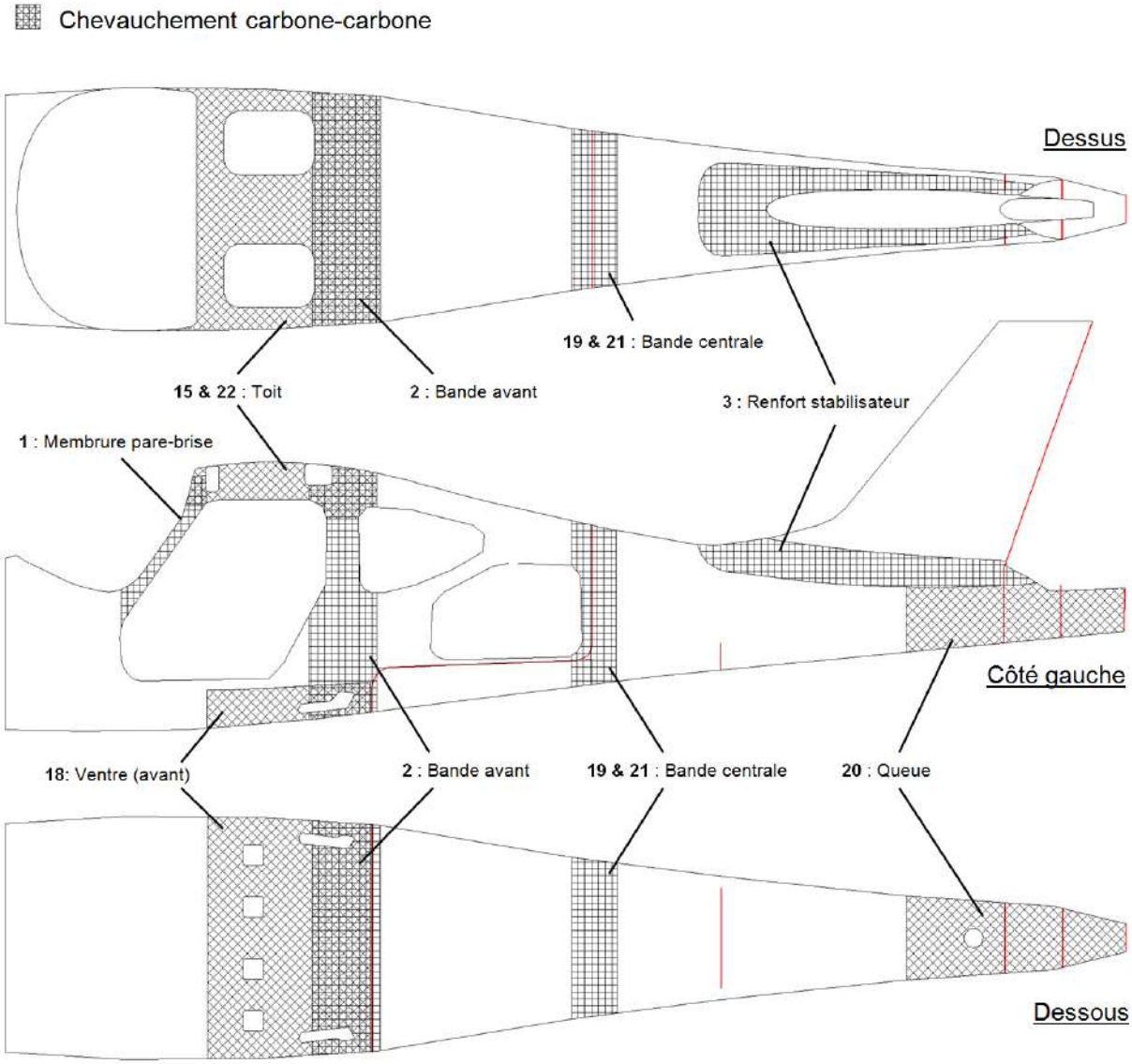


Figure 84 – Première série de bandes de renfort

Toutes les bandes de renfort sont en fibres de carbone et l'angle des rayures ne sert qu'à la visualisation. La figure 85 présente la seconde portion des bandes de renfort.

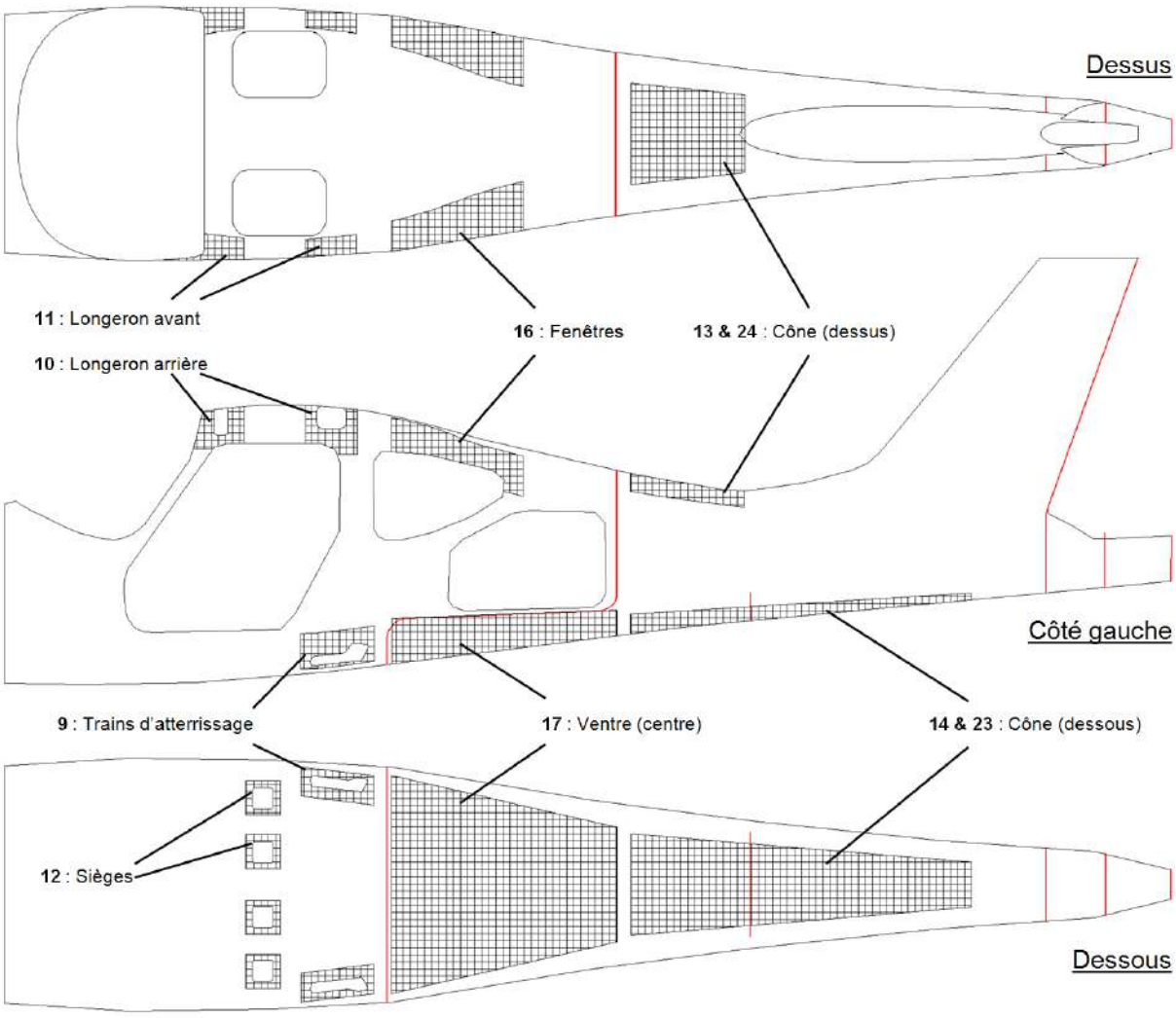


Figure 85 – Deuxième série de bandes de renfort

En plus des couches de tissus en fibres de carbone et de verre, des panneaux de mousse rigide sont disposés pour assurer la stabilité de la structure et prévenir le flambage. La figure 86 montre l'emplacement de chacun de ces panneaux ainsi que leurs épaisseurs respectives.

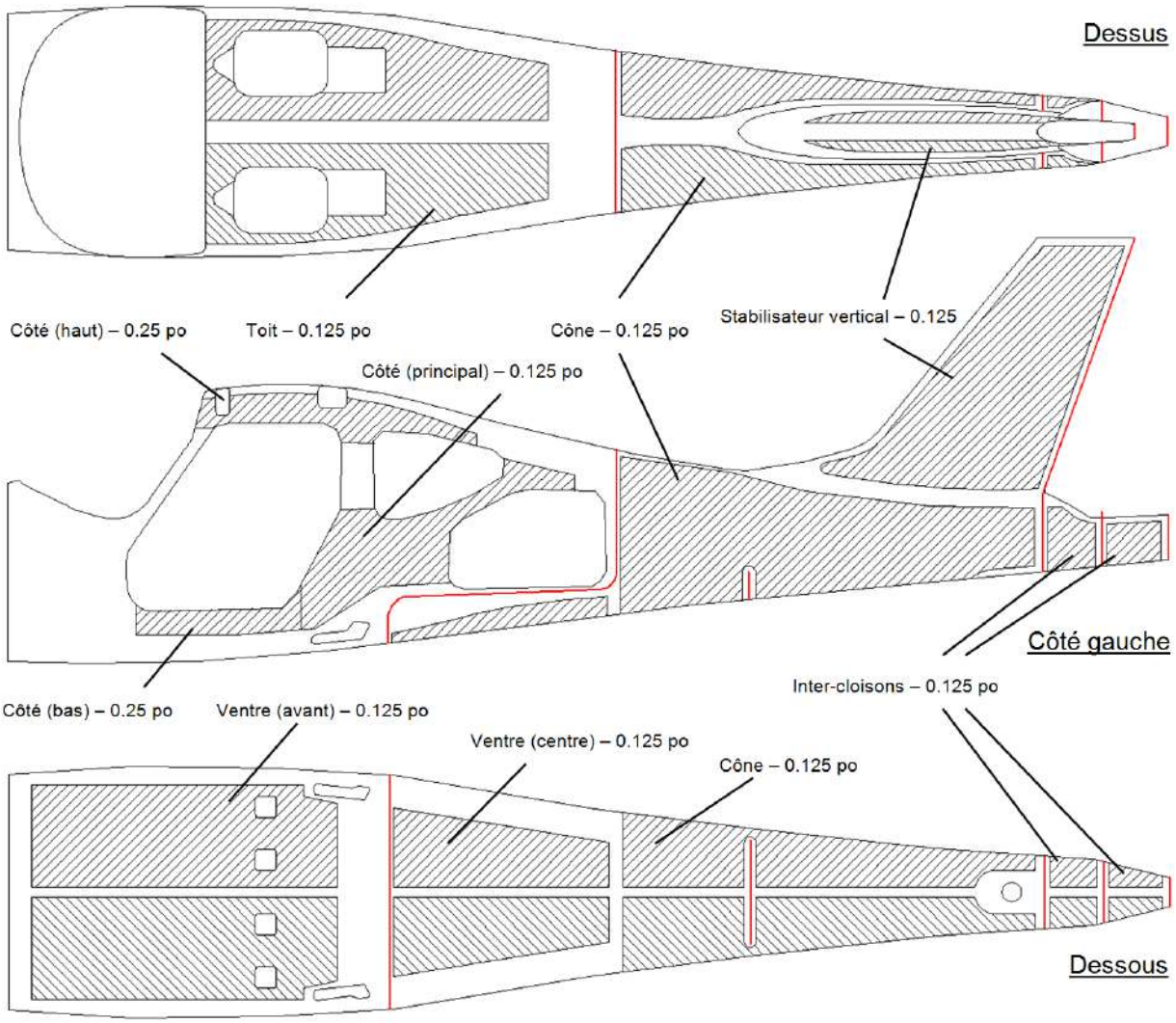


Figure 86 – Disposition des panneaux de mousse rigide

Le tableau 32 montre la séquence de chacun des stratifiés intérieur et extérieur associés aux surfaces des figures précédentes. Il est à noter que les lignes représentant la présence de couches en fibre de verre (TG-09-P/Epo 5015) ont été grisées afin de bien les différencier.

Tableau 32 – Séquences des stratifiés du fuselage

		Stratifié					
		Extérieur		Intérieur		Épaisseur	
Surface	Tissus	Séquence	Ordre	Séquence	Ordre	(in)	(lbs)
Membrure pare-brise	TC-06-P/ Epo 5015	[0,±30,0]	1	-	-	0.0332	0.27
Bande avant	TC-06-P/ Epo 5015	$[0_5]$	2	-	-	0.0415	4.07
Renfort stabilisateur	TC-06-P/ Epo 5015	$[0_2]$	3	-	-	0.0166	0.86
Portion centrale	TC-06-P/ Epo 5015	$[0_2]$	4	[0]	25	0.0249	7.54
$2^{ième}$ portion avant	TC-06-P/ Epo 5015	[0]	5	[0]	26	0.0166	3.65
$1^{ère}$ portion avant	TG-09-P/ Epo 5015	[0]	6	[0]	27	0.0182	3.41
Portion arrière	TC-06-P/ Epo 5015	$[0_2]$	7	$[0_2]$	28	0.0332	11.28
Stabilisateur vertical	TG-09-P/ Epo 5015	$[0_2]$	8	$[0_2]$	29	0.0364	7.95
Trains d'atterrissage	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	9	-	-	0.0166	0.16
Longeron arrière	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	10	-	-	0.0166	0.12
Longeron avant	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	11	-	-	0.0166	0.11
Sièges	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	12	-	-	0.0166	0.09
Cône (dessus)	TC-06-P/ Epo 5015	[45]	13	[45]	24	0.0166	0.33
Cône (dessous)	TC-06-P/ Epo 5015	[45]	14	[45]	23	0.0166	0.80
Toit	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	15	$[45_2]$	22	0.0332	2.80
Fenêtres	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_3]$	16	-	-	0.0249	0.57
Ventre (centre)	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_4]$	17	-	-	0.0332	1.86
Ventre (avant)	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_4]$	18	-	-	0.0332	2.47
Bande centrale	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	19	$[45_2]$	21	0.0332	1.39
Queue	TC-06-P/ Epo 5015	$[45_2]$	20	-	-	0.0166	1.15
Total sans âmes							**50. 9**

Les plis situés à l'extérieur sont les premiers à être disposés au fond du moule femelle lors de la fabrication, ils forment donc l'extérieur de la paroi du fuselage. Les panneaux de mousse sont ensuite disposées par-dessus ces couches tel que montré à la figure 86 et finalement les plis intérieurs sont disposés par-dessus les panneaux de mousse. Ce processus est schématisé à la figure 87.

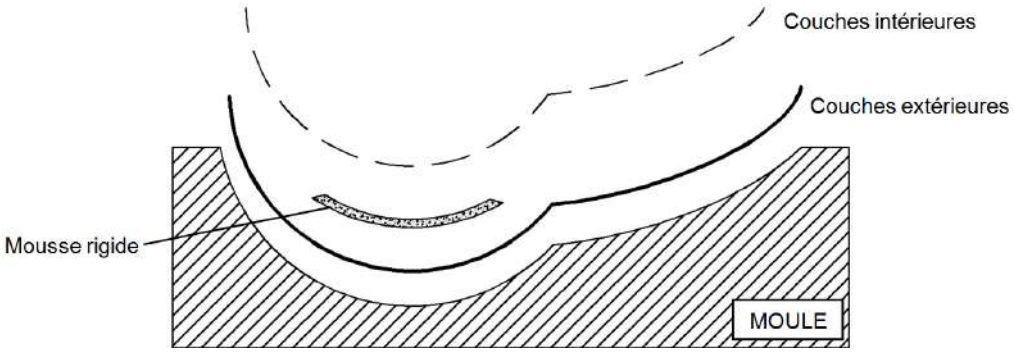


Figure 87 - Schéma du placement des couches du stratifié

La masse totale des composites de la coque est de 50.9 lbs et la masse des panneaux de mousse rigide est de 3.7 lbs ce qui veut dire que les coques du fuselage pèsent à elles seules **54.6 lbs**.

4.4.2 Composantes internes

Les stratifiés des autres corps sont aussi définis de façon à éviter la présente de mousse rigide près des interfaces avec les systèmes (points d'application des efforts) en privilégiant l'utilisation d'une âme de phénolique lorsque nécessaire. La figure 88 montre en rouge l'emplacement de l'âme de certains des corps internes.

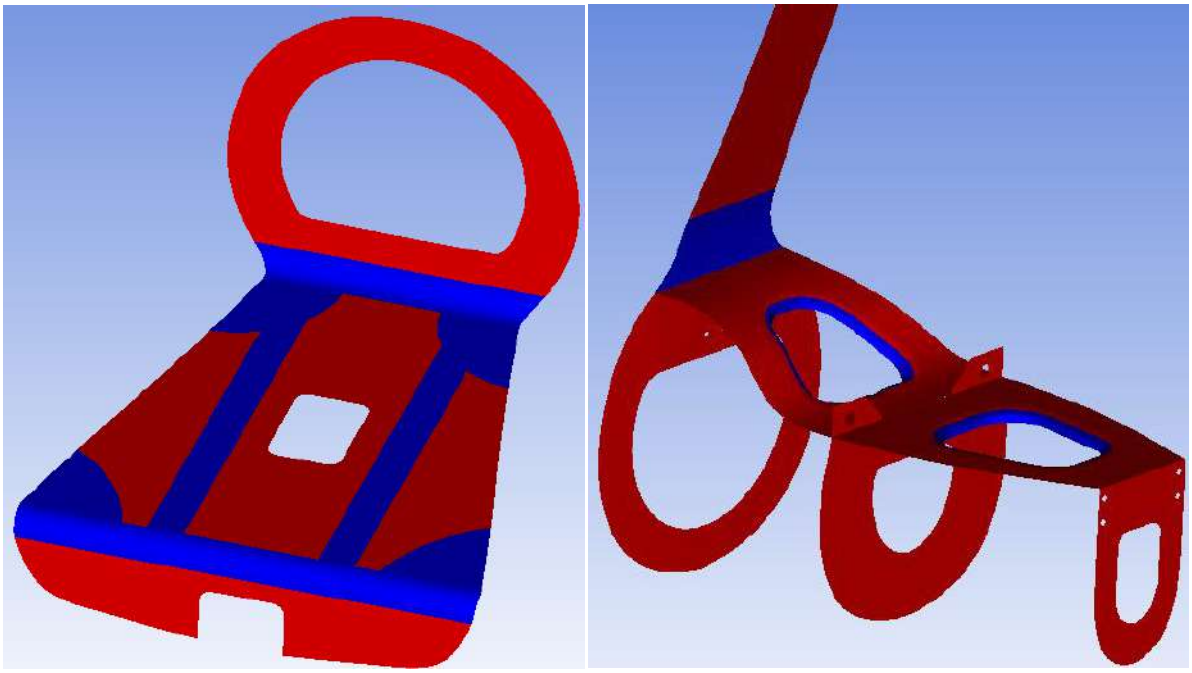


Figure 88 – Emplacement de la mousse rigide de certains corps internes

Il est donc possible de voir qu'il n'y a pas de mousse rigide près des points de fixation des bagages au plancher ainsi que le long de la surface de collage des membrures. Ces

dernières n'ont pas d'âme et sont par conséquent faites d'un stratifié monolithique en fibre de carbone. Les cloisons D et E ont une âme sur toute leur surface, tout comme la cloison B qui n'est pas montrée sur la figure. La cloison C et les âmes de cisaillement ont quant à elles une âme dans les parties généralement plates qui est en phénolique à proximité des points d'attache des surfaces de contrôle comme le montre la figure 89.

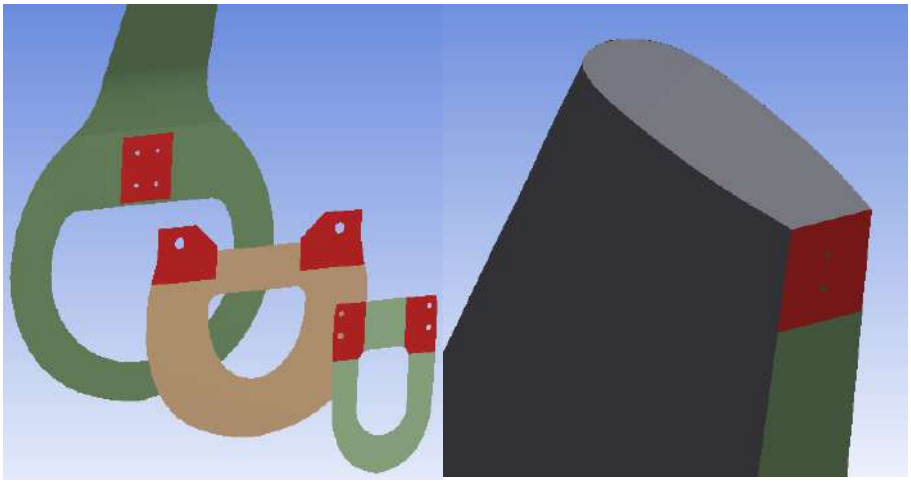


Figure 89 – Emplacement des âmes en phénolique

Les stratifiés des corps internes sont présentés dans le tableau 33.

Tableau 33 – Stratifiés des corps internes

Composante	Peau du dessus	Épaisseur âme (po)	Peau du dessous	Poids (lbs)
Cloison A et plancher	$[0_6]$	0.25	$[0_6]$	10.00
Cloison B	$[45_2]$	0.25	$[45_2]$	0.12
Cloison C	$[45_4]$	0.25	$[45_4]$	1.44
Cloison D	$[45_8]$	0.375	$[45_8]$	0.86
Cloison E	$[45_6]$	0.25	$[45_6]$	0.26
Âme de cisaillement avant	$[45,0_2,45_3]$	0.375	$[45_3,0_2,45]$	0.52
Âme de cisaillement arrière	[45,0,45]	0.25	[45,0,45]	0.25
Membrures de renfort du plancher	$[0_4]$	-	-	0.52
Nervure du stabilisateur vertical	$[45_2]$	-	-	0.07
Sous-total				**14.06**
Peaux avec âmes				**54.59**
Total				**68.65**

Il est important de noter que le stratifié de toutes les composantes internes est symétrique, la peau du dessus étant le stratifié inverse de celle du dessous.

5 FABRICATION

Ce chapitre présente quelques recommandations de fabrication et d'assemblage. Ces recommandations sont faites de façon à respecter les procédures de tests utilisées lors du projet et sont des lignes directrices ayant été déterminées en collaboration avec les techniciens d'Aviatech. Elles peuvent être modifiées à la discrétion d'Aviatech en fonction de l'évolution des méthodes de travail.

5.1 Infusion

Le procédé de fabrication du fuselage est l'infusion et la résine choisie pour le procédé est l'Epolam 5015 (voir section 3.1.2). Une fois que l'infusion est réalisée, cette résine requiert une période de repos de 24 heures à température ambiante et une cuisson de 16 heures à 80°C ce qui permet d'atteindre une température de transition vitreuse de 82°C.

L'infusion consiste à placer le stratifié sur le moule et à recouvrir le tout d'un film de plastique qui est scellé contre le moule. Une pompe à vide est activée à une extrémité du moule ce qui force l'entrée de résine à l'autre extrémité, comme le montre la figure 90.

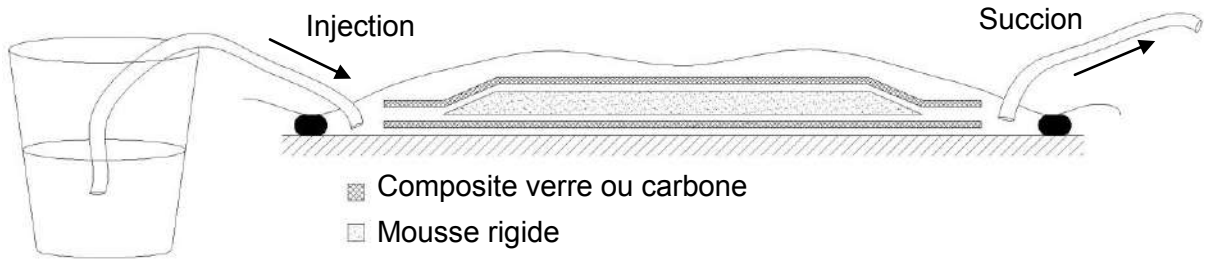


Figure 90 – Schématisation de l'infusion

Avant de procéder à l'injection, le stratifié est compacté cinq fois en effectuant un vide absolu (-30 pouces de mercure) pendant 30 secondes et en relâchant la pression. La résine est ensuite mélangée avec les proportions mentionnées dans la fiche technique du manufacturier (ANNEXE A) puis elle est disposée dans une chambre sous vide où elle est portée à ébullition à température ambiante, en effectuant le vide absolu pendant 15 minutes. Cette étape a pour but de retirer les bulles d'air de la résine ce qui devrait diminuer du même coup la quantité de bulles dans le stratifié.

Une fois que la résine est prête et que l'étanchéité du sac est vérifiée, l'injection est réalisée avec un vide de -22 pouces de mercure (0.735 atmosphère). Lorsque le stratifié est

complètement mouillé, le vide est gardé pendant 24 heures afin de retirer les gaz produits lors de la polymérisation. Après cette période de repos, la pièce est placée dans un four afin d'être cuite pendant 16 heures à au moins 80°C.

5.2 Séquence de fabrication

5.2.1 Coque principale

La coque principale du fuselage est faite de deux peaux assemblées au moyen de collage et de rivetage. La ligne d'assemblage de ces demi-coques constitue le plan mitoyen vertical du fuselage tel que montré à la figure 91.

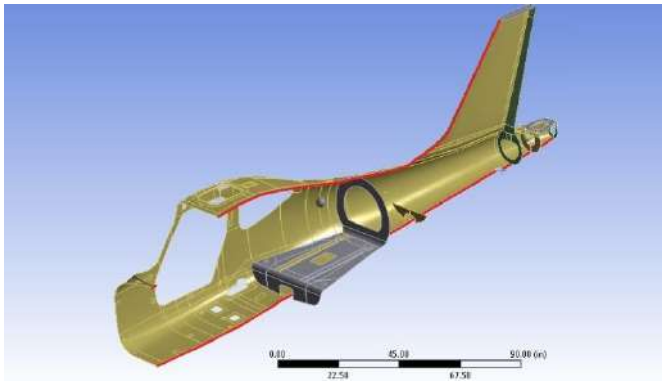


Figure 91 – Ligne de jonction principale

Chacune des moitiés est fabriquée dans un moule à l'intérieur duquel sont déposées les différentes couches de tissus et de mousse rigide du stratifié telles que détaillées à la section 4.4. Le mouillage du stratifié est ensuite fait par infusion et les pièces doivent être polymérisées selon les temps de repos et de cuisson énoncés précédemment à la section 5.1. Les bords sont ensuite coupés pour laisser des arrêtes nettes au niveau des portes, fenêtres et lignes de collage. Les peaux sont finalement collées et rivetées, puis elles sont boulonnées au châssis.

5.2.1.1 Matrices et moules

Afin d'être certains de conserver le même profil aérodynamique, les moules doivent être fabriqués de façon artisanales à même le fuselage d'un des appareils existant. Les peaux de l'appareil doivent être assemblées au châssis actuel avec le stabilisateur vertical, comme le montre la figure 92.

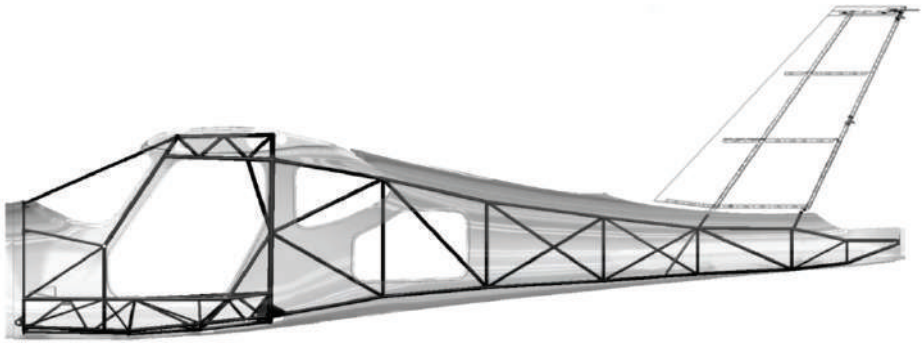


Figure 92 – Assemblage pour la fabrication des moules principaux du fuselage

Les jonctions entre les pièces telles les têtes de rivets et la transition entre le fuselage et le stabilisateur vertical doivent ensuite être lissées. La matrice obtenue par ce procédé devrait être une représentation exacte de la surface externe du fuselage. La matrice doit ensuite être enduite d'agent démoulant, puis d'un recouvrement de type *Gel Coat* qui constituera la surface du moule. La structure du moule peut ensuite être fabriquée en disposant successivement des couches de fibre et de la résine. La résine doit pouvoir résister à des températures avoisinant les 80°C afin que le moule ne se déforme pas lors de la cuisson des pièces. Les étapes générales de fabrication des moules sont représentées à la figure 93.

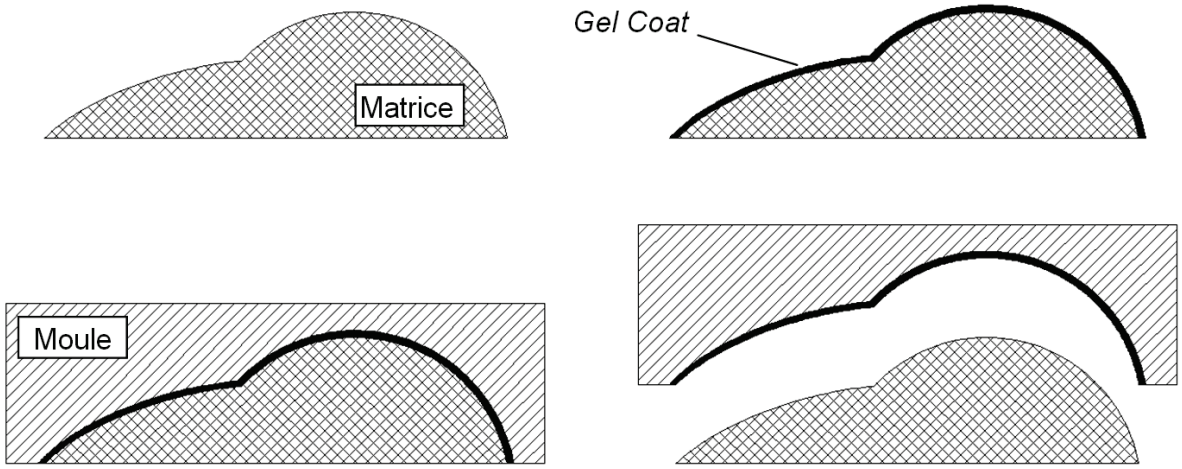


Figure 93 – Processus de fabrication des moules

5.2.1.2 Fabrication

Lorsque les moules sont terminés, les couches du stratifié peuvent être disposées à l'intérieur des moules et l'infusion peut être faite. La disposition des couches se fait selon la séquence de positionnement du stratifié discutée dans le chapitre précédent. Les dimensions exactes à respecter seront quant à elles retrouvées au moyen du modèle 3D. Des tests d'infusion devraient préalablement être effectués avec de la fibre de verre afin de valider le procédé et d'y apporter des changements si nécessaire. Ces tests permettront entre autres

de déterminer le nombre de ports d'infusion ainsi que le positionnement du *Green Flow* nécessaire pour assurer l'infusion adéquate de la pièce. La procédure d'infusion recommandée est expliquée à la section 5.1.

Les bords des pièces sont ensuite découpés une fois que les pièces sont cuites et démoulées. La découpe doit être faite de façon à ce que les deux moitiés puissent se chevaucher de 1 pouce pour l'étape de collage.

5.2.1.3 Assemblage

L'assemblage des peaux peut alors être fait une fois qu'elles ont été démoulées et que leurs rebords sont découpés. La première étape consiste à faire une préparation de surface sur le joint ce qui est une étape cruciale dans le procédé de collage. Les surfaces collées doivent alors être sablées et nettoyée tel que mentionné dans le guide de collage de *Hysol*. De plus, un tissus de pelage (*peel-ply*) peut être utilisé lors de l'infusion afin de raccourcir le temps de préparation de la surface, tel que mentionné à la section 2.4.6.4. Lorsque les surfaces sont préparées de façon adéquate, les peaux doivent être assemblées au châssis aux points de fixation (disponibles dans le modèle 3D), et elles sont ensuite assemblées entre elles au moyen d'un joint collé et riveté.

Ce procédé consiste à percer les peaux à un intervalle de 12 pouces (voir section 3.3), et à assembler les deux moitiés de façon préliminaire au moyen d'agrafes d'épinglage (*clecos*). Un cordon de colle est ensuite appliqué uniformément le long du joint au moyen d'une seringue munie d'une ouverture d'approximativement ¼ de pouce. La ligne d'agrafes est remplacée progressivement par des rivets et des plaques d'appui, comme schématisé à la figure 94.

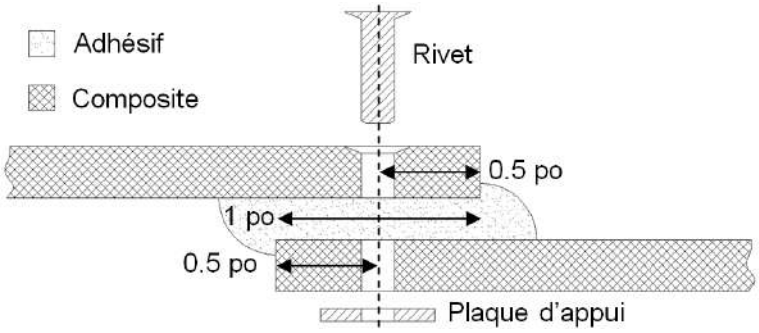


Figure 94 – Collage des deux moitiés du fuselage

La colle doit sécher un minimum de 5 jours à température ambiante avant d'atteindre les propriétés structurales maximales.

5.2.2 Composantes internes

Les composantes internes du fuselage sont les suivantes (voir section 4.2):

- Plancher (comprend la cloison A);
- Longeron du stabilisateur vertical (comprend la cloison C);
- Autres cloisons : B, D et E;
- Âme de cisaillement avant et arrière;
- Nervure du stabilisateur;
- Renforts du plancher.

5.2.2.1 Moules

Les moules des composantes internes peuvent pour la plupart être fabriqués à partir des dimensions hors tout des composantes, lesquelles peuvent être retrouvées à partir du modèle 3D. Seuls les moules du plancher et du longeron du stabilisateur vertical (cloison C) doivent être fabriqués à même le fuselage. Le procédé de fabrication de ces moules est similaire à celui utilisé pour les peaux. Cependant, la matrice servant à la fabrication du moule doit être recréée à l'intérieur du fuselage. Par exemple, les surfaces correspondant au plancher doivent être modelées à l'arrière de l'habitacle au moyen de mousse. Cette matrice est ensuite enduite d'agent démoulant et de *Gel Coat*, puis le moule est fabriqué par-dessus la matrice et le tout est retiré de l'habitacle. La figure 95 illustre ce procédé de fabrication.

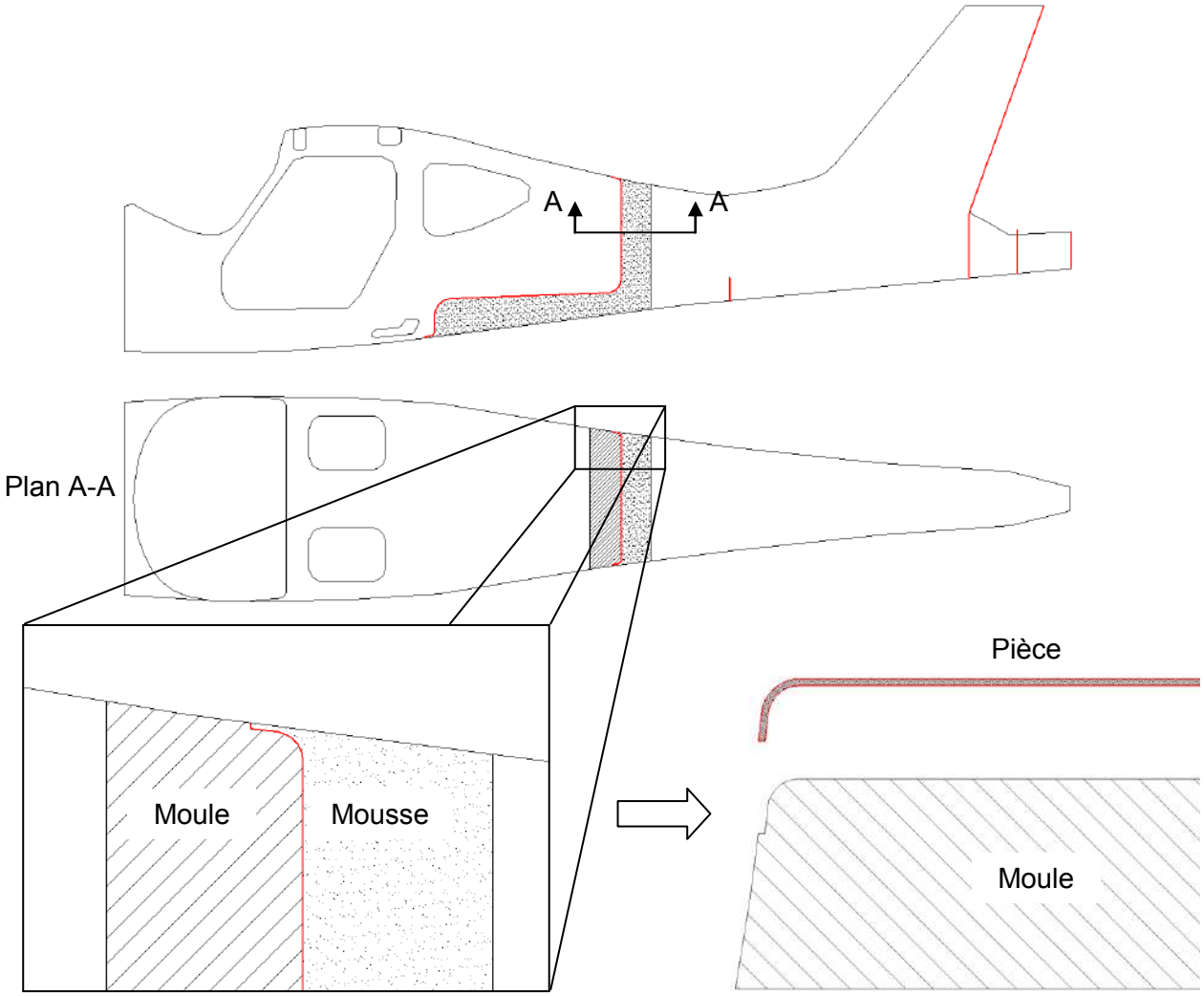


Figure 95 – Exemple de fabrication du moule de plancher

Le moule ainsi fait permettra donc de faire les pièces le plus fidèlement possible au fuselage, et devrait permettre un ajustement facile, en insérant la pièce jusqu'à ce qu'elle se positionne en place.

5.2.2.2 Fabrication

Les composantes internes sont elles aussi fabriquées par infusion avec la résine Epolam 5015. Les stratifiés des composantes sont présentés à la section 4.4.2 et peuvent aussi être retrouvés à partir du modèle par éléments finis.

5.2.2.3 Assemblage

L'assemblage des composantes internes se fait par collage, tout comme pour le fuselage. L'utilisation de rivets n'est cependant pas nécessaire si une façon plus rapide est trouvée

pour exercer une pression uniforme sur le joint. La seule exception est le joint unissant la cloison D à l'âme de cisaillement avant qui présente des efforts de pelage supérieurs à la limite prescrite par le manufacturier (voir section 4.3.10.4).

6 CONCLUSION

Aviatech désire réduire le poids et les coûts de fabrication du SA-160 en remplaçant l'arrière du châssis de l'appareil. Ce projet de recherche a pour but de permettre le retrait de la structure sans pour autant compromettre l'intégrité structurale du fuselage. La stratégie adoptée pour compenser la perte structurale est de concevoir une peau structurale en composites qui posséderait les mêmes propriétés aérodynamiques que la précédente peau, sans pour autant augmenter le poids et les coûts de fabrication de la structure.

Dans un premier temps, des échantillons de composites carbone-époxy et verre-époxy ont été fabriqués chez Aviatech et à l'Université de Sherbrooke. Pa la suite, ils ont été testés afin d'obtenir les propriétés en tension et en cisaillement. Chacune des propriétés a été calculée avec une méthode statistique, de façon à obtenir un seuil minimal qui devrait être excédé 97.5% du temps par les procédés de fabrication utilisés. Les propriétés ont ensuite été réduites par des facteurs afin de simuler l'effet de l'environnement. Le procédé d'assemblage collé-riveté a aussi été testé au moyen de deux plaques rivetées à 24 pouces d'intervalle. Ce test a permis de conclure que la ligne de jonction devrait être rivetée à tous les 12 pouces d'intervalle afin de préserver une limite en cisaillement supérieure à 2000 PSI telle que demandée par le client.

Les valeurs de conception ainsi obtenues ont ensuite été insérées dans les modèles d'éléments finis. Ces modèles ont été basés sur la géométrie originale du SA-160 à laquelle certaines modifications ont été apportées. Ces modifications sont notamment l'ajout d'un plancher pour déposer et fixer les bagages, l'ajout de cloisons internes permettant de fixer les surfaces de contrôle de l'empennage et d'apporter plus de stabilité au fuselage ainsi que l'intégration du stabilisateur vertical à la peau du fuselage. Les simulations par éléments finis ont été faites selon les mêmes cas de chargements ultimes que la structure originale du SA-160. De légères modifications ont cependant été apportées afin de tenir en compte l'effet de certaines modifications dont l'ajout de bagages et leur repositionnement dans le compartiment à bagages. De plus, les chargements ont été amplifiés d'un facteur 1.21 afin de simuler l'effet du vieillissement et de la fatigue cumulée.

Le modèle a été réalisé dans *ANSYS Workbench* et son module spécialisé pour les composites *ANSYS Composite PrepPost*. Des analyses statiques et de flambage linéaire ont été faites. Le maillage a été fait avec des éléments de coques en deux dimensions

permettant de simuler des composites de type multicouche. Les résultats des analyses tendent à démontrer que le fuselage devrait pouvoir supporter les chargements ultimes sans subir de rupture et ce, avec une rigidité très similaire à celle de la structure originale. De plus, les études en flambage ont permis de démontrer qu'aucune instabilité ne devrait survenir au niveau de l'arrière de la structure lors du chargement. Finalement, les forces d'inteface dans les éléments représentant les joints collés ont montré que l'adhésif choisi pourrait soutenir l'intégrité de l'assemblage des peaux en composites. Un seul interface est problématique en pelage et ce problème pourra être contourné en ajoutant localement des rivets.

Les travaux de recherche présentés dans ce mémoire offrent donc à Aviatech un concept de peau structurale permettant une réduction du poids du fuselage de 26 lbs, soit 15% de sa masse actuelle. L'économie monétaire n'a cependant pas été quantifiée mais un certain gain sera réalisé par le retrait de l'arrière de la structure qui requiert l'usinage de plusieurs pièces et de la soudure de qualité aéronautique dans de grands gabarits. La fabrication du stabilisateur vertical nécessitait l'usinage de nervures et le rivetage d'aluminium en feuilles. L'intégration du stabilisateur au fuselage permettra donc également d'effectuer des économies lors de la fabrication de l'appareil.

La peau coûtera cependant plus cher à fabriquer puisqu'elle sera constituée de matériaux plus coûteux et qu'elle sera faite de nombreuses couches nécessitant une découpe relativement complexe. De plus, l'ajout de cloisons internes augmente les coûts de fabrication, en requérant notamment la fabrication de moules additionnels. Finalement, la cuisson de la peau à 80°C pendant 16 heures nécessitera l'achat d'un four suffisamment grand pour y insérer les pièces et leur moule respectif.

La fabrication du fuselage pourra alors être entreprise par Aviatech afin d'effectuer les tests à grande échelle et ainsi certifier la nouvelle structure de l'appareil. Ces tests serviront notamment à démontrer la validité du modèle et la marge de sécurité du nouveau fuselage. Les déformations, les déplacements et les modes de rupture pourront être comparés à ceux du modèle d'éléments finis pour déterminer sa validité.

RÉFÉRENCES

[1] (2010) *Airworthiness Manual – Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes*, Chapter 523, Transport Canada, Ottawa, Canada

[2] GAY & HOA (2007), *Composite Materials: Design and Applications*, 2nd edition, CRC Press, Boca Raton, U.S.A., 548 p.

[3] BAKER et al (2004), *Composite Materials for Aircraft Structures*, AIAA Education Series, 2nd edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, U.S.A., 597 p.

[4] DAYAL R. (June 2005) A miracle called Airbus 380. Business Line, http://goo.gl/bzKwT, page consultée le 3 août 2010

[5] Bombardier Aerospace, CSeries Technology, http://cseries.com, page consultée le 12 décembre 2011

[6] Boeing, 787 Dreamliner, http://goo.gl/STccP, page consultée le 3 août 2010

[7] (2009) *Composite Aircraft Structure*. Advisory Circular 20-107B, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, Washington DC, U.S.A, 37 p.

[8] (2002) *Composite Materials Handbook: Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis*, 3 Volumes, 6th edition, Department of Defense, U.S.A.

[9] (2007) *DA 40 Series.* Airplane Maintenance Manual Doc #6.02.01 Rev. 5, Diamond Aircraft Industries GmbH, Wiener Neustadt, Austria, 2035 p.

[10] (2002) *Roland's GlaStar., http://goo.gl/7Ugfs*, page consultée le 23 juin 2010

[11] KING R. (2010) *GlaStar Fly-In.* http://myglastar.com, page consultée le 23 juin 2010

[12] DESSARTHE A. (1996) *Introduction aux plastiques et composites en mécanique*. Techniques de l'ingénieur, 39p.

[13] HULL & CLYNE (1996) *An Introduction to composite materials*, Cambridge Solid State Science Series, 2nd edition, Cambridge University Press, Cambridge, England, 326p.

[14] KUMAR et al. (2008), *Influence of humid environment on the performance of high strength structural carbon fiber composites*, Materials Science and Engineering, A 498, pp. 174-178.

[15] SCIDA et al. (2002), *The effect of ageing on the damage events in woven-fibre composite materials under different loading conditions*, Composites Science and Technology 62, pp. 551–557.

[16] (2011), *Determining the Fatigue Life of Composite Aircraft Structures Using Life and Load-Enhancement Factors*, Federal Aviation Administration, U.S. Department of Transportation, Washington DC, U.S.A, 155 p.

[17] MAZUMDAR S. (2002) *Composites Manufacturing: Materials, Products, and Process Engineering*, CRC Press, Boca Raton, U.S.A., 392 p.

[18] COGNARD P. (2004) *Collage des composites - Caractéristiques et choix des adhésifs*. Techniques de l'ingénieur, 20p.

[19] NOIROT et al (2000) *Analyse d'inserts pour les structures sandwich composites.*

Mécanique & Industries, vol. 1, no. 3, pp. 241-249.

[20] NIU M. (2005), *Airframe Stress Analyses and Sizing*, 2nd edition, Technical Book Co, 806 p.

[21] MALLICK P.K. (2008) *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*, 3rd edition, CRC Press, Boca Raton, U.S.A., 619 p.

[22] (2010) *ANSYS help* file. v.12.1, ANSYS Inc., Canonsburg, U.S.A.

[23] CASTAGNETTI D. & DRAGONI E. (2009) *Standard finite element techniques for efficient stress analysis of adhesive joints.* International Journal of Adhesion & Adhesives, vol. 29, no. 2 p.125-135

[24] HINTON et al (2004) *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites : The World-Wide Failure Exercise*, Elsevier, Amsterdam, Netherlands, 1255 p.

[25] ODI R. & FRIEND C. (2004) *An improved 2D model for bonded composite joints*. International Journal of Adhesion & Adhesives, vol. 24, no. 5, p.389-405

[26] KNOPS Martin (2010) *Analysis of Failure in Fiber Polymer Laminates : The Theory of Alfred Puck*, Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Germany, 220p.

[27] (2010) *ACP Theory Reference*. v.12.1, ANSYS Inc., Canonsburg, U.S.A.

[28] Ibekwe et al (2007) *Impact and post impact response of laminated beams at low temperature*. Composite Structures, vol. 79, no.1, p.12-17

[29] *Carbon Fiber Sheets*, Composite Resources, Rock-Hill, South Carolina, http://goo.gl/4Bmh3, page consultée le 10 septembre 2011.

[30] KHELIFA M. & AL-SHUKRI H.M. (2008), *Fatigue Study of E-Glass Fiber Reinforced Polyester Composite Under Fully Reversed Loading and Spectrum Loading*, Eng. & Technology, Vol. 26, No. 10, 15 p.

[31] BROUSSEAU, François (2005), *Structural Substantiation Report : SA-160 – Cage Modification*, Report # SAI-STR-SA160A-5310, Symphony Aircraft Industries, 69 p.

[32] TIGAU, Viorel (2000), *Structurel Calculations*, Report # SC-OMF-100-530000, Ostmecklenburgische Flugzeugbau (OMF), 97 p.

[33] (2009), *Divinycell HT - Technical Manual*, document en ligne, http://goo.gl/KxCxA, 37 p.

[34] *Thermoset Industrial Laminate Properties*, International Associations of Plastics Distribution, document en ligne, http://goo.gl/i0Ezu, pp. 83-84

[35] *Matweb – Online Materials Information Resource*, Aluminum 6061-T6; 6061-T651, http://goo.gl/zKUff, page consultée le 21 juillet 2010.

[36] OBERG, E et al (2000), *Machinery's Handbook*, 26th edition, Industrial Press, 2629 p.

ANNEXE A FICHES TECHNIQUES

E-Glass
TG-09-P

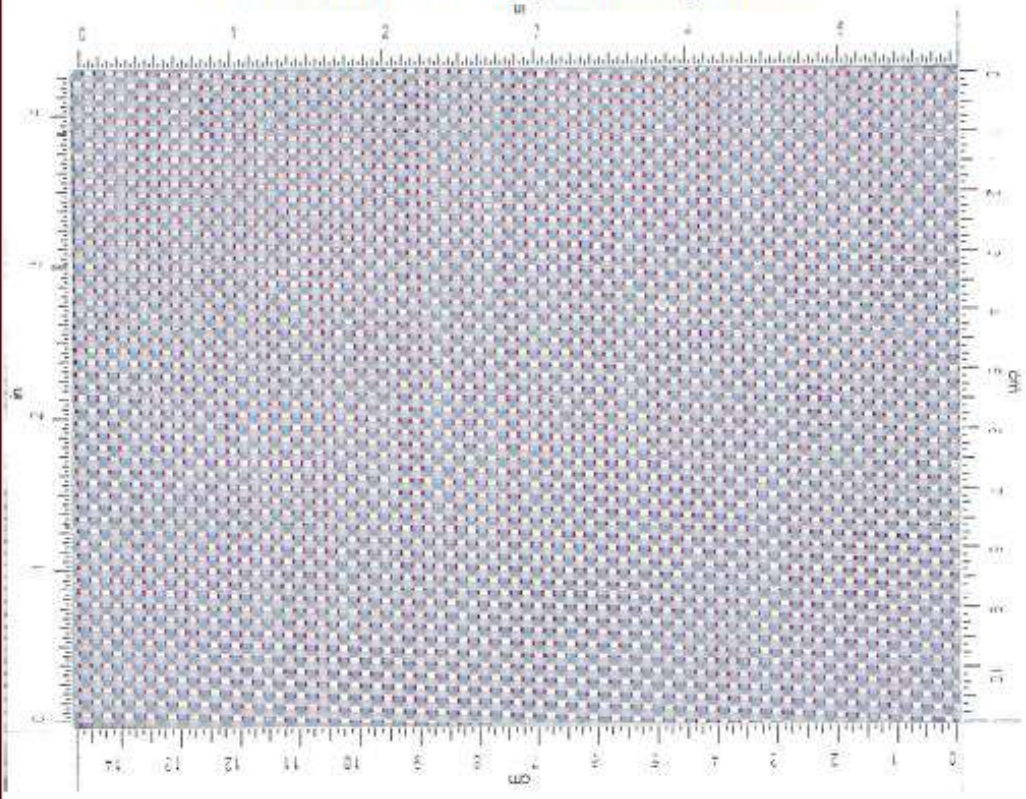
Company Proprietary

Plain	300 g/m²	0,25 mm
	8,9 oz/yd²	0,010 in

Resin compatibility:	Polyester, Vinylester, Epoxy	
Warp/weft ratio by volume:	52% - 48%	
Compressed single layer thickness:	0,25 mm	0,010 in
Wet lay up thickness:	0,33 mm	0,013 in

Warp			Weft		
Fiber 1	Fiber 2	Count	Fiber 1	Fiber 2	Count
E-Glass	n/a		E-Glass	n/a	
275 tex		5,5 /cm	275 tex		5,0 /cm
1600 yield		14,0 /in	1600 yield		12,7 /in

Fabric available in various widths per customer specifications.



445, St-Jacques
St-Jean-sur-Richelieu, QC
Canada J3B 2M1

jb martin
High Performance Materials

Tel: +1-450-346-6853
Fax: +1-450-347-4910
www.jbmartin.ca

A-2

Carbon
TC-06-P

Company Proprietary

Plain	192 g/m²	0,25 mm
	5,7 oz/yd²	0,010 in

Resin compatibiliy:	Vinylester, Epoxy	
Warp/weft ratio by volume:	50% - 50%	
Compressed single layer thickness:	0,25 mm	0,010 in
Wet lay up thickness:	0,31 mm	0,012 in

Warp			Weft		
Fiber 1	Fiber 2	Count	Fiber 1	Fiber 2	Count
Carbon	n/a		Carbon	n/a	
200 tex		4,7 /cm	200 tex		4,7 /cm
3 K		11,9 /in	3 K		11,9 /in

Fabric available in various widths per customer specifications.



445, St-Jacques
St-Jean-sur-Richelieu, QC
Canada J3B 2M1

jb martin
High Performance Materials

Tel: +1-450-346-6853
Fax: +1-450-347-4910
www.jbmartin.ca

MIA-POXY 100 / Hardener 95

Description: **MIA POXY 100 / 95** Hardener system is an unfilled, low viscosity two component, room temperature laminating system.

Typical Physical Properties:	Reaction Ratio (by weight)	100R / 24H
	Reaction Ratio (by volume)	100R / 25H
	Gel Time (4 fl. Oz.)	38 minutes
	Viscosity Resin	2500 cp
	Viscosity Hardener	450 cp
	Mixed Viscosity	800 cp

(1) Tested @ 77°F (25°C)

Typical Cured Properties*:	Compressive Strength,Ultimate	26 000 psi
	Flexural Strength	39 000 psi
	Tensile Strength	36 000 psi
	Coefficient of Linear Thermal Expansion (per TMA)	0.93×10^{-5} in/in/°F

* Properties are in a 10 oz. Fiberglass laminatem rotated 90°.
Laminate cured for 7 days @ 77°F.

Curing Instruction: Although room temperature epoxy will normally set up to a rigid, demoldable state within 24 hours at room temperature (75°F ± 5°F), these systems reach their full cure after seven days at room temperature. A full cure can be accelerated by applying heat after the part has set rigid. We recommend a post cure of 150°F for a minimum of 6 hours. (Add to this adequate time to bring the part to the post cure temperature.) After cure, the part should be cooled at a slow rate so as not to shock the part thermally. For best results, parts should be supported during post cure.

Uniform heat distribution is also required during post cure; concentrated heat, such as that directed from a lamp, can cause warp. An elevated temperature cure will slightly increase the shrinkage compared to a room temperature cure.

MIA POXY 100 / Hardener 97

Description: MIA POXY 100 / 97 system is an unfilled, low viscosity two component, room temperature laminating system.

Typical Physical Properties:

Reaction Ratio (by weight)	100R / 26H
Reaction Ratio (by volume)	100R / 28H
Gel Time (4 fl. Oz.)	20 minutes
Viscosity Resin	2500 cps
Viscosity Hardener	1000 cps
Mixed Viscosity	1120 cps

(1) Tested @ 77°F (25°C)

Typical Cured Properties*:

Compressive Strength,Ultimate	28 000 psi
Flexural Strength	37 000 psi
Tensile Strength	26 000 psi
Deflection Temperature	128°F
Flexural Modulus	1.55×10^{6}
Coefficient of Thermal Expansion (per TMA)	1.0×10^{-5} in/in/°F
Hardness	90 Shore D

Properties are in a 10 oz. Fiberglass lamination rotated 90°. Laminate cured for 7 days @ 77°F.

Curing Instruction: Although room temperature epoxy will normally set up to a rigid, demoldable state within 24 hours at room temperature (75°F ± 5°F), these systems reach their full cure after seven days at room temperature. A full cure can be accelerated by applying heat after the part has set rigid. We recommend a post cure of 150°F for a minimum of 6 hours. (Add to this adequate time to bring the part to the post cure temperature.) After cure, the part should be cooled at a slow rate so as not to shock the part thermally. For best results, parts should be supported during post cure.

Uniform heat distribution is also required during post cure; concentrated heat, such as that directed from a lamp, can cause warp. An elevated temperature cure will slightly increase the shrinkage compared to a room temperature cure.

http://www.freemansupply.com/tables/epoxy-laminating-resins.htm

Epoxy Laminating Resin Specifications

View the Freeman Epoxy Tooling Resins Brochure (pdf)
View the RenLam Epoxy Laminating Resin Specifications (pdf)

Room Temperature Laminating Resins															
Product Number	Mix Ratio (by wt.) Resin: Hardener	Mix Ratio (by vol.) Resin: Hardener	Gel Time (min.) @ 72°F	Demold Time (hours) @ 72°F	Hardness (Shore D)	Mixed Viscosity (cps)	Density (g/cc)	Volumetric Yield (cu. in. / lb.)	Compressive Strength (psi)	Flexural Strength (psi)	Flexural Modulus (psi)	Tensile Strength (psi)	C.T.E. (in / in / °F) *	Deflection Temp. (°F)	Tg (°F)
Miapoxy 100/95	100:24	100:25	38	24	90	800	1.13	24.5	26,000	39,000	-	36,000	0.93×10^{-5}	128	-
Miapoxy 100/97	100:26	100:25	20	24	90	1,120	1.13	24.5	28,000	37,000	-	26,000	1.0×10^{-5}	128	-
Freeman 601	100:10	100:14	28	24	88	3,000	1.39	19.9	39,900	34,600	-	25,000	-	128	-
Freeman 605 - 15	100:16	4.99:1	20	24	82	2,850	1.30	21.28	40,000	33,500	1.8×10^{6}	25,300	-	188	-
Freeman 605 - 45	100:20	3.8:1	37	24	86	2,800	1.28	21.56	40,000	33,500	1.8×10^{6}	25,300	-	188	-
Freeman 690	100:33	100:37	90	24	85	1,445	1.10	25	26,500	39,900	1.3×10^{6}	35,500	-	180	-
RenLam 286	100:18	100:26	20-30	24	90	2,400	1.42	19.6	40,400	35,300	-	26,500	-	-	-
RenLam 1135 / Ren 1135	100:33	100:40	7	24	90	3,250	1.23	22.5	-	-	-	-	-	-	-
RenLam 1700-1 / Ren 1700-1	100:26	100:28	20	24	90	2,000	1.13	24.5	28,100	37,000	1.5×10^{6}	26,000	1.00×10^{-5}	128	-
RenLam 1700-1 / Ren 956	100:23	100:25	36	24	89	2,000	1.13	24.5	24,700	40,700	1.7×10^{6}	34,900	0.97×10^{-5}	129	-
RenLam 1710 / Ren 1710	100:16	100:23	22	24	90	3,500	1.35	20.5	23,000	30,000	1.8×10^{6}	25,000	1.20×10^{-5}	129	-
RenLam 1710 / Ren 956	100:16	100:23	35	24	-	2,000	-	-	26,900	32,900	1.5×10^{6}	25,000	0.81×10^{-5}	-	-
RenLam 1720 / Ren 956	100:15	-	40	24	90	3,200	1.34	20.5	-	36,000	1.6×10^{6}	-	1.02×10^{-5}	-	164
RenLam 3270	100:14	100:20	28	24	84	3,600	1.70	16.3	23,000	30,000	1.9×10^{6}	28,000	1.10×10^{-5}	-	171
RenLam 8100 / Med Hardener	100:15	100:19	90	24	92	1,350	1.14	24.3	31,113	49,102	2.1×10^{6}	34,831	11.0×10^{-5}	-	212
RenLam 177-114 / Ren 956	100:24	-	38	24	90	800	1.15	24.1	26,000	39,000	-	36,000	0.93×10^{-5}	-	-

Epolam 5015 Resin

Technical Data Sheet

Epolam 5014 – 5015 – 5016 Hardeners

Laminating system for resin infusion

Tg 176°F (80°C) – Gel times 45 minutes to 4 hours

Description

Epolam 5015 resin is a low-viscosity system designed for resin infusion and offered with a choice of three different speed hardeners. This allows the selection of a pot life suitable to the size of the part being produced.

Applications

- *Production of composite parts by resin infusion methods*
- *Suitable for vacuum-bagging, RTM and filament winding*

Properties

- *Lloyd's Register of London approved for the construction of marine vessels*
- *Very low viscosity*
- *Readily wets out fabrics*
- *Good mechanical properties*
- *Good wetting of core materials such as balsa wood and foam*
- *Suitable for marine applications*

Physical Properties

		Epolam 5015 Resin	Epolam 5014 Hardener	Epolam 5015 Hardener	Epolam 5016 Hardener
Composition		Epoxy	Amine	Amine	Amine
Mix Ratio, by weight		100	34	30	36
Appearance		Liquid	Liquid	Liquid	Liquid
Color		Light amber	Light amber	Colorless	Light amber
Viscosity @ 77°F (25°C) mPa.s	Brookfield LVT	800	20	12	20
Density @ 77°F (25°C) (g/cc)	ISO 1675:1985	1.15	0.94	0.94	0.94
Viscosity, mixed @ 77°F (25°C) mPa.s	Brookfield LVT		225	210	225
Pot life, 500g at 77°F (25°C)			45 minutes	135 minutes	225 minutes
Cured density @ 74°F (23°C) (g/cm^3)	ISO 2781: 1985		1.12	1.10	1.12

PROCESSING

Caution: EPOLAM 5015 system must be cured (2 hrs at 122°F (50°C) at least) to be demolded.
To obtain the desired temperature resistance and the optimal mechanical properties it is necessary to postcure the EPOLAM 5015 system. This step takes place 24 to 48 hours after application depending on the hardener. In order to avoid any distortion risks it is recommended to support the part on a frame before curing.
To allow a good beginning of polymerization of EPOLAM 5015/5016 system it is recommended to work at 68°F (20°C) minimum.
For any further information concerning the Resin Infusion Method and ancillary products provided by Axson, please contact our Technical Support Department.

Epolam 5015 Resin

Technical Data Sheet

Epolam 5014 – 5015 – 5016 Hardeners

Laminating system for resin infusion

Tg 176°F (80°C) – Gel times 45 minutes to 4 hours

Cured Properties at 74°F (23°F) [1]					
Epolam 5015 Resin with			Epolam 5014 Hardener	Epolam 5015 Hardener	Epolam 5016 Hardener
Glass Transition Temperature (Tg) • 7 days at room temperature • 16 hours at 122°F (50°C) • 16 hours at 176°F (80°C)	D.S.C. - Mettler	°F (°C)	 106 (41) 160 (71) 176 (80)	 104 (40) 158 (70) 180 (82)	 108 (42) 140 (60) 178 (81)
Hardness	ASTM D-2240	Shore D	85	85	85
Tensile Strength	ASTM D638	psi (MPa)	10,100 (70)	11,600 (80)	10,100 (70)
Elongation at break	ASTM D638	%	7	6	8
Flexural Strength	ASTM D790	psi (MPa)	14,500 (100)	15,200 (105)	13,800 (95)
Flexural Modulus	ASTM D790	psi (MPa)	421,000 (2,900)	435,000 (3,000)	406,000 (2,800)

[1] Average values on laboratory prepared test samples of neat (unreinforced) resin, 24 hours at room temperature plus 16 hours at 176°F (80°C)

Storage Conditions

This product has a shelf life of 24 months as indicated by the expiration date on the container when stored in original unopened containers between 59 – 77°F (15 – 25°C). Any opened can must be tightly closed.

Handling Precautions

Normal health and safety precautions should be observed when handling these products :

- *Ensure good ventilation*
- *Wear gloves, and safety glasses*

For further information, please consult the material safety data sheet.

Guarantee

The information contained in this technical data sheet results from research and tests conducted in our Laboratories under precise conditions. It is the responsibility of the user to determine the suitability of AXSON products, under their own conditions before commencing with the proposed application. AXSON guarantees the conformity of their products with their specifications but cannot guarantee the compatibility of a product with any particular application. AXSON disclaims all responsibility for damage from any incident which results from the use of these products. The responsibility of AXSON is strictly limited to reimbursement or replacement of products which do not comply with the published specifications.

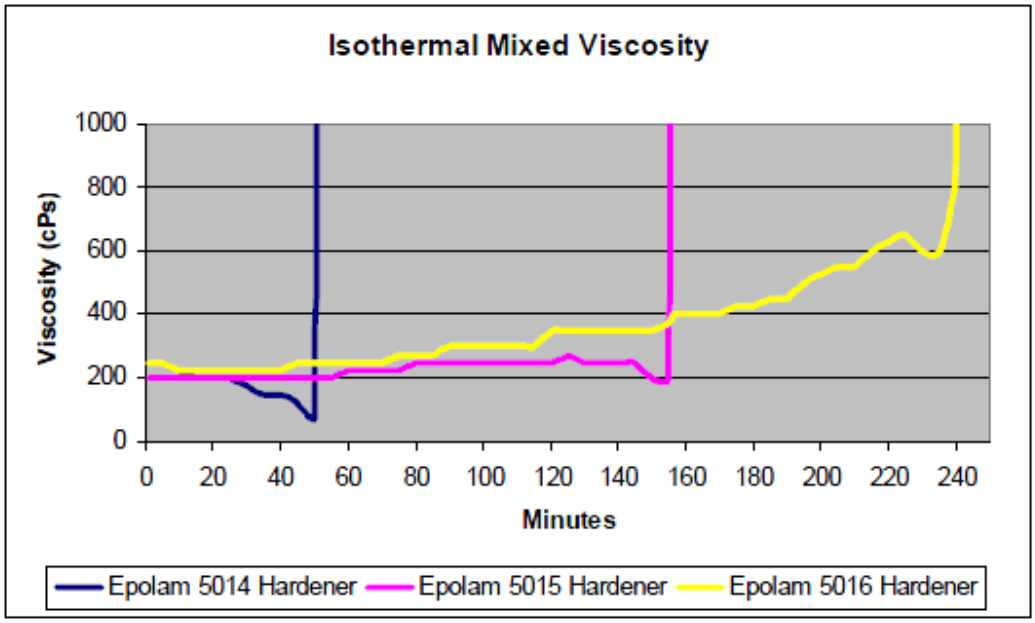
Epolam 5015 Resin

Technical Data Sheet

Epolam 5014 – 5015 – 5016 Hardeners

Laminating system for resin infusion

Tg 176°F (80°C) – Gel times 45 minutes to 4 hours



Isothermal viscosity profile: 500 g mass, 77°F (25°C) initial material temperature, ambient temperature 70°F (21°C)

Divinycell HT 61	SI Units		Imperial Units		Test
Property	Value	Unit	Value	Units	Procedure
Nominal Density [1]	65	kg/m³	4.1	lb/ft³	ISO 845
Compressive Strength [2]	1.0	MPa	145	psi	ASTM D 1621
Compressive Modulus [2]	80	MPa	11,600	psi	ASTM D 1621
Tensile Strength [2]	1.8	MPa	261	psi	ASTM D 1623
Tensile Modulus [2]	75	MPa	10,875	psi	ASTM D 1623
Shear Strength	0.9	MPa	131	psi	ASTM C 273
Shear Modulus	20	MPa	2,900	psi	ASTM C 273
Shear Strain	25	%	25	%	ASTM C 273
Thermal Conductivity [3]	*)	W/Mk	*)	Btu·in/(ft²·h·°F)	ASTM C 518
Water absorption	*)	kg/m²	*)	lb/ft²	ISO 2896
Water vapour permeability	*)	m²/(s·10⁻⁸)	*)	ft²/(s·10⁻⁸)	
Coefficient of linear expansion	40	·10⁻⁶/°C	22.2	·10⁻⁶/°F	
Dimension stability temperature	+125	°C	+257	°F	DIN 53424
Continuous temp. range	–200 to +90	°C	–325 to +194	°F	
Max. processing temperature	+145	°C	+293	°F	
Heat distortion temperature	*)	°C	*)	°F	DIN 53424
Dissipation factor	*)	–	*)	–	
Dielectric constant	*)	–	*)	–	
Resin consumption	*)	kg/m²	*)	lb/ft²	
Poissons ratio	*)		*)		

1) Typical density variation +/– 10%.

2) Perpendicular to the plane. All values measured at +23°C (+73.4°F).

3) Thermal conductivity at +10°C (+50°F).

*) Testing is ongoing. Values will be published as soon as completed.

THERMOSET INDUSTRIAL LAMINATE PROPERTIES

Minimum Values

Properties	NEMA grades reinforcements resin binders	G10, FR4 glass cloth epoxy	G11, FR5 glass cloth epoxy HT	G5, G9 glass cloth melamine	G7 glass cloth silicone	GPO 1 glass mat polyester	GPO 3 glass mat polyester	X paper phenolic	XX paper phenolic	XXX paper phenolic	C, CE canvas phenolic	L, LE linen phenolic
Tensile strength												
	lengthwise, psi	40,000	40,000	37,000	23,000	12,000	11,000	20,000	16,000	15,000	9,500	12,500
	crosswise, psi	35,000	35,000	30,000	18,000	—	—	16,000	13,000	12,000	7,500	8,750
Compressive strength												
	flatwise, psi	60,000	60,000	70,000	45,000	40,000	30,000	36,000	34,000	32,000	37,000	37,000
	edgewise, psi	35,000	35,000	25,000	14,000	—	—	19,000	23,000	25,500	23,500	25,000
Flexural strength												
	lengthwise, psi	55,000	55,000	55,000	23,000	23,000	20,000	25,000	15,000	13,500	17,000	15,000
	crosswise, psi	45,000	45,000	35,000	20,000	—	—	22,000	14,000	11,800	15,000	13,750
Modulus of elasticity in flex $\times 10^{-3}$												
	lengthwise, psi	2,700	2,700	2,500	1,400	—	—	1,800	1,400	1,300	950	1,050
	crosswise, psi	2,200	2,200	2,000	1,200	—	—	1,300	1,100	1,000	850	850
Shear strength (psi)		19,000	19,000	20,000	17,000	—	—	12,000	11,000	10,000	11,500	11,750
Impact, Izod												
	flatwise, ft-lb/in of notch	7	7	12	8.5	—	—	4	1.3	1	3.2,2.3	2.5,1.8
	edgewise, ft-lb/in of notch	5.5	5.5	8	7.5	—	—	0.5	0.35	0.35	1.9,1.4	1.1,1
Hardness, Rockwell M		110	110	120	100	—	—	110	105	110	104	105
Specific gravity		1.82	1.82	1.9	1.68	1.8	1.85	1.36	1.34	1.32	1.35	1.34
Coefficient of thermal expansion												
	cm/cm-°Cx10^{-5}	1.82	1.82	1.9	1.68	1.8	1.85	1.36	1.34	1.32	1.35	1.34
Water absorption												
	.062" thk, % per 24 hrs	0.25	0.25	0.8	0.3	0.35	0.4	6	2	1.4	4.4,2.2	2.5,1.95
	.125" thk, % per 24 hrs	0.15	0.15	0.7	0.2	—	—	3.3	1.3	0.95	2.5,1.6	1.6,1.3
	.500" thk, % per 24 hrs	0.10	0.10	0.4	0.15	—	—	1.1	0.55	0.45	1.2,0.75	0.9,0.7
Dielectric strength (V/mil) perpendicular to laminations; short												
	.062" thk	500	500	400	400	370	400	700	700	650	200,500	200,500
	.125" thk	400	400	350	350	—	—	500	500	470	150,360	150,360
Dissipation factor												
	condition A, 1 megacycle	0.025	0.025	0.017	0.003	—	—	0.06	0.045	0.038	0.1,0.055	0.1,0.055
Dielectric constant												
	condition A, 1 megacycle	5.2	5.2	7.12	4.2	—	—	6	5.5	5.3	– , 5.8	– , 5.8
Insulation resistance												
Condition: 96 hrs @ 90% relative												
	humidity (in megaohms)	200,000	200,000	10,000	200,000	—	—	—	—	—	—	—
Flame resistance												
Underwriter Labs, Classification		94V-0	94V-0	94V-0	94V-0	94HB	94V-0	94HB	94HB	94HB	94HB	94HB
Bond strength (lbs)		2,000	1,600	1,700	650	—	—	700	800	950	1,800	1,600
Max operating temperature												
	approx. °F continuous	285	300	285	465	265	265	285	285	285	265	265
sheet mil spec: Mil-I-24768 / _ _		2,GEE	3,GEB	8,GMG	17	4	6	12	11	10	16,FBM	15,FBI
	type	27, GEE-F	28, GEB-F	1, GME	GSG	GPO1	GPO3	PBM	PBG	PBE	14, FBG	13, FBE

Hysol® EA 9359.3

Epoxy Paste Adhesive

Henkel Corporation
Aerospace Group
2850 Willow Pass Road
P.O. Box 312
Bay Point, CA 94565 USA
925.458.8000
Fax: 925.458.8030
www.aerospace.henkel.com

Description

Hysol EA 9359.3 is two-component structural adhesive which exhibits high peel and high tensile lap shear strength. It contains 5 mil/0.13 mm glass beads for bondline thickness control. This adhesive has excellent resistance to water, salt spray and most organic fluids. A variety of substrates such as metals, thermoplastics and composites may be bonded using Hysol EA 9359.3. Hysol EA 9359.3 is offered in a two:one cartridge with static mixer.

Features

Easy Mix
Good Environmental Resistance
Non Sag
High Shear Strength
Bondline Thickness Control
High Peel Strength
Available in Two:One Cartridge with Static Mixer

Uncured Adhesive Properties

	Part A	Part B	Mixed
Color	Yellow	Blue	Green
Viscosity @ 77°F	2,000 Poise	1,000 Poise	
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 20 rpm	Spdl 6 @ 20 rpm	
Viscosity @ 25°C	200 Pa·S	100 Pa·S	
Brookfield, HBT	Spdl 7 @ 2.1 rad/s	Spdl 6 @ 2.1 rad/s	
Density (g/ml)	1.12	1.11	1.12
Shelf life			
@ <40°F/4°C	1 year	1 year	
@ <77°F/25°C	1 year	1 year	
@ <90°F/32°C	1 year	1 year	

This material will normally be shipped at ambient conditions, which will not alter our standard warranty, provided that the material is placed into its intended storage upon receipt. Premium shipment is available upon request.

Note: Volume measurement is not recommended for structural applications unless special precautions are taken to assure proper ratios.

Mix Ratio	Part A	Part B
By Weight	100	44
By Volume	2	1

Pot Life		
	100 gm mass	60 minutes
	200 gm mass	50 minutes
	450 gm mass	40 minutes

Method - ASTM D2471 in water bath, @ 77°F/25°C.

Peak Exotherm (450 gm mass) is >300°F/149°C @ 40 minutes.

Application

Mixing - Combine Part A and Part B in the correct ratio and mix thoroughly. THIS IS IMPORTANT! Heat buildup during or after mixing is normal. Do not mix quantities greater than 450 grams as dangerous heat buildup can occur causing uncontrolled decomposition of the mixed adhesive. TOXIC FUMES CAN OCCUR, RESULTING IN PERSONAL INJURY. Mixing smaller quantities will minimize the heat buildup.

Applying - Bonding surfaces should be clean, dry and properly prepared. For optimum surface preparation consult the Hysol Surface Preparation Guide. The bonded parts should be held in contact until the adhesive is set. Handling strength for this adhesive will occur in 24 hours (>77°F/25°C), after which the support tooling or pressure used during cure may be removed. Since full bond strength has not yet been attained, load application should be small at this time.

Curing - This adhesive may be cured for 5 to 7 days @ 77°F/25°C to achieve normal performance. Accelerated cures up to 200°F/93°C (for small masses only) may be used as an alternative. For example, 1 hour @ 180°F/82°C will give complete cure.

Cleanup - It is important to remove excess adhesive from the work area and application equipment before it hardens. Denatured alcohol and many common industrial solvents are suitable for removing uncured adhesive. Consult your supplier's information pertaining to the safe and proper use of solvents.

Bond Strength Performance

Tensile Lap Shear Strength

Tensile lap shear strength tested per ASTM D1002 after curing for 7 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 alclad aluminum, phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

	Typical Results	
Test Temperature, °F/°C	psi	MPa
-67/-55	4,000	27.6
77/25	4,500	31.0
180/82	2,000	13.8
200/93	1,000	6.9

Peel Strength

T-Peel strength tested per ASTM D1876 after curing for 7 days @ 77°F/25°C. Adherends are 2024-T3 alclad aluminum, phosphoric acid anodized per ASTM D3933.

	Typical Results	
Test Temperature, °F/°C	Lb/in	N/25 mm
77/25	60	267

Service Temperature

Service temperature is defined as that temperature at which this adhesive still retains 1000 psi (6.9 MPa) using test method ASTM D1002 and is approximately 200°F/93°C.

Bulk Resin Properties

Tensile Properties - tested using 0.125 inch/3.18 mm castings per ASTM D638.

Adhesive cure: 5 days @ 77°F/25°C and 1 hour @ 200°F/93°C

Tensile Modulus, @ 77°F/25°C	310 ksi	2136 MPa
Elongation at Break, @ 77°F/25°C	7.7%	
Shear Modulus, dry @ 77°F/25°C (by RDS)	149 ksi	1027 MPa
Shear Modulus, wet @ 77°F/25°C (by RDS)	89 ksi	613 MPa

	Dry	**Wet**[1]
T_g (Tan Delta by DMTA) @ 77°F/25°C cure	134°F/51°C	150°F/66°C
T_g (Tan Delta by DMTA) @ 200°F/93°C cure	185°F/85°C	149°F/65°C

[1]Wet exposure: 30 days @ 160°F/71°C, 95% RH

Compressive Properties - tested using 0.5 inch x 1 inch (12.7 x 25.4 mm) right cylinders @ 77°F/25°C per ASTM D695.

Compressive Strength cured @ 77°F/25°C	7,700 psi	53.0 MPa
Compressive Strength cured @ 200°F/93°C	21,000 psi	145 MPa

Handling Precautions

Do not handle or use until the Material Safety Data Sheet has been read and understood.

For industrial use only.

General:

As with most epoxy based systems, use this product with adequate ventilation. Do not get in eyes or on skin. Avoid breathing the vapors. Wash thoroughly with soap and water after handling. Empty containers retain product residue and vapors, so obey all precautions when handling empty containers.

PART A

WARNING! As with most epoxy adhesives, the uncured adhesive may cause eye and skin irritation such as allergic dermatitis. Contains epoxy resins.

PART B

WARNING! This material causes eye and skin irritation or allergic dermatitis. It contains amines.

Hysol® is a registered trademark of Henkel Corporation.
Rev. 1/01

DISCLAIMER: The information supplied in this document is for guidance only and should not be construed as a warranty. All implied warranties are expressly disclaimed, including without limitation any warranty of merchantability and fitness for use. All users of the materials are responsible for assuring that it is suitable for their needs, environmental and use. All data is subject to change as Henkel deems appropriate.

Users should review the Materials Safety Data Sheet (MSDS) and product label for the material to determine possible health hazards, appropriate engineering controls and precautions to be observed in using the material. Copies of the MSDS and label are available upon request.



Aluminum 6061-T6; 6061-T651

Categories: Metal; Nonferrous Metal; Aluminum Alloy; 6000 Series Aluminum Alloy

Material Notes: Information provided by Alcoa, Starmet and the references. General 6061 characteristics and uses: Excellent joining characteristics, good acceptance of applied coatings. Combines relatively high strength, good workability, and high resistance to corrosion; widely available. The T8 and T9 tempers offer better chipping characteristics over the T6 temper.

Applications: Aircraft fittings, camera lens mounts, couplings, marines fittings and hardware, electrical fittings and connectors, decorative or misc. hardware, hinge pins, magneto parts, brake pistons, hydraulic pistons, appliance fittings, valves and valve parts; bike frames.

Data points with the AA note have been provided by the Aluminum Association, Inc. and are NOT FOR DESIGN.

Composition Notes:
Composition information provided by the Aluminum Association and is not for design.

Key Words: al6061, UNS A96061; ISO AlMg1SiCu; Aluminium 6061-T6, AD-33 (Russia); AA6061-T6; 6061T6, UNS A96061; ISO AlMg1SiCu; Aluminium 6061-T651, AD-33 (Russia); AA6061-T651

Vendors: **Click here to view all available suppliers for this material.**

Please click here if you are a supplier and would like information on how to add your listing to this material.

Printer friendly version Download as PDF Download to Excel (requires Excel and Windows)
Export data to your CAD/FEA program
Add to Folder: My Folder 0/0

Physical Properties	Metric	English	Comments
Density	2.70 g/cc	0.0975 lb/in³	AA; Typical

Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Modulus of Elasticity	68.9 GPa	10000 ksi	AA; Typical; Average of tension and compression. Compression modulus is about 2% greater than tensile modulus.
Notched Tensile Strength	324 MPa	47000 psi	2.5 cm width x 0.16 cm thick side-notched specimen, K_t = 17.
Ultimate Bearing Strength	607 MPa	88000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Bearing Yield Strength	386 MPa	56000 psi	Edge distance/pin diameter = 2.0
Poissons Ratio	0.330	0.330	Estimated from trends in similar Al alloys.
Fatigue Strength	96.5 MPa @# of Cycles 5.00e+8	14000 psi @# of Cycles 5.00e+8	completely reversed stress; RR Moore machine/specimen
Fracture Toughness	29.0 MPa-m½	26.4 ksi-in½	K_{IC}; TL orientation.
Machinability	50 %	50 %	0-100 Scale of Aluminum Alloys
Shear Modulus	26.0 GPa	3770 ksi	Estimated from similar Al alloys.

ANNEXE B POINTS DU CHÂSSIS

```
# Groupe, numéro, position X, position Y, position Z
# Points communs à l'habitacle et au boom (cadre #1)
# Les unités sont en pouces

1      1      59.9   0            47.44
1      2      59.9   17.43        47.44
1      3      59.9   -17.43       47.44
1      4      59.3   -18.19       5.5
1      5      59.3   18.19        5.5
1      6      59.38  18.09        11
1      7      59.38  8.57         11
1      8      59.38  0            11
1      9      59.38  -8.57        11
1      10     59.38  -18.09       11
1      11     59.3   8.7          4.97
1      12     59.3   0            4.48
1      13     59.3   -8.7         4.97
1      14     59.3   20.75        5.65
1      15     59.3   -20.75       5.65
#####################################

# Firewall (groupe 1)

11     1      2.3    0            31.75
11     2      2.3    19           25.57
11     3      2.3    -19          25.57
11     4      2.3    0            25.57
11     5      2.3    2.44         9.5
11     6      2.3    -2.44        9.5
11     7      2.3    0            9.5
11     8      2.3    19.55        9.5
11     9      2.3    -19.55       9.5
11     10     2.3    4            1.9034
11     11     2.3    -4           1.9034
11     12     2.3    4            9.5
11     13     2.3    -4           9.5
11     14     2.3    0            1.64
11     15     2.3    16.1         2.7
11     16     2.3    -16.1        2.7
#####################################

# Top & top bracings (groupe 2)

12     1      37.9         20.9         47
12     2      37.9         -20.9        47
12     3      34.9251      20.9704      42.564
12     4      34.9251      -20.9704     42.564
12     5      42.8758      19.8727      42.2879
12     6      42.8758      -19.8727     42.2879
12     7      48.7         19.2         47.21
12     8      48.7         -19.2        47.21
12     9      54.0763      18.3263      41.8989
12     10     54.0763      -18.3263     41.8989
12     11     59.9         0            47.44
12     12     37.9         0            47
#########################################################
```

```
# Forward floor section (groupe 3)

13     1      21     17.56        2.32
13     2      21     -17.56       2.32
13     3      21     20.2412      9.5
13     4      21     -20.2412     9.5
13     5      28     20.5         9.5
13     6      28     -20.5        9.5
13     7      26.7   18           2.2
13     8      26.7   -18          2.2
13     9      28     10           9.5
13     10     28     -10          9.5
13     11     28     2.44         9.5
13     12     28     -2.44        9.5
13     13     28     0            9.5
13     14     26.7   0            1.5
13     15     4.15   16.24        2.66
13     16     4.15   -16.24       2.66
13     17     26.7   2.44         1.5949
13     18     26.7   -2.44        1.5949
13     19     12.5   2.44         9.5
13     20     12.5   -2.44        9.5
13     21     12.21  2.44         9.5
13     22     12.21  -2.44        9.5
13     23     13     2.44         9.5
13     24     13     -2.44        9.5
13     25     17.56  3.02         1.71
13     26     17.56  -3.02        1.71
############################################################

# Aft floor section (groupe 4)

14     1      49.5   20.5         9.5
14     2      49.5   -20.5        9.5
14     3      43.25  18.1         3.88
14     4      43.25  -18.1        3.88
14     5      53.44  18.16        4.91
14     6      53.44  -18.16       4.91
14     7      54.68  18.16        5.03
14     8      54.68  -18.16       5.03
14     9      43.25  18.1         3.88
14     10     43.25  -18.1        3.88
14     11     37.25  18.06        3.27
14     12     37.25  -18.06       3.27
14     13     43.25  16.56        2.5
14     14     43.25  -16.56       2.5
14     15     43.25  0            2.5
14     16     43.25  3.62         2.5
14     17     43.25  -3.62        2.5
14     18     36.5   0            2.0923
14     19     42.88  0            10.21
14     20     50.97  0            10.598
14     21     59.3   0            4.48
############################################################

# Dashboard (groupe 5)

15     1      21     21.3         21.8
15     2      21     -21.3        21.8
15     3      37.9   20.9         47
15     4      37.9   -20.9        47
15     5      21     21.3         21.8
```

```
15      6       21      -21.3           21.8
15      7       2.3     0               30.78
```