

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DE LA  
MAÎTRISE EN GÉNIE MÉCANIQUE  
M. Ing.

PAR  
Jean-Sébastien RATELLE

CONCEPTION, MODÉLISATION, FABRICATION ET VALIDATION  
EXPÉRIMENTALE D'UNE STRUCTURE D'AILE EN MATÉRIAUX COMPOSITES

MONTREAL, LE 09 MAI 2012



Jean-Sébastien Ratelle, 2012



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

**PRÉSENTATION DU JURY**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Vladimir Brailovski, professeur titulaire, directeur de mémoire  
Département génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Patrick Terriault, professeur titulaire, codirecteur de mémoire  
Département génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Anh Dung Ngo, professeur titulaire, président du jury  
Département génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Martine Dubé, professeur titulaire, membre du jury  
Département génie mécanique à l'École de technologie supérieure

IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC

LE 25 AVRIL 2012

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE



## REMERCIEMENTS

Pour commencer, je tiens à remercier mon directeur, M. Brailovski, et mon codirecteur, M. Terriault, pour la confiance qu'ils ont témoignée en mes capacités, la latitude qu'ils m'ont laissée durant la réalisation de ma maîtrise, les suggestions qu'ils m'ont données, ainsi que pour le soutien financier qu'ils m'ont généreusement apporté et sans lequel il m'aurait été impossible de concrétiser mes idées.

Puis, je me dois de souligner la compagnie des gens du LAMSI, qui ont eu la gentillesse de me conseiller tout au long de mon cheminement. Je souhaite saluer tout particulièrement monsieur Pierre-Luc Vachon, pour tous les moments où je l'ai questionné et lui ai fait part de mon projet.

Je dois également remercier mes deux confrères d'étude, de travail et très bons amis, Sébastien Bérubé et Charles Fischers. Leur aide constante m'a soutenu tout au long de mes études et de ma vie. Sans oublier mes deux frères, qui sont pour moi une source d'inspiration et de dépassement personnel.

Finalement, je ne pourrais jamais être assez reconnaissant envers mes parents pour leur soutien, leur confiance et leur dévotion sans bornes. Ils m'ont fourni les outils qui font de moi qui je suis et m'ont donné la chance de les mettre en applications.



# **CONCEPTION, MODÉLISATION PAR ÉLÉMENTS FINIS, FABRICATION ET VALIDATION EXPÉRIMENTALE D'UNE STRUCTURE D'AILE EN MATÉRIAUX COMPOSITES**

Jean-Sébastien RATELLE

## **RÉSUMÉ**

Ce travail donne suite au projet CRIAQ 7.1 qui avait pour objectif : « l'amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique » [1] et a mené au développement d'un prototype d'aile dont une section de l'extrados est adaptative. Cette section flexible, en composite, est fixée à une base pleine en aluminium.

Le présent ouvrage porte sur la conception d'une structure en matériaux composites pouvant remplacer la base en aluminium du projet CRIAQ 7.1. Un modèle d'analyse par éléments finis y est développé et validé expérimentalement afin de permettre la prédiction des déplacements de cette structure sous différents chargements statiques.

D'abord, une première investigation est menée au niveau du procédé de fabrication par infusion assistée du vide, à l'aide de l'analyse des pourcentages volumiques de fibre (ASTM D 3171) et de vide (ASTM D 2734) de 131 échantillons provenant de 13 plaques aux stratifiés différents. Pour ce faire, les deux composites utilisés ont été le T300 unidirectionnel/8604 et le T300 sergé 2x2/8604. Ainsi, les valeurs respectives de 65 % et de 59 % du pourcentage volumique de fibre, et de 0.3 % et 1.4 % pour celui du vide, avec des écarts-types pour toutes les valeurs inférieures à 1 %, ont permis de conclure que le procédé est stable et que les pièces produites présenteront des propriétés mécaniques similaires. Ces propriétés mécaniques sont ensuite obtenues à l'aide de tests de tensions, exécutés selon les normes ASTM D 3039 et ASTM D 3518.

Ensuite, une structure facile à fabriquer, constituée de deux longerons, huit nervures, un extrados et un intrados, est sélectionnée comme point de départ pour la conception. L'envergure de celle-ci est fixée à deux mètres et le logiciel CATIA-V5 est utilisé pour sa modélisation 3D. Puis, une étape portant sur la comparaison des résultats expérimentaux et numériques de 217 éprouvettes rectangulaires, soumises à des chargements en tension et en flexion, a permis de valider un premier modèle numérique simple et de prédire les sources d'erreurs des futurs modèles plus complexes. Un premier modèle EF de la structure simplifiée est par la suite utilisé pour déterminer les positions des longerons de façon à optimiser la rigidité en flexion et en torsion de la section. Cette étape est nécessaire afin de fixer le centre de gravité de la structure; cette valeur étant utile aux calculs des forces aérodynamiques. Le logiciel Ansys classique et un code APDL ont été utilisés pour toutes les analyses EF.

Les chargements aérodynamiques sont déterminés à l'aide des profils de portance obtenus en soufflerie lors du projet CRIAQ 7.1. La force de portance et le couple de torsion, engendrés par la distance entre le centre de gravité et le centre de poussée, sont calculés pour les 35

## VIII

conditions de vol testées expérimentalement dans le cadre du projet CRIAQ 7.1. Les valeurs maximales de 3590 kN, pour la force de portance, et de 295 Nm, pour le couple de torsion, sont utilisées lors de la conception des stratifiés.

Un critère nommé Indice d'optimisation structurel du stratifié (IOSS) est ensuite développé en vue de permettre la comparaison de plusieurs stratifiés soumis à des chargements en tension et en cisaillement, ces derniers étant respectivement engendrés par la flexion et la torsion de la structure. Le logiciel Matlab est alors utilisé pour la programmation d'un algorithme permettant le calcul de l'IOSS et du critère de Tsai-Wu (TW) de différents empilements au niveau de l'extrados et de l'intrados de cette structure. Au total, 59 385 stratifiés sont comparés, permettant ainsi de fixer à six le nombre de plis de départ pour les analyses EF. Le modèle EF de la structure simplifiée est réutilisé pour l'optimisation finale de l'orientation des plis de l'intrados et de l'extrados. Finalement, une analyse de flambage de l'extrados est réalisée pour déterminer le nombre de nervures. L'ajout d'un pli permet de fixer la longueur critique de flambage à 250 mm avec un facteur de sécurité (FS) de 2.

Un modèle EF complet de la structure est alors développé afin de procéder aux analyses finales. Ses valeurs de déplacements seront comparées à celles qu'obtiendra le prototype réel, lors d'essais expérimentaux. Le modèle EF final comprend toutes les composantes de la structure, les joints de collages et les modifications apportées au modèle pour permettre le chargement statique.

Un prototype de la structure est subséquemment fabriqué et testé. En premier lieu, des contres-formes sont modélisées pour chaque composante. Par la suite, elles sont usinées dans un centre d'usinage pour bois. Elles permettront la création des moules en polyester et fibre de verre utile à l'infusion (VARTM) des composantes. Enfin, un gabarit d'assemblage est utilisé pour le collage de la structure interne, de l'extrados, de l'intrados et des points d'attache des charges. Lors des tests expérimentaux, la structure de l'aile est encastree à une extrémité, avec l'extrados qui pointe vers le sol. Trois chargements différents sont imposés à l'aide de sacs de sable.

Finalement, un ajustement de la rigidité axiale du composite unidirectionnel (128 GPa à 118 GPa) du modèle numérique a permis de reproduire les déplacements en flexion observés lors des tests de chargements statiques avec un pourcentage d'erreur inférieur à 2 %.

**Mots-clés :** Matériaux composites, caractérisation mécanique, infusion sous vide, conception, optimisation, analyses par éléments finis, fabrication, validation expérimentale.



# **DESIGN, FINIT ELEMENTS MODELING, MANUFACTURING AND EXPERIMENTAL VALIDATION OF A COMPOSITES WING BOX**

Jean-Sébastien RATELLE

## **ABSTRACT**

This work is a result of the project CRIAQ 7.1 which goal was: "to improve the laminar flow of an aeroelastic wing" [1]. The development of a prototype of a wing with the upper section of adaptive was the result. This flexible composite section was attached to a solid aluminum base.

This work focuses on the design of a composite structure that can replace the aluminum base of the project CRIAQ 7.1. A finite element analysis model is developed and experimentally validated to allow the prediction of the displacement of the structure under different static loads.

A first investigation of the manufacturing process, vacuum assisted infusion (VARTM), is carried out using the analysis of the percentage by volume of fiber (ASTM 3171) and air (ASTM 2734) of 131 samples from 13 different composites panels. The composites used are the T300 Twill 2x2/8604 and T300 Twill Unidirectional/8604. Respective values of 65% and 59% for the percentage of fiber and 0.3% and 1.4% for the porosity with standard deviations for all values less than 1% have concluded that the process is stable and that the future part produced will present similar mechanical properties. The mechanical properties are then obtained using tension tests performed according to ASTM D 3039 and ASTM D 3515.

An easily manufacturable structure formed of two spars, height ribs and an upper and a lower surface is selected as the starting point for design. The scale is set at two meters and CATIA-V5 is used for 3D modeling of the structure. Subsequently, a step on the comparison between the experimental and numerical results of 217 rectangular specimens subjected to loads in tension and bending allowed the validation of a first simple numerical model and the prediction of the sources of error of future models much complex. A first EF model of the simplified structure is then used to determine the positions of the spars so as to optimize the flexural and torsional rigidity of the section. This step is necessary to set the center of gravity of the structure, this value being useful to the calculation of aerodynamic forces. The software Ansys Classic and an APDL code are used for all EF analyzes.

The aerodynamic loads are determined using lift profiles of wind tunnel values obtained during the project CRIAQ 7.1. The lift force and the torque generated by the distance between the center of gravity and the aerodynamic load center are calculated for the 35 flight conditions tested experimentally in the project CRIAQ 7.1. The maximum values of 3590 kN for the lift force and 295 Nm for the torque are used when designing laminates.

An optimization criterion called the Laminate Structural Optimization Factor (LSOF) is then developed to allow comparison of several laminates subjected to loads in tension and shear

respectively generated by the bending and twisting of the structure. Matlab software is then used to program an algorithm for calculating the IOSS criterion and the Tsai-Wu (TW) failure criterion for different stacks at the upper and lower surfaces of the structure. In total, 59 385 laminated are compared to allow the setting to six of the number of plies for the first EF analysis. The FE model of the simplified structure is reused for the final optimization of the orientation of the plies of the intrados and the extrados. Finally, an buckling analysis of the upper surface is carried out to determine the number of ribs. The addition of an ply allowed to fix the critical buckling length to 250 mm with a safety factor (SF) of 2

A FE model of the complete structure is then developed for the final analyzes of the structure and the comparison of the displacements that will be obtained during experimental testing. The final FE model includes all components of the structure, the bonding joints and the changes made to the model to allow static loading.

A prototype of the structure is then fabricated and tested. Plugs are first modeled for all components and machined using a machining center for wood. Polyester and glass fiber molds are then produced using the machined plugs. These molds are then used for infusion (VARTM) of all the components. A jig is finally used for the bonding of the internal structure, the upper surface, the lower surface and the attachment points for the loads. For the experimental tests, the structure of the wing is fixed at one end with the upper surface pointing towards the ground. Three different loads are applied using sandbag.

Finally, an adjustment of the axial stiffness of the unidirectional composite (128 GPa to 118 GPa) for the numerical model has to reproduce the observed flexion displacement during static load tests with a error percentage less than 2%.

**Key-words:** Composites materials, mechanical characterization, vacuum assist infusion, conception, optimization, finites elements analysis, manufacturing, experimental testing.

## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 DESCRIPTION ET CARACTÉRISATION DES MATÉRIAUX ET DU PROCÉDÉ DE FABRICATION .....	5
1.1 Choix du type de matériaux .....	5
1.2 Description des matériaux de base.....	5
1.3 Choix du procédé de fabrication.....	6
1.4 Description du procédé de fabrication .....	7
1.5 Analyse du procédé de fabrication.....	12
1.5.1 Description des échantillons .....	13
1.5.2 Présentation et analyse des résultats .....	14
1.6 Caractérisation mécanique .....	19
1.6.1 Fabrication des éprouvettes.....	21
1.6.2 Description et analyse des tests.....	22
1.6.3 Présentations des résultats.....	25
1.6.4 Ajustement de la valeur de rigidité transversale.....	27
1.6.5 Définition des propriétés mécaniques manquantes.....	29
1.6.6 Présentation de l'ensemble des propriétés mécaniques .....	30
1.7 Conclusion .....	32
CHAPITRE 2 CONCEPTION DES STRATIFIÉS ET DE LA STRUCTURE.....	33
2.1 Modifications apportées au concept de l'extrados adaptatif.....	33
2.2 Conception primaire de la structure interne de l'aile.....	35
2.3 Analyse des modèles simples.....	39
2.3.1 Descriptions des modèles simples .....	39
2.3.2 Description des tests expérimentaux effectués sur les modèles simples ..	40
2.3.3 Analyse des modèles simples par E.F.....	42
2.3.4 Présentation des résultats .....	46
2.4 Définition de la position des longerons .....	52
2.5 Analyse des chargements aérodynamiques.....	58
2.6 Conception des stratifiés.....	63
2.6.1 Analyse préliminaire.....	64
2.6.2 Sélection finale des stratifiés par analyse EF.....	84
2.7 Analyse de flambage de l'extrados.....	88
2.8 Conception finale de la structure .....	95
2.8.1 Définition de la géométrie des longerons. ....	95
2.8.2 Définition de la géométrie des nervures .....	96
2.8.3 Création des joints de collage du BA et du BF .....	97
2.8.4 Ajout des rayons de coins .....	97
2.8.5 Ajout des angles de démoulage.....	98
2.8.6 Présentation de la géométrie finale .....	98

2.9	Adaptation en vue de la validation expérimentale.....	100
2.10	Analyse par EF final de la structure.....	101
2.11	Conclusion .....	110
CHAPITRE 3 FABRICATION ET ASSEMBLAGE DE LA STRUCTURE.....		113
3.1	Conception et fabrication de l'outillage de mise en forme.....	113
3.1.1	Contre-formes .....	113
3.1.2	Fabrication des moules .....	119
3.1.3	Fabrication des gabarits d'assemblage.....	123
3.2	Fabrication du gabarit de test.....	126
3.3	Fabrication et assemblage de la structure en composite.....	129
3.4	Collage du gabarit de test et des lignes d'application des chargements.....	139
3.5	Présentation du prototype de la structure de l'aile.....	143
3.6	Conclusion .....	145
CHAPITRE 4 VALIDATION EXPÉRIMENTALE DU MODÈLE EF.....		147
4.1	Tests expérimentaux .....	147
4.2	Comparaison des résultats expérimentaux et numériques .....	152
4.3	Conclusion .....	154
CONCLUSION.....		155
RECOMMANDATIONS .....		157
ANNEXE I FICHES TECHNIQUES DES MATÉRIAUX .....		159
ANNEXE II RÉPARTITION DES %V <sub>F</sub> ET %V <sub>V</sub> DES PLAQUES TESTS.....		181
ANNEXE III RÉSULTATS DES TESTS DE CARACTÉRISATION MÉCANIQUES .....		189
ANNEXE IV FAMILLES DE STRATIFIÉS DE BASE POUR L'ANALYSE PRIMAIRE.....		195
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		201

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1 Liste des plaques servant aux calculs des % $v_f$ et % $v_v$ .....	14
Tableau 1.2 Résultats des tests ASTM D2584et D2734 pour chacune des plaques.....	14
Tableau 1.3 Moyenne des valeurs de % $v_f$ et % $v_v$ regroupées par types de tissus .....	15
Tableau 1.4 Résultats des normes ASTM pour les plaques utiles à l'analyse de l'uniformité des % $v_f$ et % $v_v$ .....	17
Tableau 1.5 Liste des propriétés mécaniques définissant un matériau composite.....	19
Tableau 1.6 Liste des résistances mécaniques utiles à l'analyse des stratifiés.....	20
Tableau 1.7 Liste des éprouvettes destinées aux tests de caractérisation mécaniques .....	21
Tableau 1.8 Résultats des tests de caractérisation mécaniques selon les normes ASTM D3019 et ASTM D3035.....	25
Tableau 1.9 Résumé des calculs pour l'ajustement de la rigidité transversale (E2).....	28
Tableau 1.10 Liste des propriétés mécaniques provenant de la littérature et de celles obtenues par caractérisation mécanique et ajustement .....	31
Tableau 2.1 Liste des modèles simples.....	40
Tableau 2.2 Description des modèles EF simples .....	43
Tableau 2.3 Description des paramètres variables pour les modèles simples. ....	43
Tableau 2.4 Description des conditions aux frontières des modèles simples. ....	44
Tableau 2.5 Résultats expérimentaux des tests de tractions et de flexions sur les modèles simples .....	46
Tableau 2.6 Pourcentage de déviation de $E_x$ en fonction de $E_1$ et $G_{12}$ pour le composite unidirectionnel non balancé .....	50
Tableau 2.7 Pourcentage de déviation de $E_x$ en fonction de $E_1$ et $G_{12}$ pour le composite unidirectionnel balancé.....	50
Tableau 2.8 Pourcentage de déviation de $E_x$ en fonction de $E_1$ et $G_{12}$ pour le composite sergé 2x2 non balancé.....	51

Tableau 2.9 Pourcentage de déviation de $E_x$ en fonction de $E_1$ et $G_{12}$ pour le composite sergé 2x2 balancé.....	51
Tableau 2.10 Description du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons.....	53
Tableau 2.11 Description des paramètres variables pour l'analyse de la position des longerons.....	54
Tableau 2.12 Description des conditions aux frontières du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons.....	55
Tableau 2.13 Résumés des valeurs de chargements engendrés par les conditions de vol C129 et C135 .....	63
Tableau 2.14 Familles de stratifiés à l'étude pour la conception primaire.....	66
Tableau 2.15 Description des chargements appliqués pour l'analyse du nombre de plis optimaux .....	79
Tableau 2.16 Familles de stratifiés comprises dans le groupe de stratifiés à 6 plis.....	84
Tableau 2.17 Description des paramètres variables du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés .....	84
Tableau 2.18 Description du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés.....	85
Tableau 2.19 Description du maillage du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés.....	85
Tableau 2.20 Présentation des résultats pour les stratifiés retenus .....	87
Tableau 2.21 Description du modèle EF pour les analyses de flambage.....	89
Tableau 2.22 Description des conditions aux frontières du modèle EF pour le flambage ....	90
Tableau 2.23 Forces de compressions pour les trois zones de l'extrados calculées par EF ..	91
Tableau 2.24 Description des paramètres variables du modèle EF pour le flambage .....	91
Tableau 2.25 Description du modèle EF de la structure finale de l'aile .....	106
Tableau 2.26 Description des longueurs de maillages utilisés pour le profil de section .....	107
Tableau 2.27 Résultats des analyses EF du modèle final pour les cas 1 et 2.....	108
Tableau 4.1 Conditions de chargements expérimentaux .....	147
Tableau 4.2 Positions et valeurs des chargements appliqués.....	148

Tableau 4.3 Comparaison des résultats expérimentaux et numériques pour la flèche et la rotation en bout d'aile.....	152
---	-----





## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 0.1 Structure active développée dans le cadre du projet CRIAQ 7.1 et schéma explicatif d'une aile 2D et son profil. ....	2
Figure 1.1 Composite carbone et époxy infusé. A) à tissu unidirectionnel B) à tissu sergé 2x2 .....	6
Figure 1.2 Montage pour la mise en forme d'une plaque par le procédé d'infusion sous vide.....	11
Figure 1.3 Vue de coupe du montage pour l'infusion d'une plaque.....	12
Figure 1.4 Schéma des plaques servant à l'analyse de la répartition des %vf et %vv.....	16
Figure 1.5 A) Répartition des %vf dans la plaque 1 B) Répartition des %vv dans la plaque 1 .....	18
Figure 1.6 Éprouvette de composite hors-axes à tissu sergé 2x2 et les points servants à la capture des déplacements.....	22
Figure 1.7 Courbes expérimentales pour un test de traction sur une éprouvette de composite unidirectionnel à 0° .....	23
Figure 1.8 Ensembles des droites à partir des tests de traction sur les éprouvettes de composites unidirectionnels à 0° .....	24
Figure 1.9 Courbes moyennes des différents tests de caractérisation mécanique réalisés ....	26
Figure 1.10 Graphique des courbes de traction sur les composites à ± 45° .....	27
Figure 2.1 Vue de section du prototype de structure adaptative [1] .....	33
Figure 2.2 Déplacements engendrés par les forces de portances sur une aile .....	34
Figure 2.3 Profil de section de base et la zone réservée à l'extrados adaptatif.....	36
Figure 2.4 Section de l'aile réservée à la conception de la structure .....	37
Figure 2.5 Vue explosée de la structure selon la conception primaire .....	38
Figure 2.6 Gabarit de flexion trois-points.....	41

Figure 2.7 Modèle EF simples A) Tension B) Flexion.....	44
Figure 2.8 Affichage des résultats calculés par EF pour les modèles simples A) Flexion B) Tension.....	45
Figure 2.9 Comparaison des résultats expérimentaux et EF des modèles simples. A) Uni. Non balancé B) Uni. Balancé C) Sergé 2x2 non balancé D) Sergé 2x2 balancé .....	47
Figure 2.10 Rigidité Ex des stratifiés en fonction de l'orientation des fibres pour différentes valeurs de rigidité axiale E1 ou de module de cisaillement dans le plan G12 calculée à partir des tests de tensions.....	48
Figure 2.11 Profil de section du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons .....	52
Figure 2.12 Modèle EF pour l'analyse de la position des longerons.....	55
Figure 2.13 Affichage graphique des déplacements du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons.....	56
Figure 2.14 A) Flèche en bout d'aile en fonction des positions des longerons. B) Rotation en bout d'aile en fonction des positions des longerons.....	57
Figure 2.15 Profil de section du modèle EF et position finale des longerons .....	58
Figure 2.16 Profils de Cp utilisés pour les calculs des chargements aérodynamiques.....	60
Figure 2.17 représentations graphiques des valeurs de force de portance et de couple de torsion calculées à partir des 35 profils de Cp obtenus en soufflerie .....	62
Figure 2.18 Profils de pression des chargements aérodynamiques utiles à la conception des stratifiés .....	63
Figure 2.19 Système de numérotation des plis .....	67
Figure 2.20 Profil de section et dimension utilisée pour les calculs des chargements en tension.....	76
Figure 2.21 Profil de section et les flux de cisaillements causés par le couple de torsion ....	76
Figure 2.22 Algorithme simplifié du programme d'analyse des laminés. ....	80
Figure 2.23 Affichage des résultats d'analyse des stratifiés pour l'intrados et le cas de chargement 1 .....	81

Figure 2.24 Profils inférieurs des nuages de points pour les cas 1 et 2 de chargement et pour l'intrados et l'extrados. A) Groupe de stratifié à 6 plis. B) Groupe de stratifié à 7 plis.....	82
Figure 2.25 Profils inférieurs des nuages de points pour le cas 1. A) Extrados. B) Intrados .....	83
Figure 2.26 Représentation graphique des valeurs de flèches moyennes et de torsion en bout d'ailes calculées par EF .....	86
Figure 2.27 Division de l'extrados pour les analyses de flambage .....	88
Figure 2.28 Identification des extrémités et de la longueur variable du modèle centre pour l'analyse de flambage .....	89
Figure 2.29 Force de flambage pour les modèles BA, Centre et BF en fonction de la longueur selon l'envergure des sections.....	92
Figure 2.30 Force de flambage pour le modèle Centre à différents stratifiés.....	93
Figure 2.31 Résultats graphiques des déplacements occasionnés par le flambage en mode 1. A) Modèle BA. B) Modèle Centre. C) Modèle BF.....	94
Figure 2.32 Géométrie des nervures .....	96
Figure 2.33 Géométrie finale de la structure de l'aile. A) Structure complète. B) Structure sans l'extrados. C et D) Agrandissement de la structure interne composée des longerons et des nervures. ....	99
Figure 2.34 Profil de section de du modèle EF final .....	101
Figure 2.35 A) Surfaces et B) 6732 éléments de l'intrados .....	101
Figure 2.36 A) Surfaces et B) 7062 éléments de l'extrados.....	102
Figure 2.37 A) Surface et B) 4316 éléments des longerons/renforts 1 et 2.....	102
Figure 2.38 Profil de section des nervures.....	103
Figure 2.39 A) Surface et B) éléments de la structure interne du modèle EF final. C) Agrandissement de l'extrémité de la structure interne .....	103
Figure 2.40 A) Joints de collage complets. B) Agrandissement des joints de collage à l'extrémité libre de la structure.....	104
Figure 2.41 Assemblage complet du modèle EF final. A) Sans extrados. B) Avec extrados.....	105

Figure 2.42 Affichage graphique des résultats des déplacements verticaux pour la structure complète de l'aile. A) Cas 1. B) Cas 2 .....	109
Figure 3.1 Contre-forme de l'extrados .....	114
Figure 3.2 Contre-forme de l'intrados.....	115
Figure 3.3 Contre-forme des longerons .....	115
Figure 3.4 Contre-forme des nervures .....	116
Figure 3.5 Contres-formes en « MDF » de l'intrados (Gauche) et l'extrados (Droite) usinés par un centre d'usinage numérique.....	116
Figure 3.6 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après l'application du scellant .....	117
Figure 3.7 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après l'application du fini de surface à base de polyester .....	118
Figure 3.8 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après le polissage du fini de surface à base de polyester .....	119
Figure 3.9 Structure des moules en fibres de verre mats/polyester pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados.....	120
Figure 3.10 Structure du moule en fibres de verre mats/polyester pour la fabrication des nervures.....	120
Figure 3.11 Moule pour la fabrication des longerons. A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement d'une zone de moulage .....	121
Figure 3.12 Moule pour la fabrication de l'intrados. A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement de la zone de moulage .....	122
Figure 3.13 Moule pour la fabrication de l'extrados. A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement de la zone de moulage .....	122
Figure 3.14 Moule pour la fabrication des nervures.....	122
Figure 3.15 Agrandissement des zones de moulages des nervures .....	123
Figure 3.16 Ensemble des moules fabriqués.....	123
Figure 3.17 Gabarit de collage de la structure .....	124
Figure 3.18 Utilisations des gabarits de collage pour le soutien de la structure lors des manipulations.....	124

Figure 3.19 Utilisations des gabarits pour le collage de l'extrados.....	125
Figure 3.20 Nervures en aluminium pour le gabarit de test.....	126
Figure 3.21 Gabarit pour les tests de chargements statiques .....	127
Figure 3.22 Vue explosée de l'assemblage du gabarit de test.....	127
Figure 3.23 Assemblage de la structure et du gabarit de test.....	128
Figure 3.24 Infusion A) Intrados B) Longerons .....	129
Figure 3.25 Intrados après démoulage .....	130
Figure 3.26 Section en « C » et le renfort qui constituent le longeron 2 avant le collage ...	131
Figure 3.27 Modèle 3D de la structure interne de l'aile.....	132
Figure 3.28 Extrémité de la structure interne de l'aile.....	132
Figure 3.29 Nervures assemblées section BF .....	133
Figure 3.30 Nervure assemblée section centre .....	133
Figure 3.31 Nervure assemblée section BA.....	134
Figure 3.32 Ensemble de la structure interne de l'aile.....	134
Figure 3.33 Préparation pour le collage de l'extrados .....	135
Figure 3.34 Décalage de la surface de collage du BA de l'intrados .....	136
Figure 3.35 Collage de l'extrados. Fermeture à l'aide des gabarits de collage .....	137
Figure 3.36 Structure après l'assemblage et la découpe du surplus de matériel.....	138
Figure 3.37 Collage des nervures en aluminium pour la fixation au gabarit de flexion.....	139
Figure 3.38 Positionnement des lignes d'application des chargements à l'aide des gabarits de collage.....	140
Figure 3.39 Positionnement du ruban à masquer pour protéger la surface de l'extrados lors du collage.....	141
Figure 3.40 Extrusion et crochets de fixation après le sablage des surfaces de collage.....	141
Figure 3.41 Collage des lignes d'application des chargements .....	142

Figure 3.42 Résultats finaux du collage des lignes d'applications des chargements.....	143
Figure 3.43 Assemblage final de la structure, du gabarit de test et des lignes d'applications des chargements .....	144
Figure 4.1 Table de montage utilisée pour la fixation du gabarit de test.....	148
Figure 4.2 Environnement des tests pratiques .....	149
Figure 4.3 Chargement statique de la structure vue de face. A) À vide B) Cas 1 C) Cas 2 D) Cas 3 .....	150
Figure 4.4 Chargements statiques de la structure vue de profil. A) Structure non sollicitée. B) Application du chargement 9 de la ligne L1. C) Application du cas de chargement expérimental 2 .....	151
Figure 4.5 Flèche moyenne en bout d'aile en fonction du module de rigidité axial du composite unidirectionnel T300/8604 pour le cas de chargements expérimental 2.....	153

## **LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES**

2D	Bidimensionnel
3D	Tridimensionnel
AMF	Alliage à mémoire de forme
APDL	Ansys parametric design language
BA	Bord d'attaque
BF	Bord de fuite
EF	Éléments finis
ÉNA	École nationale d'aéronautique
ÉTS	École de technologie supérieure
FS	Facteur de sécurité
FS <sub>TW</sub>	Facteur de sécurité selon le critère de rupture de Tsai-Wu
IOSS	Indice d'optimisation structurel du stratifié
LAMSI	Laboratoire sur les alliages à mémoire de forme et les systèmes intelligents
TCP	Théorie classique des plaques
TCSC	Théorie classique des stratifiés avec couplage
TW	Tsai-Wu





## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

$\%c$	Pourcentage de la corde du profil, sans unité
$\%v_f$	Pourcentage volumique de fibre, sans unité
$\%v_v$	Pourcentage volumique de vide, sans unité
$C_D$	Coefficient de traînée, sans unité
$C_P$	Coefficient de portance, sans unité
$C_p$	Centre de portance
$E_1$	Module de rigidité axial (GPa)
$E_2$	Module de rigidité transversal (GPa)
$E_3$	Module de rigidité normal (GPa)
$G_{12}$	Module de cisaillement axial (GPa)
$G_{13}$	Module de cisaillement transversal (GPa)
$G_{23}$	Module de cisaillement normal (GPa)
Mach	Vitesse du son
Nm	Newton par mètre
q	Flux de cisaillement (N/m)
$S_1^+$	Résistance en traction axiale (MPa)
$S_1^-$	Résistance en compression axiale (MPa)
$S_2^+$	Résistance en traction transversale (MPa)
$S_2^-$	Résistance en compression transversale (MPa)
$S_3^+$	Résistance en traction normale (MPa)
$S_3^-$	Résistance en compression normale au plan (MPa)
S12	Résistance en cisaillement axial (MPa)
S13	Résistance en cisaillement transversal (MPa)
S23	Résistance en cisaillement normal (MPa)
$\nu_{12}$	Coefficient de Poisson axial, sans unité
$\nu_{13}$	Coefficient de Poisson transversal, sans unité
$\nu_{23}$	Coefficient de Poisson normal, sans unité



## INTRODUCTION

Ce projet de maîtrise découle du projet CRIAQ 7.1, dont l'objectif était : « l'amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique ». Le Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents (LAMSI) du Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure (ÉTS) a développé et fabriqué un prototype d'aile à extradados adaptatif en matériaux composites. Le développement de cette structure flexible et adaptative a été pris en charge par M. Daniel Coutu, qui en a fait le sujet de sa thèse doctorale [1]. C'est dans le cadre de la fabrication de ce prototype que j'ai joint l'équipe du LAMSI, en tant que responsable de la fabrication de la section adaptative de l'aile en matériaux composites. L'extrados flexible est activé par un système d'actionneurs en alliage à mémoire de forme (AMF) couplé à un système de cames et galets pour le transfert du mouvement. La structure active est présentée à la Figure 0.1. Le groupe formé de l'extrados flexible et des lignes d'action est fixé sur une base en aluminium. Cette base nommée « corps d'aile rigide » regroupe l'intrados, le bord d'attaque, le bord de fuite et le support d'aile pour la fixation lors des tests en soufflerie. D'ailleurs, comme cette base est beaucoup plus rigide que le système adaptatif, elle permet de négliger ses déformations et de concentrer le travail uniquement sur la section adaptative lors de la modélisation par éléments finis et des tests en soufflerie.

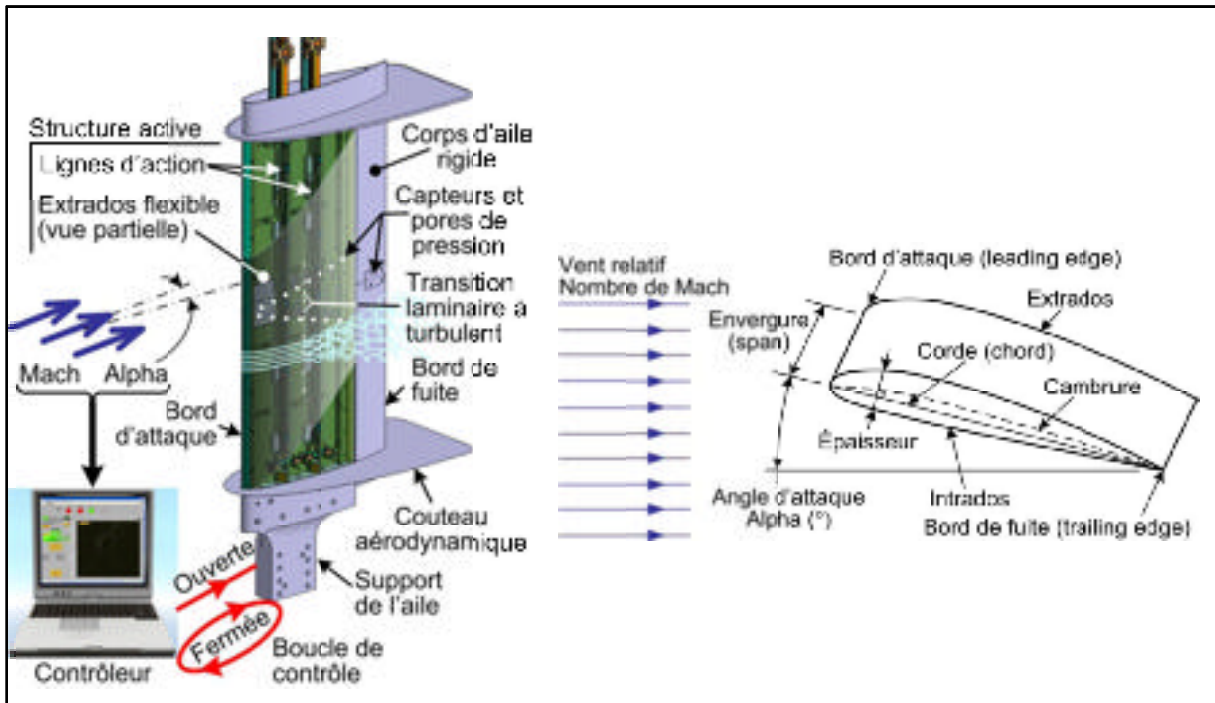


Figure 0.1 Structure active développée dans le cadre du projet CRIAQ 7.1 et schéma explicatif d'une aile 2D et son profil. [1]

Une fois la validation du concept réalisée en soufflerie, l'intégration du système adaptatif à une structure d'aile typique s'avéra être une option logique pour la continuité du projet. Cette maîtrise a donc comme objectif le développement de la structure rigide en matériaux composites. Comme dans le cas de l'extrados, la structure est isolée et développée sans les systèmes d'actionnement et sans l'extrados adaptatif. Ceci simplifie la validation du modèle numérique. Dans un autre projet, il sera possible d'assembler le modèle EF de la structure de l'aile au modèle EF de l'extrados flexible afin de déterminer l'influence de la déformation de la structure sur le contrôle de l'extrados et, inversement, de déterminer l'influence du système d'actionnement sur le comportement la structure.

La démarche de développement et de validation expérimentale de la structure rigide de l'aile fut sélectionnée en fonction de mon expérience et de mon intérêt dans la mise en forme des matériaux composites. C'est à l'École Nationale d'Aéronautique (ÉNA) que j'ai acquis mon expertise dans ce domaine. Je l'ai ensuite renforcée au baccalauréat en génie mécanique à l'ÉTS ainsi que par le biais de plusieurs projets liés aux clubs scientifiques tels que la

FORMULE SAE et le bateau à énergie solaire PHOTON. À ceci s'ajoute la mise en forme de l'extrados adaptatif du projet CRIAQ 7.1, de même que le développement, la mise en forme et l'assemblage de modèles réduits d'avion destinés à l'étude des impacts de foudre pour Bombardier Aéronautique. Toutes ces réalisations m'ont permis de développer mes aptitudes et connaissances par rapport à la caractérisation, la conception et la fabrication par infusion sous vide des matériaux composites.



## **CHAPITRE 1**

### **DESCRIPTION ET CARACTÉRISATION DES MATÉRIAUX ET DU PROCÉDÉ DE FABRICATION**

#### **1.1 Choix du type de matériaux**

Le choix des matériaux pour la fabrication de la structure de l'aile s'est arrêté sur les matériaux composites, car plusieurs facteurs favorisent leur utilisation pour la fabrication des pièces de la structure de l'aile. Ce sont ces mêmes raisons qui poussent l'industrie de l'aéronautique à incorporer de plus en plus de composites fibreux à un nombre grandissant de types de pièces. Cela dit, c'est principalement en raison de la constante recherche d'une diminution de la masse des avions qu'ils sont devenus aussi populaires. Effectivement, les matériaux composites présentent une rigidité et une résistance spécifiques supérieures à tout type d'alliage ferreux et non-ferreux. De plus, il est possible d'optimiser l'orientation des fibres en fonction des sollicitations principales, ce qui permet d'obtenir un produit dont la rigidité et la résistance sont équivalentes à celles des alliages ordinaires, mais dont la masse est inférieure.

Sur le plan de la fabrication et de l'assemblage, les matériaux composites présentent aussi un avantage de taille lorsqu'il est question de pièces minces et de grandes envergures. De plus, ils se prêtent bien aux géométries complexes et permettent généralement une diminution de la quantité de pièces par assemblage [2], [3], [4].

#### **1.2 Description des matériaux de base**

Les matériaux utilisés dans le cadre de ce projet sont des tissus de carbone unidirectionnel et sergé 2x2 infusés avec une résine époxy à faible viscosité (voir la Figure 1.1). La fibre de carbone de type T-300 est tissée par le manufacturier de tissu JB Martin. Le choix de deux types de tissus s'explique par des raisons pratiques. Le faible coût des tissus unidirectionnels incite à en faire le principal composant du stratifié. L'utilisation du tissu sergé est réservée

aux plis externes afin de diminuer les risques de délaminage des brins. Finalement, l'époxy à infusion Reinfusion 8604 de la compagnie Huntsman présente une faible viscosité, de bonnes propriétés mécaniques et une température de transition vitreuse parmi les plus élevées pour une résine où la cure peut être effectuée à température pièce. Ce dernier aspect permet donc d'éviter l'utilisation d'un four à postcure. Les fiches techniques des matériaux de base utilisés sont disponibles à l'ANNEXE I.

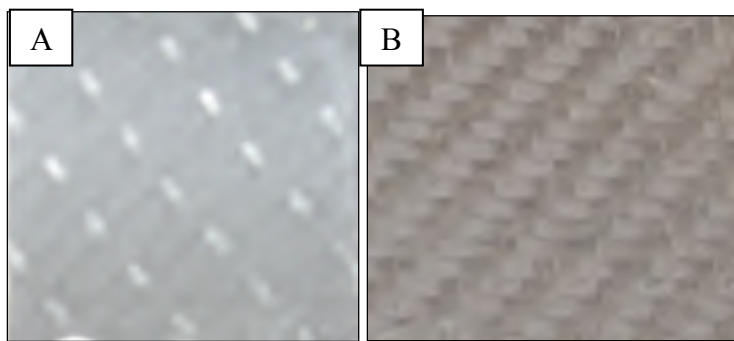


Figure 1.1 Composite carbone et époxy infusé  
A) à tissu unidirectionnel B) à tissu sergé 2x2

### 1.3 Choix du procédé de fabrication

Le procédé d'infusion assistée du vide (VARTM) est sélectionné pour la fabrication des composantes de la structure de l'aile. Premièrement, cette technique est moins coûteuse que la méthode par tissus préimprégnés qui est actuellement utilisée dans l'industrie aéronautique. Ceci est principalement dû à l'absence de l'autoclave et au faible coût des matériaux de base. L'infusion assistée du vide permet aussi une fabrication plus constante que les méthodes de laminage à moules ouvert standards communément appelée « Wet-Layup ». Cette répétition est assurée par le contrôle de la pression de vide. De plus, la résine une fois mélangée n'est plus en contact avec le personnel ce qui rend l'utilisation moins nocive pour la santé qu'un laminage où le débullage est effectué manuellement. Par contre, ce procédé de nature « artisanale » nécessite une grande minutie afin de permettre la reproductibilité des pièces [5].



## **1.4 Description du procédé de fabrication**

Le procédé d'infusion sous vide est une méthode de mise en forme des matériaux composites à base de renforts fibreux tissés et de résines généralement thermodurcissables. Les étapes de mise en formes des matériaux composites par infusion sous vide sont généralement les mêmes d'une pièce à l'autre. Une courte description de la méthodologie d'infusion est présentée.

### **1. Préparation des moules**

Les étapes de fabrication et de préparations des moules sont décrites dans la section portant sur la fabrication de l'outillage de mise en forme (Voir la section 3.1).

### **2. Positionnement du mastic d'étanchéité**

Un mastic d'étanchéité est positionné sur le périmètre du moule et servira à la fixation du sac de mise sous vide. Le papier protecteur est conservé jusqu'à la pose du sac.

### **3. Positionnement du stratifié**

Le stratifié est positionné pli par pli en portant une attention particulière à l'orientation des fibres. Il est important de prévoir une zone libre d'un minimum de 25 mm entre les bords des stratifiés et les tuyaux de succion de résine. Cette distance crée une zone de restriction permettant le contrôle du débit de résine sortant du moule.

### **4. Positionnement des tissus d'arrachages**

Le tissu d'arrachage par son caractère poreux et anti adhérent est utilisé pour améliorer l'écoulement et pour éviter l'adhésion du média d'infusion au stratifié. Deux couches de tissus d'arrachages sont directement positionnées sur le stratifié. Les deux plis doivent complètement couvrir la surface délimitée par le mastic d'étanchéité.

## **5. Positionnement du média d'infusion**

Le média d'infusion (Flow média) est un grillage en plastique facilitant l'écoulement de la résine dans le stratifié. Ce dernier est positionné par-dessus le tissu d'arrachage. Il est premièrement découpé à la même dimension que le stratifié. Par la suite, des bandes d'environ 25 mm sont découpées au niveau des bordures avoisinant les tuyaux de succion créant ainsi une seconde zone de restriction pour la résine.

## **6. Positionnement de la tuyauterie d'infusion**

La tuyauterie d'infusion est composée de tuyaux et de spirales en plastique. Les spirales d'entrée de résine sont positionnées par-dessus le média d'infusion et connectées au tuyau qui est relié au réservoir de résine. Les spirales de sortie de résine sont positionnées sur le tissu d'arrachage de façon à créer les zones de restriction. Ces dernières sont connectées aux tuyaux reliés au réservoir de surplus de résine. Le réservoir de surplus de résine est ensuite connecté à la pompe. Ce réservoir permet d'accumuler le surplus de résine qui sort du moule et qui pourrait, dans son absence, se rendre dans la pompe à vide.

## **7. Positionnement du sac de mise sous vide**

Le sac de mise sous vide est positionné par-dessus tous les éléments. Le papier protecteur du mastic d'étanchéité est retiré pour permettre l'adhésion au moule. Un surplus de matériel doit être prévu pour les géométries complexes afin de permettre au sac, lors de la mise sous vide, d'épouser toute la surface du moule.

## **8. Mise sous vide**

Les entrées de résine sont bloquées à l'aide de serres et la pompe est activée. Le stratifié est mis sous vide et la présence de fuites est détectée par inspection auditive. Les fuites sont alors fixées à l'aide de mastic d'étanchéité. Une vérification finale de la présence de fuite est alors effectuée. Pour y arriver, une pression de vide d'un minimum de 28 poHg doit être

atteinte et conservée pendant un minimum de 15 minutes après la fermeture de la pompe. Une fois le test passé, la pompe est alors réactivée en attente de l'introduction de la résine.

### **9. Mélange et débullage de la résine.**

La résine est pesée et mélangée pour un minimum de 2 à 3 minutes. Cette dernière est conservée en portion individuelle de 500 grammes afin de minimiser l'effet de masse thermique qui accélère grandement la polymérisation. La résine est mise sous vide dans une cloche de débullage à 25 poHg. Le débullage engendre la formation de mousse à la surface des mélanges. Les mélanges sont retirés de la cloche une fois que la mousse s'est complètement dissipée. Le mélange est ensuite tranquillement transvidé dans le réservoir de résine afin d'éviter la réintroduction d'air.

### **10. Infusion de la résine**

Les tuyaux d'entrées de résine sont desserrés et la résine chemine à travers le stratifié, les tissus d'arrachage et le média d'infusion. Une attention particulière à la présence de fuite est portée tout au long du processus. Une fois que la résine a atteint les tuyaux de sortie, le tuyau d'entrée est bloqué à l'aide de serres. Les surplus de résine seront emmagasinés dans le réservoir de surplus de résine. Finalement, après l'infusion complétée, certaines résines nécessitent une diminution de la pression pour éviter la formation de vide. Dans notre cas, la pression de vide peut être conservée au maximum, soit environ 28-29 poHg, tout au long de la cure de la résine ce qui permet d'obtenir un pourcentage de fibre supérieur et ainsi des propriétés mécaniques plus performantes.

### **11. Démoulage**

Après 24 heures, le sac de mise sous vide, la tuyauterie d'infusion, les tissus d'arrachage et le média d'infusion sont retirés. La pièce peut alors être minutieusement démoulée et découpée aux dimensions finales. L'utilisation de coin en plastique facilite le démoulage sans abîmer la pièce et le moule.

## 12. Postcure

Afin de finaliser la polymérisation, une postcure est habituellement nécessaire. La résine utilisée présente une cure à température ambiante pour une durée de 7 jours ou 4 heures à 65 °C. Dans la situation présente, la cure du composite est effectuée à 65 °C après l'assemblage pour deux raisons. Premièrement, la nécessité de curer l'adhésif utilisé pour l'assemblage qui est aussi à base d'époxy. Deuxièmement, suite à des tests préliminaires avec la résine 8604, il s'est avéré impossible de séparer le tissu d'arrachage des plaques ayant curé avant le démoulage. Il est donc nécessaire de retirer les tissus d'arrachage, le média d'infusion et le sac de mise sous vide avant de procéder à la cure des pièces. Généralement, il est conseillé de curer les pièces avant le démoulage.

Ces étapes sont directement applicables à la réalisation d'une plaque pouvant, par exemple, servir à la caractérisation du composite. L'infusion de pièces de petites dimensions est habituellement réalisable à l'aide d'une seule ligne d'entrée et d'une seule ligne de sortie de résine. Dans le cas de composantes de grandes dimensions et de géométrie complexe, la méthodologie d'infusion doit être développée en fonction de la pièce. Les géométries de grandes dimensions nécessitent plusieurs entrées et sorties de résine. Ceci permet un plus grand contrôle sur la propagation de la résine. De plus, selon les dimensions de tuyaux utilisés et l'épaisseur des stratifiés, une longueur maximale d'infusion limite la distance entre les ports d'entrées et de sorties. À titre d'exemple, pour un stratifié de 2-3 mm d'épaisseur infusé à partir d'un tuyau d'un diamètre intérieur d'environ 6.5 mm, une distance maximale de 300 à 400 mm doit être imposée entre les tuyaux d'entrée de résine afin d'obtenir un mouillage complet avant le gel de la résine. Ces valeurs sont obtenues par expérimentation antérieure au projet de maîtrise.

La Figure 1.2 présente un montage pour l'infusion d'une plaque selon la méthodologie décrite précédemment. Des coupes sont effectuées sur le schéma en vue isométrique et pour différents plis afin de clairement présenter l'empilement énuméré dans la méthodologie. Les différents composants y sont aussi identifiés.

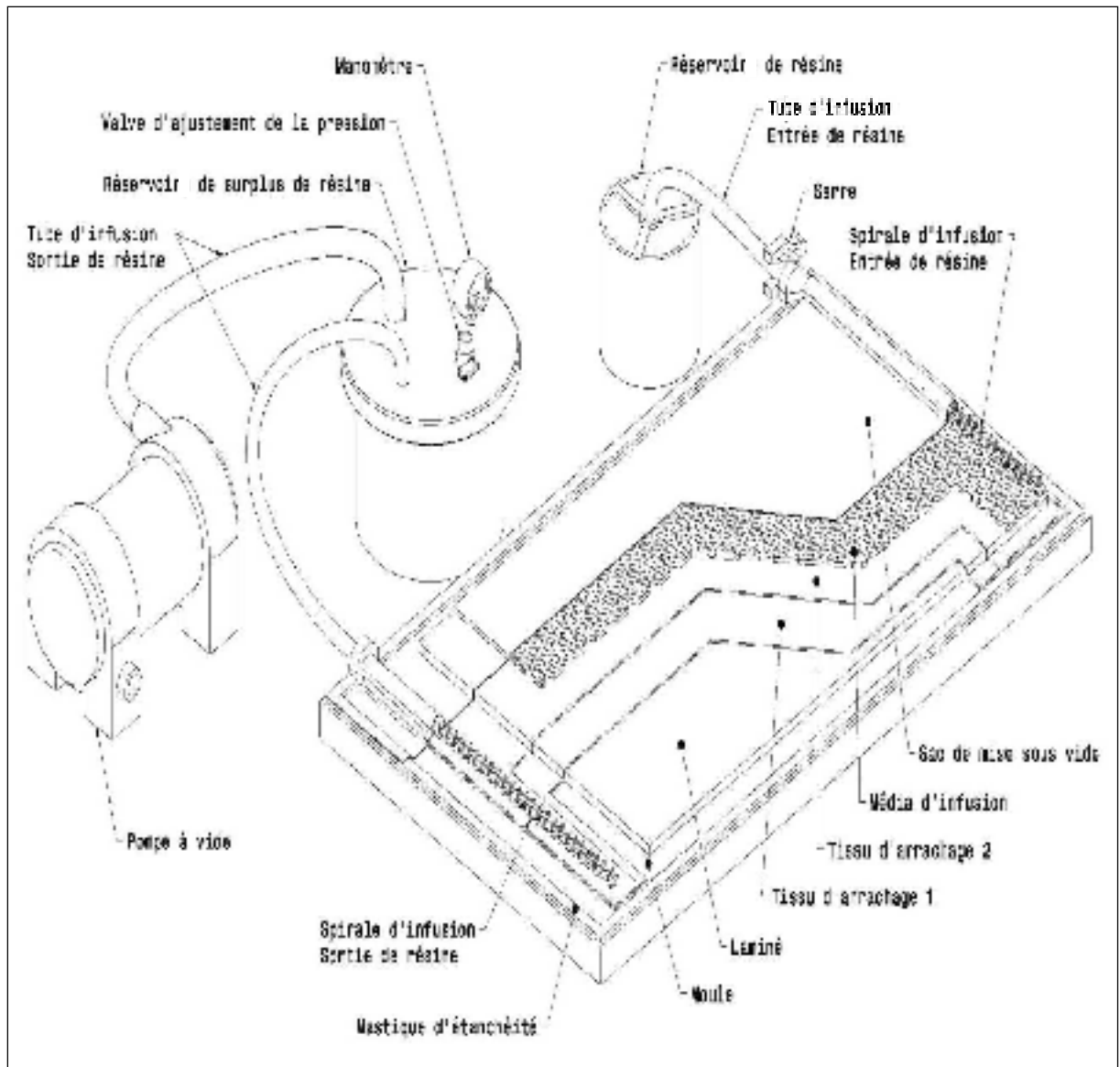


Figure 1.2 Montage pour la mise en forme d'une plaque par le procédé d'infusion sous vide

Les zones de restriction permettent de diminuer les pertes de résine engendrées par une propagation non uniforme de cette dernière lors de l'infusion. La résine peut atteindre une zone de succion avant l'imprégnation complète du stratifié. Sans une restriction en aval des spirales de succion, l'écoulement dans ces zones s'effectue à trop grand débit pouvant ainsi remplir le réservoir de surplus de résine avant la fin de l'infusion. Ce phénomène peut conclure en un stratifié partiellement mouillé. La

Figure 1.3 présente plus clairement les zones de restrictions progressives et les éléments qui les composent. Il est à noter que l'écoulement de la résine s'effectue de la droite vers la gauche.

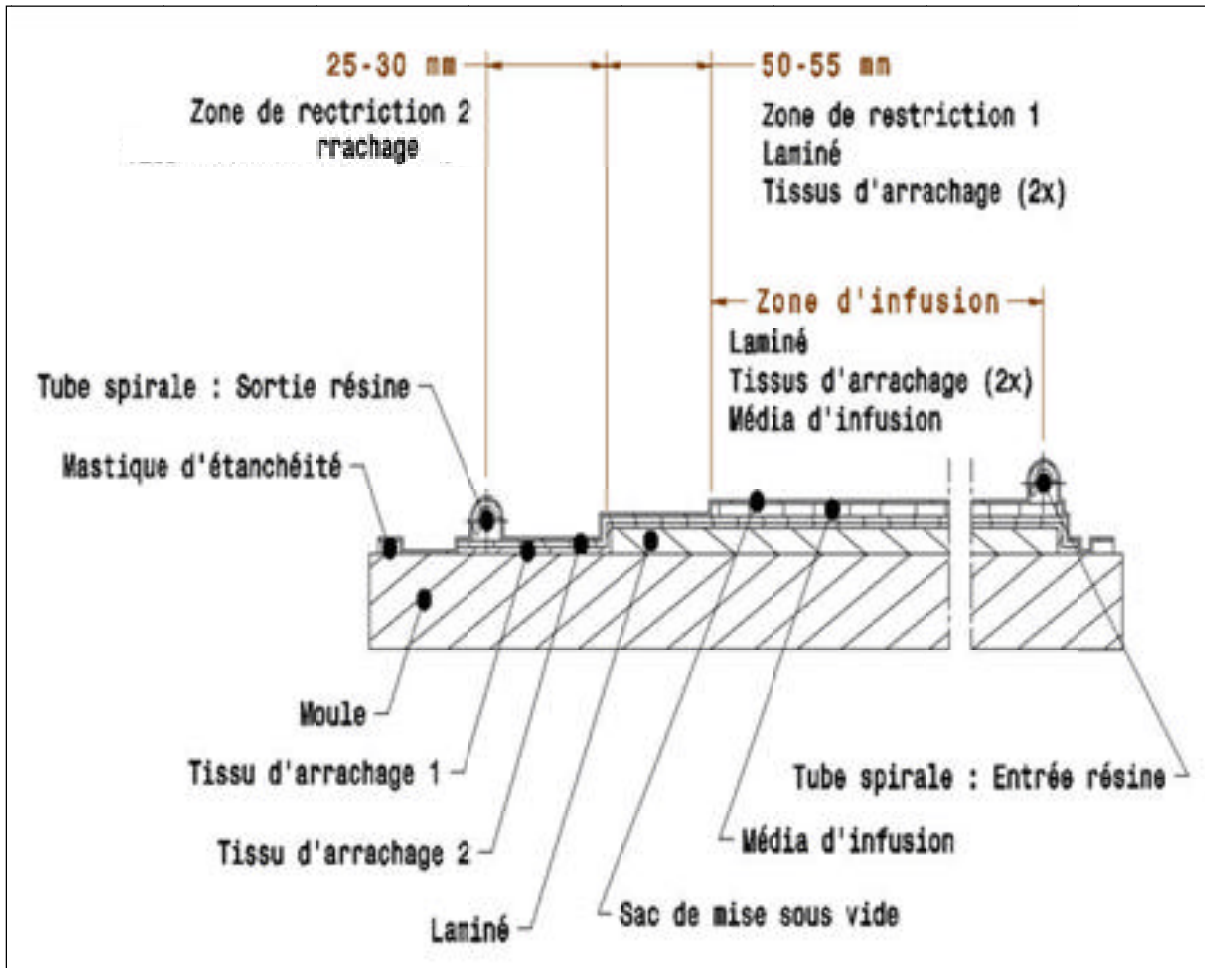


Figure 1.3 Vue de coupe du montage pour l'infusion d'une plaque.

### 1.5 Analyse du procédé de fabrication

La qualité du procédé de fabrication est évaluée en fonction des valeurs des pourcentages volumiques de fibre ( $\%v_f$ ) et de vides ( $\%v_v$ ) du composite mis en forme. Ces deux taux sont obtenus en suivant les démarches proposées par les normes ASTM D792 [6] (Densité), D2734 [7] ( $\%v_v$ ), et ASTM D3171 [8] ( $\%v_f$ ). Le pourcentage volumique de fibre présente un

impact direct sur les propriétés mécaniques. Ces propriétés sont ensuite utilisées pour différents calculs analytiques ou numériques, il est donc nécessaire de contrôler ou du moins de stabiliser le taux de fibre à une valeur connue. Pour une utilisation structurelle, l'objectif est d'obtenir le taux de fibre le plus élevé possible tout en évitant la formation de vide engendrée par la vaporisation de la résine sous trop basse pression. Un pourcentage de vide inférieur à 2 % indique un procédé de qualité et un taux supérieur à 5 % est signe de problématique lors de la mise en forme [3].

Le calcul des moyennes et des écarts-types pour plusieurs échantillons provenant de plusieurs plaques permet de conclure si le procédé permet la production de pièces aux caractéristiques mécaniques similaires.

### **1.5.1 Description des échantillons**

Pour réaliser l'analyse du procédé, 13 plaques ont été fabriquées selon le montage présenté à la

Figure 1.3. Par la suite, 131 échantillons sont découpés pour réaliser les procédures décrites par les normes ASTM. Le Tableau 1.1 présente la liste des plaques dédiées aux tests et les échantillons qui en découlent.

Tableau 1.1 Liste des plaques servant aux calculs des % $v_f$  et % $v_v$ 

# Plaques	Type de Tissu	Laminée	Nb. d'échantillons
1	Unidirectionel	[0] <sub>4</sub>	6
2	Unidirectionel	[90] <sub>9</sub>	6
3	Unidirectionel	[15] <sub>8</sub>	12
4	Unidirectionel	[15] <sub>8</sub>	9
5	Unidirectionel	[15,-15] <sub>2S</sub>	12
6	Unidirectionel	[30] <sub>8</sub>	12
7	Unidirectionel	[30] <sub>8</sub>	12
8	Unidirectionel	[30,-30] <sub>2S</sub>	12
9	Sergé 2x2	[0] <sub>5</sub>	2
10	Sergé 2x2	[15] <sub>8</sub>	12
11	Sergé 2x2	[15,-15] <sub>2S</sub>	12
12	Sergé 2x2	[30] <sub>8</sub>	12
13	Sergé 2x2	[30,-30] <sub>2S</sub>	12

### 1.5.2 Présentation et analyse des résultats

Les résultats calculés selon les normes pour les 131 échantillons sont présentés dans le Tableau 1.2 et le Tableau 1.3. Les valeurs minimales et maximales ainsi que les moyennes et les écarts-types y sont présentés.

Tableau 1.2 Résultats des tests ASTM D2584et D2734 pour chacune des plaques

Plaques	Pourcentage Volumique de Fibre				Pourcentage Volumique de Vide			
	Minimum	Maximum	Moyenne	Écart Type	Minimum	Maximum	Moyenne	Écart Type
1	62,29	64,38	<b>63,35</b>	0,70	-0,953	0,981	<b>-0,222</b>	0,705
2	53,76	54,77	<b>54,41</b>	0,37	-0,298	0,091	<b>-0,164</b>	0,191
3	63,79	66,32	<b>64,70</b>	0,67	0,157	1,909	<b>0,666</b>	0,500
4	60,57	63,22	<b>61,44</b>	0,89	-0,250	0,602	<b>0,170</b>	0,252
5	64,64	66,06	<b>65,16</b>	0,43	-0,163	0,962	<b>0,346</b>	0,392
6	64,34	66,06	<b>65,10</b>	0,52	0,270	0,907	<b>0,534</b>	0,172
7	58,44	60,49	<b>59,32</b>	0,70	-0,195	0,771	<b>0,203</b>	0,294
8	63,85	64,85	<b>64,33</b>	0,27	-1,567	0,949	<b>0,103</b>	0,591
9	57,71	58,28	<b>58,00</b>	0,40	0,054	0,574	<b>0,314</b>	0,368
10	57,67	59,24	<b>58,44</b>	0,57	1,057	1,632	<b>1,456</b>	0,169
11	59,36	60,24	<b>59,70</b>	0,25	1,413	2,384	<b>1,715</b>	0,271
12	59,47	60,79	<b>60,14</b>	0,43	1,131	1,437	<b>1,266</b>	0,085
13	57,66	60,43	<b>58,61</b>	0,86	0,583	2,518	<b>1,356</b>	0,487



Tableau 1.3 Moyenne des valeurs de  $\%v_f$  et  $\%v_v$  regroupées par types de tissus

Composite carbone T-300 / époxy 8604 infusé sous vide									
Type de Tissu	Qt. Échantillons valides	Pourcentage volumique de fibre				Pourcentage volumique de vide			
		Min.	Max.	Moyenne	Écart Type	Min.	Max.	Moyenne	Écart Type
Unidirectionnel	54	62,289	66,322	64,659	0,755	-1,567	1,909	0,342	0,539
Sergé 2x2	50	57,660	60,789	59,172	0,927	0,054	2,518	1,403	0,398

Les résultats affichent une moyenne des  $\%v_f$  pour les tissus unidirectionnels et sergés de 65 % et 59 % respectivement. L'écart-type de moins de 1 % pour les deux types de tissus permet d'affirmer que le procédé est relativement stable et que les propriétés mécaniques devraient être similaires d'un stratifié à l'autre. Les faibles taux de porosité, tous deux inférieurs à 2 %, viennent aussi confirmer que le procédé est de qualité respectable.

Le dernier point d'analyse du procédé de fabrication est l'uniformité des pièces produites. L'objectif est de déterminer s'il y a présence de gradient chez le  $\%v_f$  et le  $\%v_v$  selon la direction d'infusion et pour une distance définie. La longueur de 350 mm choisi pour les plaques correspond à la longueur maximale selon la corde de la section de la structure. Les infusions pour l'extrados et l'intrados seront effectuées du bord d'attaque au bord de fuite ou selon la direction de la corde, assurant ainsi la similitude des conditions d'infusion entre les plaques tests et les pièces réelles (Voir la Figure 0.1 pour plus d'information sur la terminologie d'une aile) Pour y arriver, huit plaques infusées sont découpées en damier. La position dans la plaque de chacun des échantillons est prise en note. Il est ainsi possible de schématiser la valeur des  $\%v_f$  et des  $\%v_v$  par une teinte de gris permettant ainsi de déterminer visuellement la présence de gradient à l'intérieur d'une même plaque. Les valeurs des écarts-types pour ces plaques donnent aussi un indice de l'amplitude de variation des propriétés mécaniques. Les dimensions des plaques découpées en damier servant à cette analyse sont présentées à la Figure 1.4.

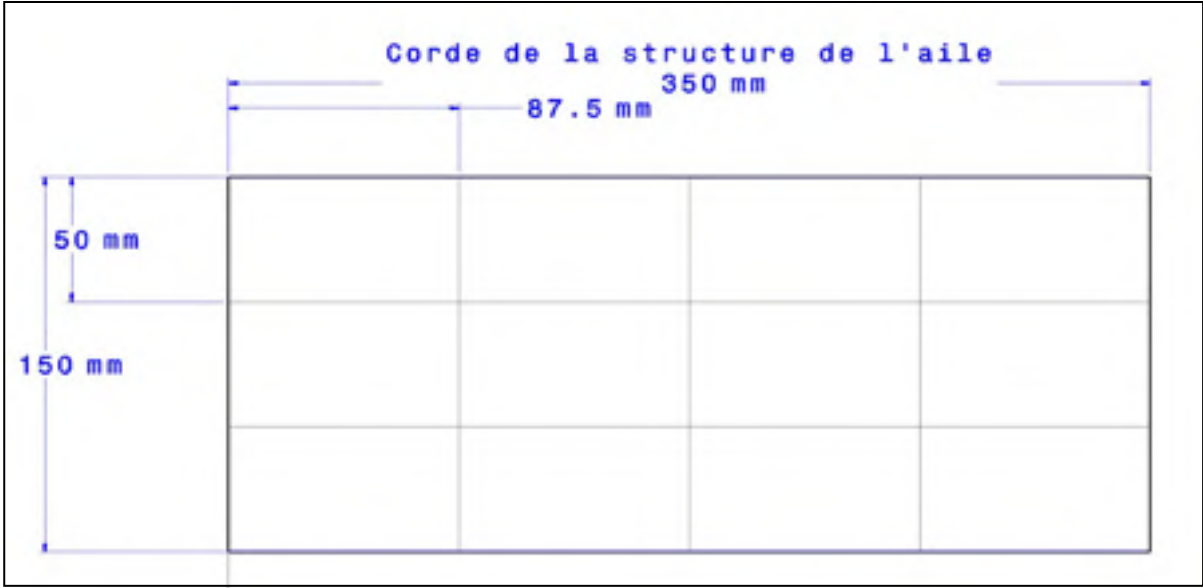


Figure 1.4 Schéma des plaques servant à l'analyse de la répartition des %vf et %vv

Le Tableau 1.4 présente les valeurs des moyennes et des écarts-types pour les huit plaques dédiées à l'analyse de l'uniformité.

Tableau 1.4 Résultats des normes ASTM pour les plaques utiles à l'analyse de l'uniformité des % $v_f$  et % $v_v$

Plaques	Type de tissu	Pourcentage Volumique de Fibre		Pourcentage Volumique de Vide	
		Moyenne	Écart Type	Moyenne	Écart Type
3	Unidirectionel	64,70	0,67	0,666	0,500
5		65,16	0,43	0,346	0,392
6		65,10	0,52	0,534	0,172
8		64,33	0,27	0,103	0,591
10	Sergé 2x2	58,44	0,57	1,456	0,169
11		59,70	0,25	1,715	0,271
12		60,14	0,43	1,266	0,085
13		58,61	0,86	1,356	0,487

Les valeurs des écarts types inférieures à 1 % pour toutes les plaques démontrent que s'il y a présence de gradient selon la direction d'infusion, ce dernier reste très faible. Le second moyen employé pour étudier l'uniformité des plaques produites permet de visualiser clairement s'il y a présence ou non de gradients. Une représentation de l'intensité en teinte de gris est tracée selon la position des échantillons à l'aide du logiciel de programmation MatLab. La Figure 1.5 présente la répartition des % $v_f$  et % $v_v$  pour la plaque numéro 1. L'infusion pour toutes les distributions d'intensité est effectuée de la droite vers la gauche. L'ANNEXE II présente les résultats pour les sept (7) autres plaques.

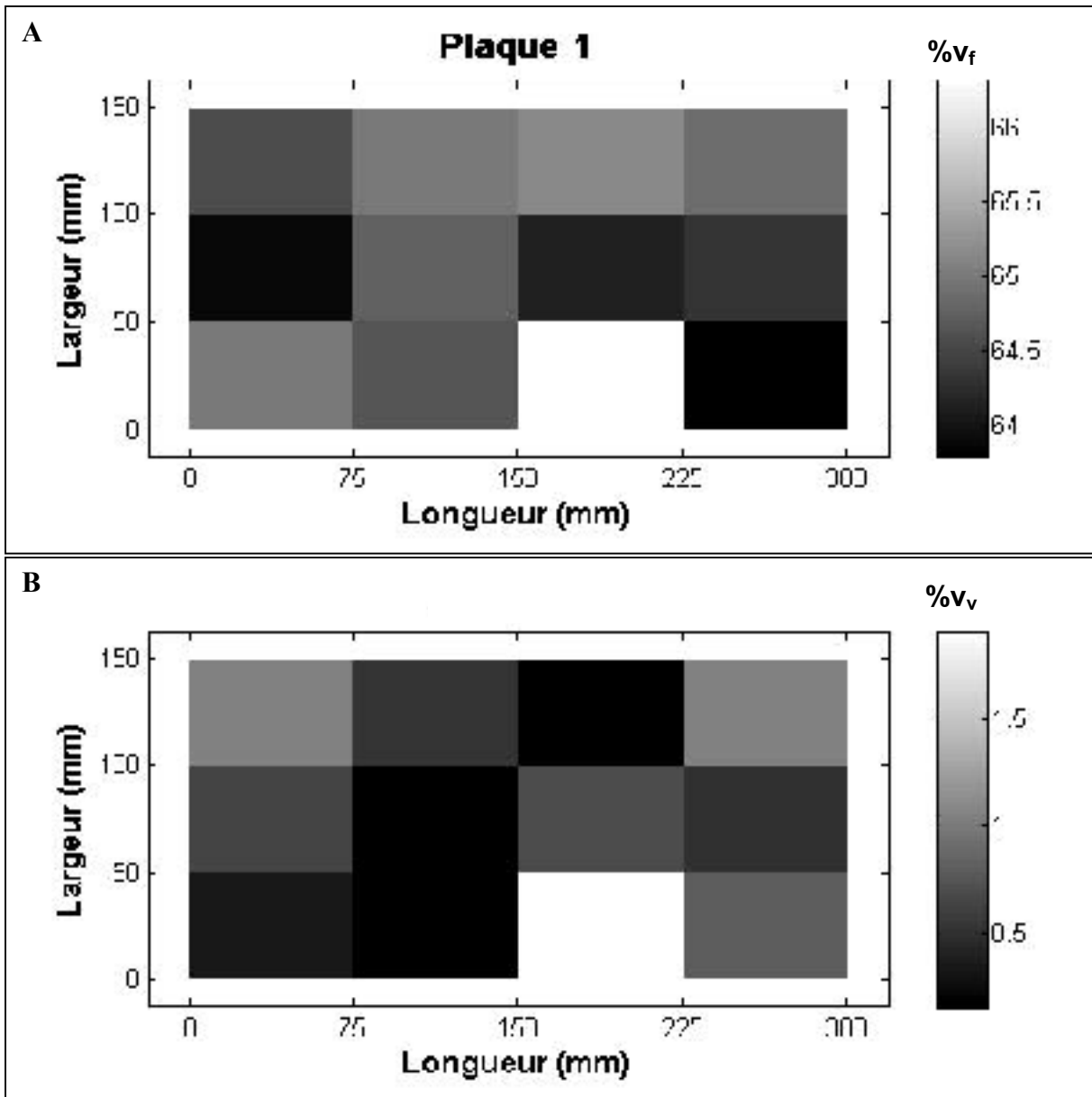


Figure 1.5 A) Répartition des  $\%v_f$  dans la plaque 1 B) Répartition des  $\%v_v$  dans la plaque 1

L'inspection visuelle des huit (8) plaques n'a pas permis de détecter aucun gradient. Les valeurs semblent toutes être distribuées aléatoirement. Ce qui permet de conclure que la majorité des écarts-types sont causés par des erreurs de manipulation lors des tests expérimentaux.

## 1.6 Caractérisation mécanique

La caractérisation mécanique permet de déterminer les propriétés des matériaux composites fabriqués selon la méthode décrite dans la section 1.4. Cette étape est inévitable étant donné l'infinité de combinaisons rendues possibles par l'agencement de différents renforts et de différentes matrices. Ceci est aussi ajouté aux multiples variations de la méthodologie d'infusion pouvant exister et produisant des composites aux taux de fibre et de vide différents. Donc, contrairement aux alliages métalliques et aux plastiques, les propriétés du composite mis en forme sont rarement disponibles dans la littérature.

Contrairement aux matériaux isotropes définis par le module de rigidité ( $E$ ) et le coefficient de Poisson ( $\nu$ ), les matériaux orthotropes comme les composites à fibres longues requièrent neuf (9) propriétés pour être modélisés adéquatement. Ces dernières sont énumérées ci-bas. À titre de référence, la direction 1 est selon l'axe des fibres, la direction 2 est normale aux fibres et dans le plan du stratifié et finalement, la direction 3 est normale au stratifié. La Tableau 1.5 liste des propriétés mécaniques nécessaires au développement de la structure de l'aile en composite et les sources correspondantes à leur obtention dans le cadre de ce travail.

Tableau 1.5 Liste des propriétés mécaniques définissant un matériau composite

Propriétés mécaniques		Directions	Abréviations	Sources
Modules de rigidité	Tension et compression	Axial	$E_1$	Normes ASTM 3039
		Transversal	$E_2$	Normes ASTM 3039
		Normal	$E_3$	Littérature
	Cisaillement	Axial	$G_{12}$	Normes ASTM 3515
		Transversal	$G_{13}$	Littérature
		Normal	$G_{23}$	Littérature
Coefficients de Poisson	Axial	$\nu_{12}$	Normes ASTM 3039	
	Transversal	$\nu_{13}$	Littérature	
	Normal	$\nu_{23}$	Littérature	

En plus des propriétés mécaniques, les valeurs de résistances sont aussi nécessaires afin d'évaluer les stratifiés selon différents critères de rupture. Comme mentionné précédemment, l'objectif de cette étude est l'analyse des déplacements et non de la rupture. Cependant, il reste primordial d'assurer la résistance aux chargements avec un certain facteur de sécurité pour éviter toute rupture lors de la validation expérimentale. Le Tableau 1.6 présente les valeurs de résistance utiles à l'analyse des stratifiés et la source de leur obtention.

Tableau 1.6 Liste des résistances mécaniques utiles à l'analyse des stratifiés

Résistances	Directions	Abréviations	Sources
Tension	Axial	$S_1^+$	Normes ASTM 3039
	Transversal	$S_2^+$	Normes ASTM 3039
	Normal	$S_3^+$	Littérature
Compression	Axial	$S_1^-$	Littérature
	Transversal	$S_2^-$	Littérature
	Normal	$S_3^-$	Littérature
Cisaillement	Axial	$S_{12}$	Norme ASTM 3518
	Transversal	$S_{13}$	Littérature
	Normal	$S_{23}$	Littérature

La caractérisation de toutes ces valeurs nécessite un grand investissement en temps et matériaux pour la fabrication d'éprouvettes et de gabarit de tests. Afin de minimiser le temps de fabrication et les dépenses liées à cette étape, seules les caractéristiques mécaniques pouvant être obtenues par tests de traction simple sont expérimentalement déterminées. Les rigidités et résistances axiales et transversales ainsi que les coefficients de Poisson sont déterminés selon la norme ASTM D 3039. La norme ASTM D 3518 est employée pour la caractérisation des propriétés relatives au cisaillement. Les autres propriétés mécaniques seront tirées de la littérature.

### 1.6.1 Fabrication des éprouvettes

Les stratifiés pour la caractérisation mécanique sont tous mis en forme selon la méthode d'infusion sous vide. Des éprouvettes sont ensuite fabriquées selon les normes ASTM. Les plaques en fibre de verre nécessaire pour le serrage des éprouvettes à 0° et 90° en tissu unidirectionnel sont collées sous vide avec un adhésif à base d'époxy (Araldite 2015) avant la découpe des éprouvettes individuelles. Le Tableau 1.7 présente la liste des éprouvettes fabriquées. Il est à noter que contrairement au composite à tissu unidirectionnel, les éprouvettes à tissu sergé présentent des propriétés identiques selon les directions axiales et transversales.

Tableau 1.7 Liste des éprouvettes destinées aux tests de caractérisation mécaniques

Résumé des tests de caractérisation mécanique						
Type de tests	Type de composites	Laminés	Épaisseur (mm)	Qt. d'éprouvettes	Propriétés mécaniques	Normes ASTM
Traction	Carbone T-300 Unidirectionnel / 8604	[0] <sub>4</sub>	1,26	15	E <sub>1</sub> S <sub>1</sub> <sup>+</sup> ν <sub>12</sub>	D 3039
		[90] <sub>9</sub>	2,83	20	E <sub>2</sub> S <sub>2</sub> <sup>+</sup>	
		[±45] <sub>2s</sub>	2,53	10	G <sub>12</sub> S <sub>12</sub>	D 3518
		Carbone T-300 sergé 2x2 / 8604	[0] <sub>6</sub>	1,318	10	E <sub>1</sub> = E <sub>2</sub> S <sub>1</sub> <sup>+</sup> = S <sub>2</sub> <sup>+</sup> ν <sub>12</sub>
	[±45] <sub>2s</sub>		2,113	10	G <sub>12</sub> S <sub>12</sub>	D 3518

### 1.6.2 Description et analyse des tests

Les tests ont été effectués selon les normes ASTM D3039 [9] et D3518 [10]. Une cellule de charge de 100 kN est une machine de traction MTS-810 est employée pour les éprouvettes à  $0^\circ$  et une cellule de 15 kN et une MTS-880 Minibionix pour les éprouvettes à  $\pm 45^\circ$  et  $90^\circ$  étant donné leur résistance ultime beaucoup plus faible. La prise de données pour la force est effectuée par la machine de traction et est directement couplée aux valeurs de déplacement fournies par un vidéoextensomètre. Ce dernier permet de capter le déplacement de différents points sur l'éprouvette et d'épargner le coût et le temps requis pour l'installation des jauges de déformation généralement utilisées. Un groupe de 9 points disposés selon une matrice 3x3 permet de tracer un total de 27 courbes pour chacun des tests de traction. La moyenne de ces courbes est tracée pour ensuite permettre le calcul des pentes et des contraintes ultimes. La Figure 1.6 présente une éprouvette et les points qui y sont collés pour la capture des déplacements.

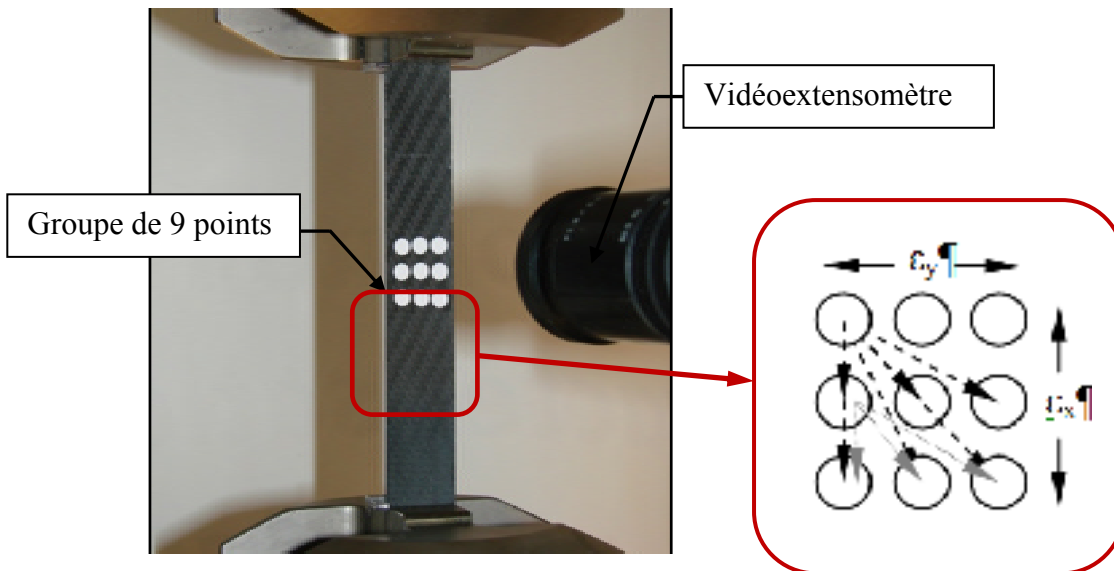


Figure 1.6 Éprouvette de composite hors-axe à tissu sergé 2x2 et les points servant à la capture des déplacements



Un exemple des 27 courbes de base obtenues et la moyenne qui en résulte sont présentés à la Figure 1.7. Les courbes de base sont en traits fins de couleurs et la courbe moyenne en noir gras.

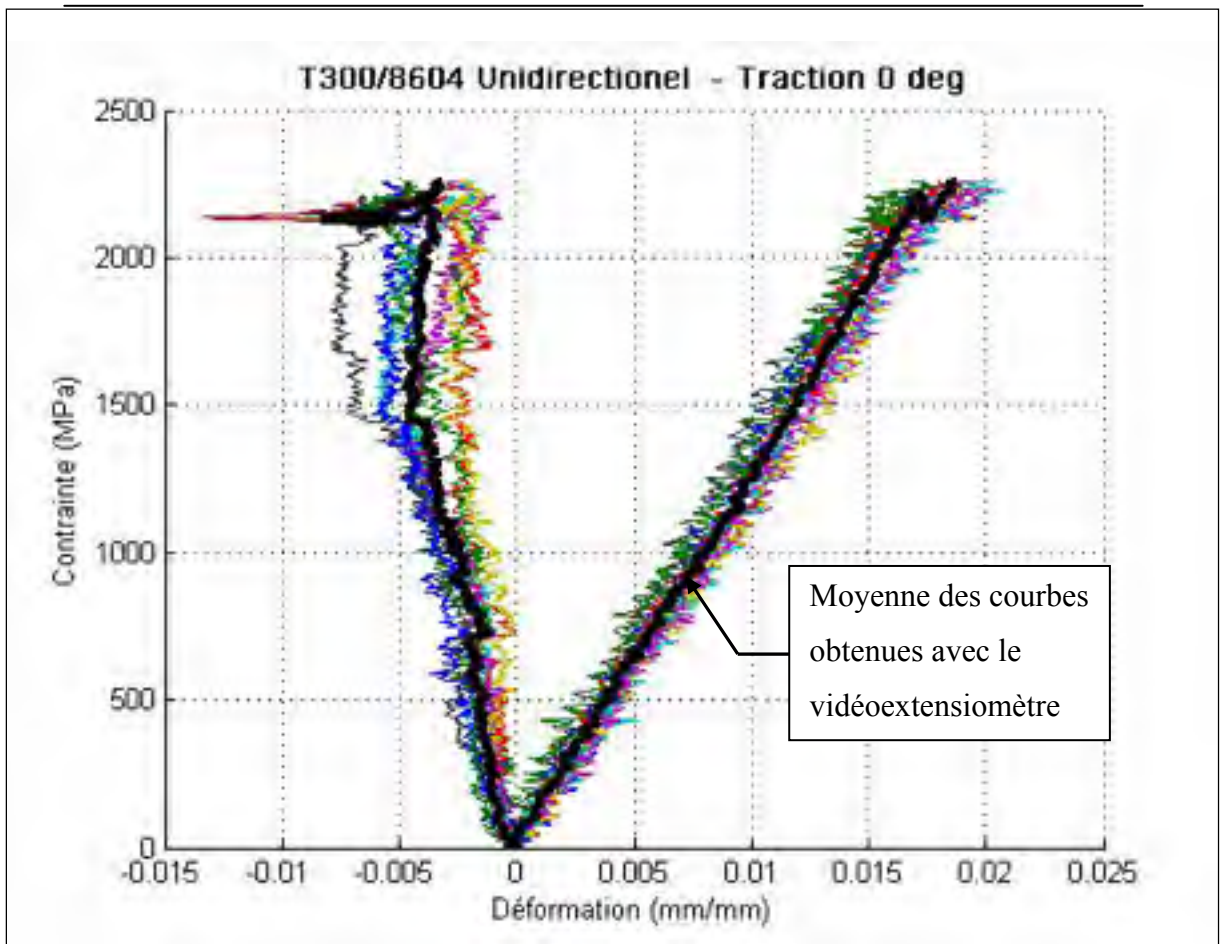


Figure 1.7 Courbes expérimentales pour un test de traction sur une éprouvette de composite unidirectionnel à 0°

La Figure 1.8 présente la totalité des courbes obtenue par les tests de traction axiale des éprouvettes unidirectionnelles. La valeur finale de rigidité axiale correspond à la moyenne de la pente de ces courbes. Les droites en pointillés correspondent à la déformation transversale causée par la contrainte axiale. Ces droites sont utiles à la détermination des coefficients de Poisson.

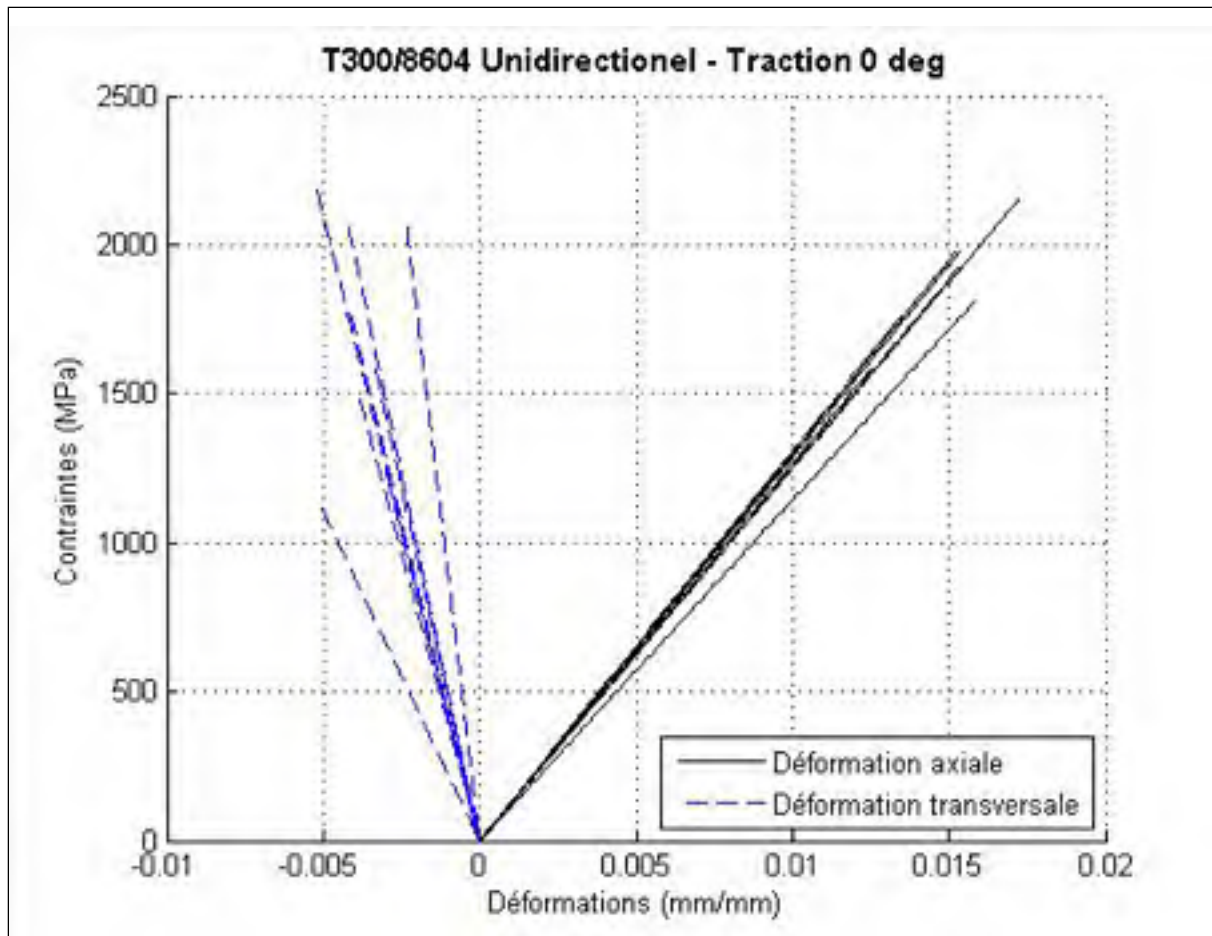


Figure 1.8 Ensembles des droites à partir des tests de traction sur les éprouvettes de composites unidirectionnels à 0°

### 1.6.3 Présentations des résultats

Les propriétés mécaniques obtenues expérimentalement des composites T300/8604 unidirectionnels et sergés 2x2 sont présentées dans le Tableau 1.8.

Tableau 1.8 Résultats des tests de caractérisation mécaniques selon les normes ASTM D3039 et ASTM D3038

Résultats des tests de caractérisation mécanique						
Type de composites	Propriétés mécaniques		Minimum	Maximum	Moyenne	Écart-type
T300/8604 Unidirectionnel ( $v_f$ : 65%)	$E_1$	GPa	124,99	130,75	<b>128,30</b>	2,27
	$E_2^*$	GPa	5,40	9,09	<b>6,95</b>	1,22
	$\nu_{12}$	-	0,265	0,333	<b>0,301</b>	0,025
	$G_{12}$	GPa	2,44	3,11	<b>2,88</b>	0,20
	$S_L^+$	MPa	1847,17	2255,14	<b>2001,87</b>	129,06
	$e_L^+$	-	0,0151	0,0210	<b>0,0179</b>	0,0017
	$S_T^+$	MPa	6,89	17,25	<b>14,05</b>	3,592
	$e_T^+$	-	0,0010	0,0031	<b>0,0022</b>	0,0007
	$S_{LT}$	MPa	33,00	34,26	<b>33,69</b>	0,496
T300/8604 Sergé 2x2 ( $v_f$ : 59%)	$E_1 = E_2$	GPa	56,68	68,75	<b>61,75</b>	3,61
	$\nu_{12} = \nu_{21}$	-	0,053	0,098	<b>0,072</b>	0,017
	$G_{12}$	GPa	2,43	2,94	<b>2,74</b>	0,17
	$S_L^+ = S_T^+$	MPa	638,01	719,84	<b>680,51</b>	27,57
	$e_L^+ = e_T^+$	-	0,0090	0,0129	<b>0,0113</b>	0,0012
	$S_{LT}$	MPa	35,19	46,04	<b>39,62</b>	4,485
* : Cette propriété mécanique est évalué pour une plaque à %v de fibre de 55%						

Il est à noter que le stratifié ayant servi à la fabrication des éprouvettes unidirectionnelles à  $90^\circ$  présentait un  $\%v_f$  de 55 % en comparaison à 65 % pour les autres stratifiés unidirectionnels. La section 1.6.4 porte sur l'ajustement de la rigidité transversale du composite unidirectionnel. Les valeurs de déformations ultimes sont indiquées à titre informationnel et ne sont pas utilisées dans les modèles EF. La Figure 1.9 présente les courbes moyennes obtenues pour les cinq (5) types d'éprouvettes. Il est à noter que pour le

composite à 45°, seulement la zone élastique est considérée. L'ANNEXE III présente les résultats de tous les tests de caractérisation mécanique.

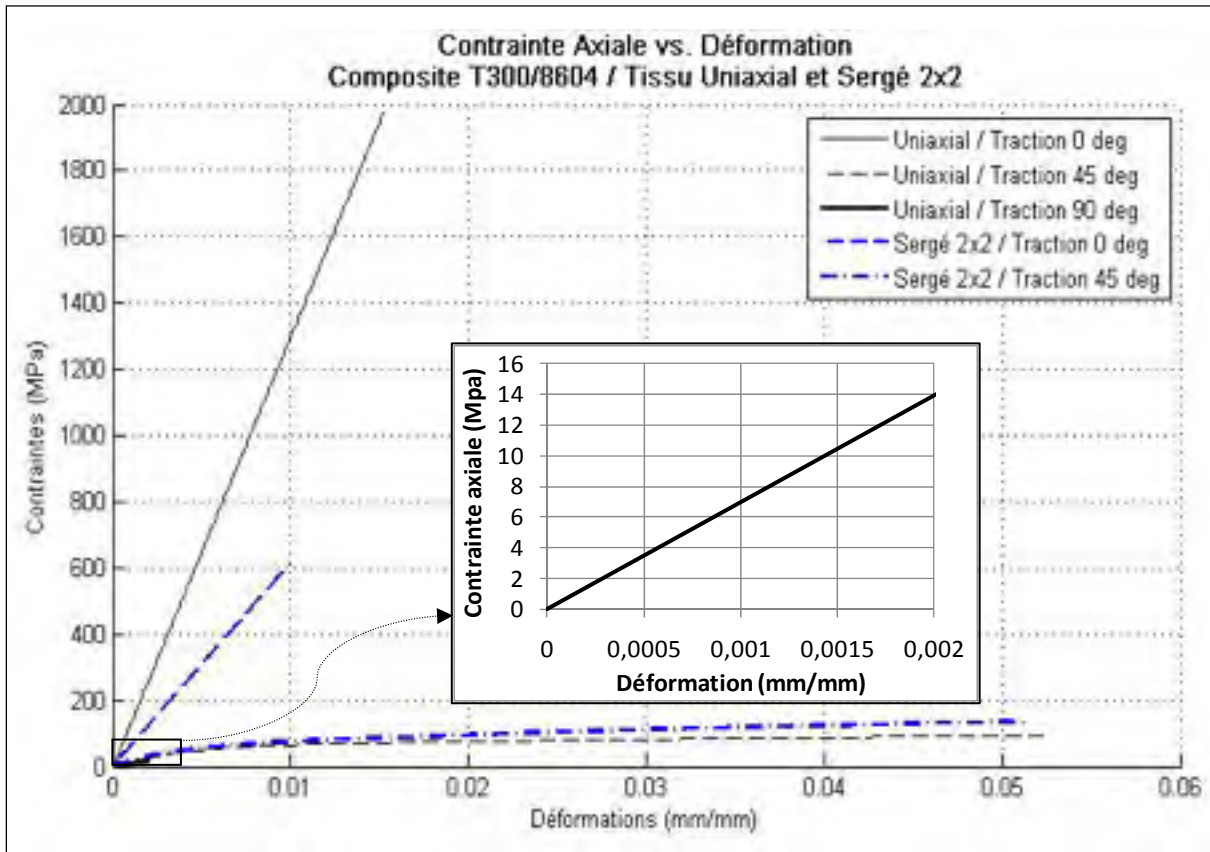


Figure 1.9 Courbes moyennes des différents tests de caractérisation mécanique réalisés

La droite représentant le test de traction à 90° pour le tissu uniaxial présente une contrainte à la rupture très faible ( $\approx 14$  MPa) et est donc difficilement visible par rapport aux autres courbes. Elle est donc mise en évidence. Finalement, la Figure 1.10 présente les deux courbes pour les tests hors axes ( $\pm 45^\circ$ ). Les deux types de tissu démontrent clairement une zone élastique et une zone plastique. Les zones élastiques sont utilisées pour la définition du module de cisaillement. Les zones plastiques ne sont pas à l'étude.

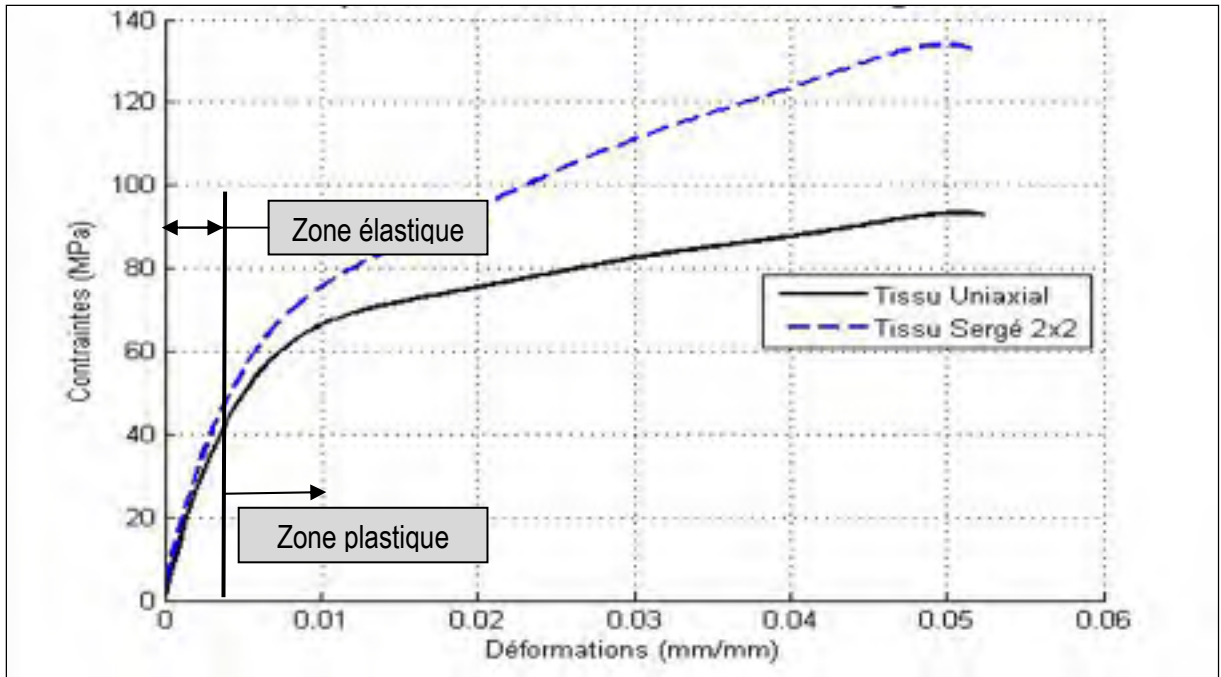


Figure 1.10 Graphique des courbes de traction sur les composites à  $\pm 45^\circ$

#### 1.6.4 Ajustement de la valeur de rigidité transversale

Étant donnée la différence entre les  $\%v_f$  des plaques unidirectionnelles à  $90^\circ$  et des plaques à  $0^\circ$  et  $\pm 45^\circ$ , un ajustement de la rigidité transversale doit être effectué. Une équation semi-empirique est présentée par Halpin-Tsai pour calculer le module d'élasticité transversale pour un  $\%v_f$  donné [16]. Les valeurs de  $\xi_1$  et  $\eta_1$  sont préalablement déterminées à l'aide des valeurs de caractérisation mécanique et du pourcentage de fibre des éprouvettes à  $90^\circ$ . Le calcul du module  $E_{2\text{-uniaxial}}$  est ensuite réalisé pour une valeur de  $\%v_f$  égale à la moyenne obtenue pour le composite unidirectionnel. Les équations (1.1) à (1.3) sont utilisées pour l'ajustement du module  $E_2$ .

$$E_c = E_m \frac{1 + \xi_1 \eta_1 V_f}{1 - \eta_1 V_f} \quad (1.1)$$

où

$$\eta_1 = \frac{E_f - E_m}{E_f + \xi_1 \frac{E_m}{V_f}} \quad (1.2)$$

La valeur de  $\xi_1$  doit être déterminée à l'aide d'une valeur de rigidité transversale obtenue expérimentalement et du pourcentage de fibre qui y est associé. Le terme  $\xi_1$  est isolé pour obtenir l'équation (1.3).

$$\xi_1 = \frac{-V_f E_f E_m + V_f E_f E_2 + E_m^2 V_f - E_m V_f E_2 + E_m (-E_m + E_2 - V_f E_f - E_m V_f)}{E_m} \quad (1.3)$$

Le Tableau 1.9 présente les valeurs d'entrée et de sortie pour les étapes du calcul de l'ajustement de la rigidité transversale.

Tableau 1.9 Résumé des calculs pour l'ajustement de la rigidité transversale (E2)

Ajustement de la rigidité transversale (E <sub>2</sub> )				
Étape 1 : Calcul de $\xi_1$ et $\eta_1$ en fonction de $v_{f-1}$ et $E_2$				
Variable d'entrées			Variables de sorties	
$v_{f-1}$	54,41	%	$\xi_1$	1,1641 -
$E_{2@v_{f-1}}$	6950	MPa	$\eta_1$	0,9721 -
Étape 2 : Calcul de $E_2$ en fonction de $\xi_1$ , $\eta_1$ et $v_f$				
Variable d'entrées			Variable de sortie	
$v_{f-2}$	64,66	%	$E_{2@v_{f-2}}$	8947 MPa
$\xi_1$	1,1641	-		
$\eta_1$	0,9721	-		

La valeur de 8.947 GPa est utilisée comme nouvelle rigidité transversale du composite unidirectionnel.

### 1.6.5 Définition des propriétés mécaniques manquantes

Certaines propriétés mécaniques restent à être fixées pour les analyses par EF et les calculs de résistances de bases. Le caractère orthotrope des composites permet quelques simplifications :

- Pour le composite unidirectionnel, les propriétés selon les directions normales à l'axe des fibres sont considérées équivalentes :

$$\begin{array}{lll} E_{2\text{-uni}} = E_{3\text{-uni}} & G_{12\text{-uni}} = G_{13\text{-uni}} & \nu_{12\text{-uni}} = \nu_{13\text{-uni}} \\ S_{2\text{-uni}}^+ = S_{3\text{-uni}}^+ & S_{2\text{-uni}}^- = S_{3\text{-uni}}^- & S_{12\text{-uni}} = S_{13\text{-uni}} \end{array}$$

- Pour le composite sergé, les équivalences se situent au niveau des modules de rigidité  $E_1$  et  $E_2$  ainsi que pour les modules de cisaillement  $G_{13}$  et  $G_{23}$  [3], [11] :

$$\begin{array}{ll} E_{1\text{-sergé}} = E_{2\text{-sergé}} & S_{1\text{-sergé}}^+ = S_{2\text{-sergé}}^+ \\ G_{13\text{-sergé}} = G_{23\text{-sergé}} & S_{13\text{-sergé}} = S_{23\text{-sergé}} \end{array}$$

- La rigidité et la résistance en traction selon la direction 3 du tissu sergé sont considérées équivalentes aux propriétés en traction transversale du composite unidirectionnel. Cette hypothèse semble être un point de départ logique. Étant donné que les fibres et la résine sont couplées en série dans les deux cas. Les propriétés seront par la suite toutes ajustées à l'aide de l'étude des modèles simples. Donc :

$$E_{3\text{-sergé}} = E_{2\text{-uni}} \quad S_{3\text{-sergé}}^+ = S_{2\text{-uni}}^+$$

Suite aux simplifications, les propriétés suivantes restent à être déterminées à partir des valeurs disponibles dans la littérature (Voir le Tableau 1.10) :

- $G_{23\text{-uni}}$  et  $G_{23\text{-sergé}}$
- $\nu_{23\text{-uni}}$ ,  $\nu_{13\text{-sergé}}$  et  $\nu_{23\text{-sergé}}$
- $S_{1\text{-uni}}$  et  $S_{1\text{-sergé}}$
- $S_{2\text{-uni}}$  et  $S_{2\text{-sergé}}$
- $S_{23\text{-uni}}$  et  $S_{23\text{-sergé}}$

Afin de déterminer les propriétés manquantes, les propriétés mécaniques de plusieurs composites carbone/époxy similaires au composite du présent projet ont été répertoriées. Les valeurs moyennes de la littérature sont ainsi calculées. La section suivante présente les résultats finaux pour les composites du projet ainsi que les propriétés obtenues dans la littérature. Les coefficients de Poisson pour le composite sergé n'ont pu être trouvés dans la littérature. Les propriétés mécaniques du composite unidirectionnel y sont donc affectées. L'analyse des modèles simples va ensuite permettre l'ajustement de ces valeurs si le besoin se présente.

### 1.6.6 Présentation de l'ensemble des propriétés mécaniques

Le Tableau 1.10 présente les données obtenues dans la littérature ainsi que les propriétés du composite T300/8604 unidirectionnel et sergé 2x2 utilisé pour le projet. Les colonnes en surligné contiennent les valeurs de la littérature servant à faire les moyennes des propriétés manquantes, ces moyennes sont soulignées. Il est à noter que la moyenne des valeurs de résistances en cisaillement obtenu dans la littérature s'est avérée être plus du double de celles obtenues expérimentalement. Les valeurs de  $S_{23\text{-uni}}$ ,  $S_{13\text{-sergé}}$  et  $S_{23\text{-sergé}}$  sont donc affectés par le facteur suivant :

$$F = \frac{S_{12} - \text{Résultat expérimentaux}}{S_{12} - \text{Valeur moyenne de la littérature}} \quad (1.4)$$



(1.5)

$$S_{23-\text{modèle EF}} = F \cdot S_{23-\text{littérature}}$$

Tableau 1.10 Liste des propriétés mécaniques provenant de la littérature et de celles obtenues par caractérisation mécanique et ajustement

Composites	Tissu	v <sub>f</sub>	Propriétés mécaniques															Réf.	
			E <sub>1</sub>	E <sub>2</sub>	E <sub>3</sub>	G <sub>12</sub>	G <sub>13</sub>	G <sub>23</sub>	v <sub>12</sub>	v <sub>13</sub>	v <sub>23</sub>	S <sub>1</sub> <sup>+</sup>	S <sub>1</sub> <sup>-</sup>	S <sub>2</sub> <sup>+</sup>	S <sub>2</sub> <sup>-</sup>	S <sub>12</sub>	S <sub>13</sub>		S <sub>23</sub>
			GPa	GPa	GPa	GPa	GPa	GPa	-	-	-	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa	MPa		MPa
AS4/3501-6	Uniaxial	63%	142,00	10,30	-	7,60	-	-	0,270	-	-	2280	1440	57	228	71	-	-	1
IM6/SC1081	Uniaxial	65%	177,00	10,80	-	7,60	-	-	0,270	-	-	2860	1875	49	249	83	-	-	1
AS4/3601-6	Uniaxial	62%	148,00	10,50	-	5,61	-	3,2	0,300	-	0,590	2137	-	53,4	-	-	-	-	2
T300/5208	Uniaxial	62%	132,00	10,80	-	5,65	-	3,4	0,240	-	0,590	1513	-	43,4	-	-	-	-	2
AS4D/9310	Uniaxial	-	133,86	7,71	7,7	4,31	4,3	2,8	0,301	0,301	0,396	1830	1096	57	228	71	71	-	3
T300/5208	Uniaxial	-	136,00	9,80	9,8	4,70	4,7	5,2	0,280	0,280	0,150	1550	1090	29	59	75	75	-	3
MR50/LTM25	Uniaxial	63%	156,40	7,79	-	3,76	-	-	0,352	-	-	1826	1134	19	131	75	-	-	3
T300/914	Uniaxial	-	142,00	10,30	10,3	6,42	6,4	3,7	0,210	-	-	1830	1096	57	57	89,1	89,1	78	3
T300/5208	Uniaxial	70%	181,00	10,30	-	7,17	-	-	0,280	-	-	1500	1500	40	246	68	-	-	4
AS/3501	Uniaxial	66%	138,00	8,96	-	7,10	-	-	0,300	-	-	1447	1447	40	246	93	-	-	4
T300/934	Uniaxial	60%	148,00	9,65	-	4,55	-	-	0,300	-	-	1314	1220	43	138	48	-	-	5
MR50/LTM25	Uniaxial	61%	144,00	9,17	-	5,51	-	-	0,374	-	-	1951	1420	30,1	239	111	-	-	5
T300/LTM25	Sergé 2x2	47%	53,60	53,60	-	2,85	-	-	0,042	-	-	618	642	652	556	84,1	-	-	5
T300/8604	Uniaxial	65%	128,30	8,947	8,947	2,88	2,88	3,644	0,301	0,301	0,432	2001,9	1331,8	14,1	182,1	33,7	33,7	33,3	*
T300/8604	Sergé 2x2	59%	61,75	61,75	8,947	2,74	2,88	2,88	0,072	0,072	0,432	680,5	556,0	680,5	556,0	39,6	33,3	33,3	*
Références																			
1 Engineering Mechanics of Composites Material par Isaac M.Daniel and Ori Ishai																			
2 Mechanics of Fibrous Composites par Carl T. Herakovich																			
3 Finite Element Analysis of composite materials par Ever J. Berbero																			
4 Introduction to composite materials par Stephen W.Tsai H.Thomas Hahn																			
5 Site internet - <a href="http://composite.about.com/library/data/blc-t300-934-1.htm">http://composite.about.com/library/data/blc-t300-934-1.htm</a>																			
* Composite du présent projet																			

Les valeurs des composites T300/8604 sont utilisées comme point de départ pour les analyses par EF des modèles simples.

## 1.7 Conclusion

Le calcul des  $\%v_f$  et des  $\%v_v$  a permis de conclure que le composite fabriqué est très similaire d'une infusion à l'autre. Il est donc pris pour considération que les pièces mises en forme pour la structure de l'aile présenteront des propriétés mécaniques aussi très similaires entre elles. De plus, les faibles valeurs de  $\%v_v$  et les forts  $\%v_f$  indiquent que le procédé et les pièces sont de bonne qualité.

Les caractéristiques mécaniques obtenues à l'aide des tests de traction sont relativement similaires à celles disponibles dans la littérature. Plusieurs autres tests sont développés pour déterminer ces valeurs. Par contre, la réalisation des gabarits et des éprouvettes nécessaires est habituellement très exigeante en temps et coût de fabrication. Ceci explique l'utilisation des propriétés provenant de la littérature pour les valeurs n'ayant pu être fixées par les tests ASTM D 3039 et D 3518.

Cette incertitude par rapport aux propriétés mécaniques ne doit par contre pas être présente lors de la réalisation du modèle EF final de la structure. Dans une situation où les résultats numériques et expérimentaux diffèrent, beaucoup trop de paramètres doivent être étudiés pour la calibration, et ce à l'aide d'un modèle beaucoup trop volumineux et demandant en temps de calcul. Ceci est contré par l'étude de modèles simples réalisée à la section 0.

## CHAPITRE 2

### CONCEPTION DES STRATIFIÉS ET DE LA STRUCTURE

#### 2.1 Modifications apportées au concept de l'extrados adaptatif

Le prototype du projet CRIAQ 7.1 est constitué de deux sections principales, la base rigide en aluminium servant de support au système adaptatif et le système adaptatif lui-même, composé d'une plaque de support, d'un système d'actionnement et de l'extrados adaptatif. L'extrados est fixé à la plaque de support par un encastrement au bord d'attaque et un ressort de compensation au bord de fuite. La Figure 2.1 présente le prototype développé.

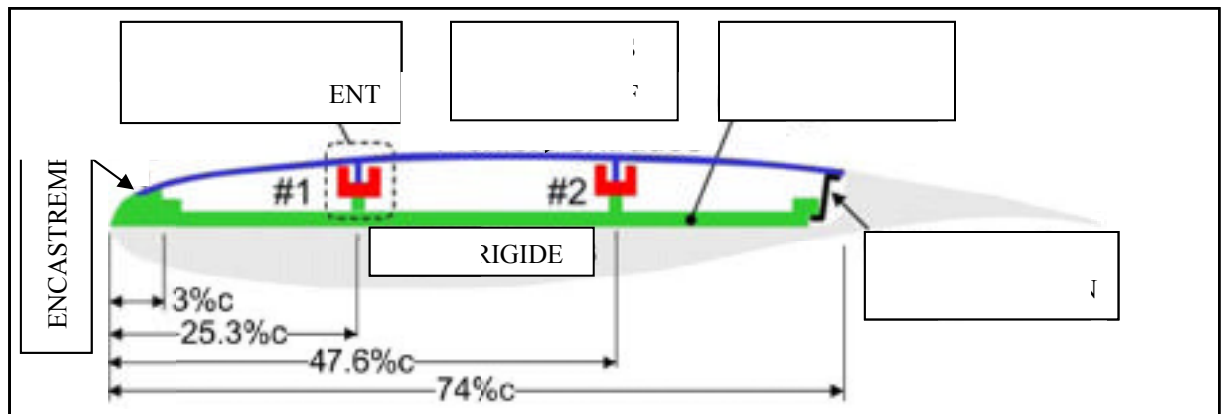


Figure 2.1 Vue de section du prototype de structure adaptative [1]

Ce système d'une envergure d'un mètre avait comme objectif la validation en soufflerie du concept d'aéroélasticité et du système de contrôle. Les analyses ont été faites en deux dimensions et en négligeant les déformations de la structure rigide de l'intrados en aluminium.

L'objectif du présent projet est d'obtenir un modèle numérique permettant de prédire les déplacements de la structure réelle. Ces déplacements sont principalement engendrés par la force de portance et sont sujets à discussion dans la section 2.5. Ces chargements aérodynamiques entraînent une flèche ( $y$ ) et une torsion aux extrémités libres de l'aile ( $\phi$ )

[2]. Afin de reproduire ces phénomènes, le prototype représente une demi-aile encastrée à une extrémité et libre à l'autre. De plus, afin de diminuer les erreurs de prise de mesure, l'envergure de la demi-aile est fixée à deux mètres. Ceci permet d'augmenter les déplacements et d'ainsi faciliter la prise de mesure. La Figure 2.2 présente la demi-aile encastrée et les déplacements engendrés par la force de portance.

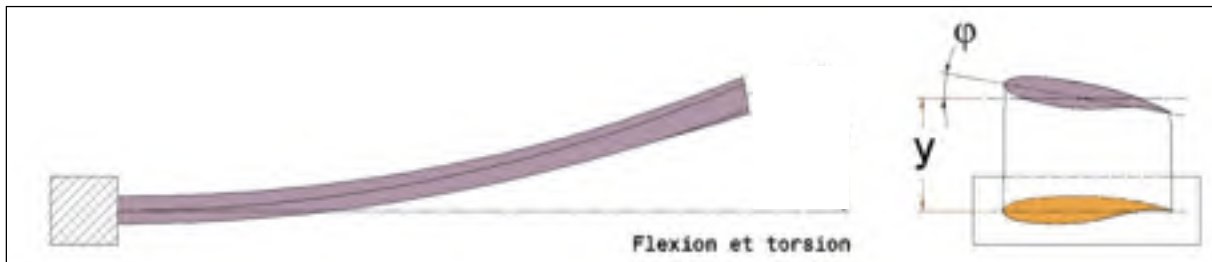


Figure 2.2 Déplacements engendrés par les forces de portances sur une aile

Afin de déformer expérimentalement la structure, quatre lignes d'application des chargements seront fixées à l'extrados afin d'y accrocher des masses selon différentes configurations avec la structure installée à l'envers et en porte à faux. Les positions de ces lignes sont celles présentées à la Figure 2.1. Elles consistent en la position de l'encastrement, du ressort de compensation et des deux lignes d'actionnement de la structure active. En second lieu, comme il a été mentionné en introduction, le système adaptatif et les actionneurs sont retirés afin de concentrer l'étude sur la structure rigide. Par contre, les positions de fixation et d'actionnement sont prises en compte afin de permettre dans le futur, l'assemblage d'un extrados adaptatif et d'un système d'actionnement à la structure. Ainsi, une zone libre est réservée sous chacune des lignes d'actionnements et les découpes pour les bords d'attaque et de fuite sont effectuées avant et après l'encastrement et le ressort de compensation. Les modifications apportées sont listées ci-dessous :

- demi-aile ;
- envergure : 2 m ;
- retrait de l'extrados adaptatif et des actionneurs ;
- zones libres sous les lignes d'actionnement ;
- découpe des bords d'attaque (BA) et de fuite (BF) avant et après la structure adaptative ;
- introductions de quatre lignes d'application des chargements.

## 2.2 Conception primaire de la structure interne de l'aile

La conception primaire permet de définir un point de départ au développement de la structure. Un des objectifs principaux est de fixer la position du centre de gravité. Ceci est nécessaire au calcul du couple de torsion engendré par la force de portance et le bras de levier qui est créé par la distance entre le centre de portance et le centre de gravité. Ainsi, les chargements utiles aux calculs de dimensionnement de la structure seront obtenus. Une conception plus avancée menant au dimensionnement final des parois pourra alors être effectuée. La définition de la géométrie de la structure de l'aile est principalement effectuée en fonction de la fabrication et de l'assemblage par collage. L'objectif est de concevoir une structure divisée en pièces qui se fabriquent relativement facilement par VARTM. Pour y arriver, les surfaces planes sont favorisées par rapport aux géométries à courbures agressives.

Une attention doit aussi être portée à l'installation future de l'extrados adaptatif sur la structure actuellement en conception. Cette section adaptative couvre une zone de l'extrados sur une distance allant de 3 % à 70 % de la corde. Pour compléter la zone réservée au déplacement de l'extrados, la zone supérieure est délimitée par le déplacement vertical maximal de l'extrados, qui est de 8 mm [1]. Finalement, la zone inférieure est déterminée de façon à permettre l'installation des bielles reliant la peau aux actionneurs. La Figure 2.3 présente le profil de section de base et la zone réservée à l'extrados adaptatif.

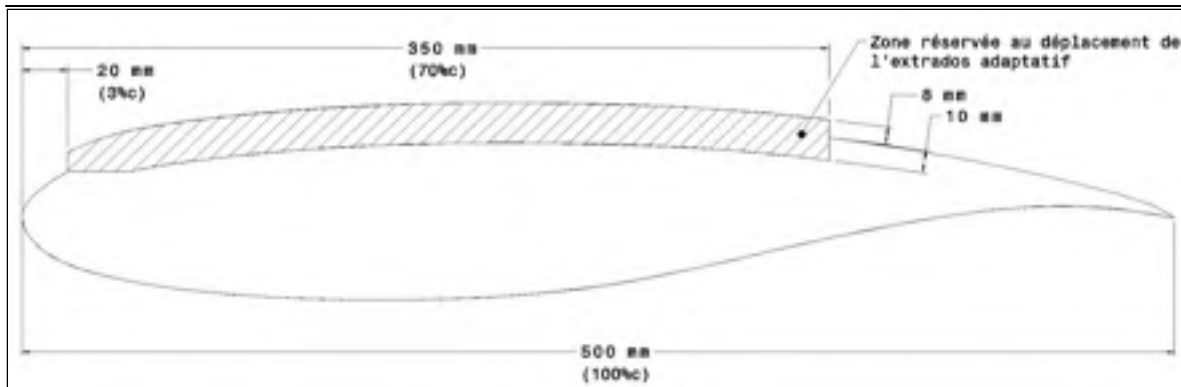


Figure 2.3 Profil de section de base et la zone réservée à l'extrados adaptatif

Pour laisser place à l'extrados, le profil de section de la structure est modifié. Un plan horizontal est tracé à partir du point où la peau devient flexible (Figure 2.4 point A), et ce, jusqu'à l'intersection d'un second plan à 45 degrés coïncidant au point où la peau redevient rigide (Figure 2.4 point B). De plus, étant donné la présence en temps réel de volets, d'ailerons et de bords d'attaque mobiles, le bord d'attaque et le bord de fuite sont retranchés de la section structurelle de l'aile. La position de la coupe du bord d'attaque se situe à 1.3 % de la corde. Cette distance est fonction des joints de collage et sera expliquée dans les paragraphes suivants. La découpe du bord de fuite à 77 % de la corde est déterminée à partir des suggestions obtenues dans la littérature [13] et de l'encombrement nécessaire à la fixation de l'extrados adaptatif. La Figure 2.4 présente la section de l'aile disponible pour la conception de la structure.

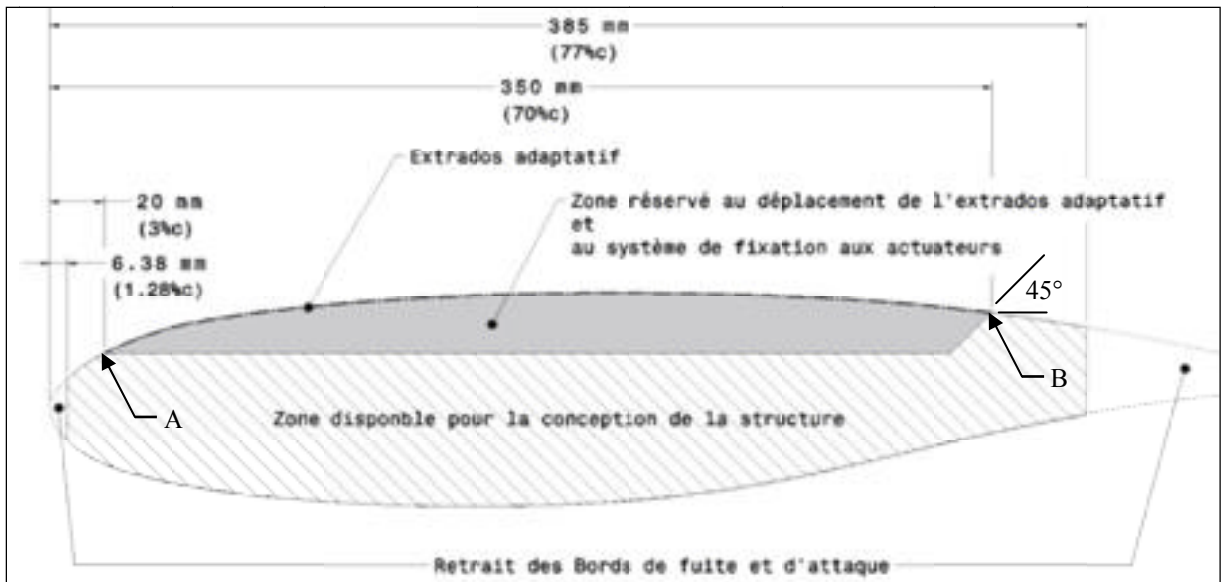


Figure 2.4 Section de l'aile réservée à la conception de la structure

Afin de maximiser l'inertie de la section structurelle, le périmètre de la zone disponible est sélectionné comme surface externe de la structure rigide. Pour simplifier la fabrication de cette section fermée, la surface extrados et la surface intrados seront mis en forme séparément et assemblées par collage au niveau des surfaces verticales créées par les découpes du BA et du BF. La position de la découpe du BA permet d'obtenir une longueur de collage sur les surfaces verticales de 15 mm.

Finalement, comme dans la majorité des conceptions aéronautiques, deux longerons sont ajoutés [12]. Ceux-ci améliorent la répartition du chargement aérodynamique entre l'intrados et l'extrados, rigidifient la section et contribuent grandement à la redondance structurelle de l'aile. La position de ces derniers est déterminée à l'aide d'une analyse numérique de l'impact de leur position sur la réponse en flexion et en torsion de la structure (Section 2.4). Finalement, des nervures sont ajoutées pour prévenir le flambage de l'extrados et contribuer à la redondance [13]. Le nombre de nervures sera déterminé en fonction des analyses de flambage par E.F. des zones en compression à risque (Section 2.7). En résumé, une structure interne typique composée de longerons et de nervures englobée par un intrados et un extrados

constitue le point de départ de la conception de la structure. Une représentation schématique du point de départ pour la conception de la structure est présentée à la Figure 2.5.

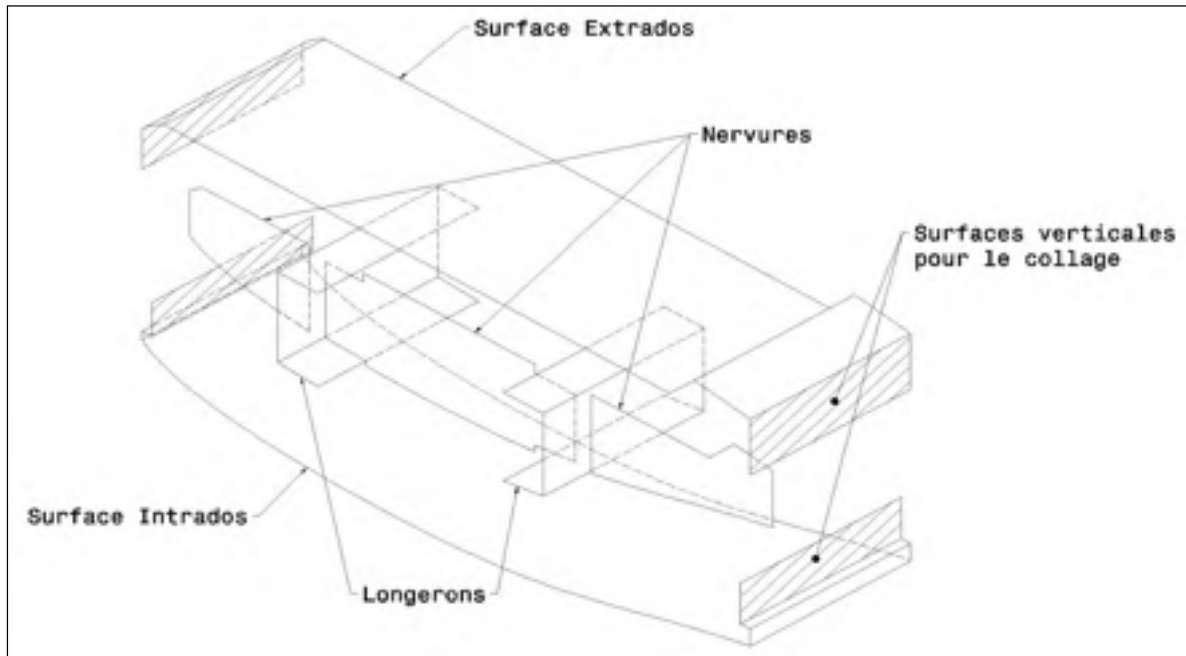


Figure 2.5 Vue explosée de la structure selon la conception primaire

Pour fixer le centre de gravité de la section structurelle, une épaisseur doit être attribuée aux surfaces et la position des longerons doit être fixée. Cependant, les stratifiés ne sont pas encore définis. Il est donc nécessaire de fixer provisoirement une épaisseur réaliste aux différentes surfaces composant la structure. Une valeur de deux (2) millimètres est sélectionnée. Cette dimension correspond à l'épaisseur d'un stratifié constitué d'environ 8 plis de tissu unidirectionnel. Les positions des longerons sont le sujet de la section 2.4.



## 2.3 Analyse des modèles simples

L'objectif de l'analyse des modèles simples est de valider les propriétés mécaniques obtenues par la caractérisation mécanique et la littérature. La reproduction à l'aide de modèles EF du comportement en flexion et en tension de plaques testées expérimentalement constitue le point de départ des analyses numériques. Ainsi, les propriétés pourront être ajustées au besoin et certains problèmes au niveau du modèle E.F. pourront être résolus avant la modélisation de la structure complète, qui est beaucoup plus complexe.

### 2.3.1 Descriptions des modèles simples

Les modèles simples sont fabriqués à partir de plaques infusées selon la méthodologie décrite à la section 1.4. Les stratifiés sont tous composés de huit (8) plis d'un même tissu. Les stratifiés sont soit symétriques balancés ou symétriques non balancés<sup>1</sup> et contiennent des plis à angles allant de 0° à 90° et ce, par bonds de 15°. Le Tableau 2.1 liste les échantillons des modèles simples fabriqués pour les tests de tensions et de flexions. Les quatre types de stratifiés étudiés sont listés ici-bas :

- unidirectionnel et non balancé ;
- unidirectionnel et balancé ;
- sergé 2x2 et non balancé ;
- sergé 2x2 et balancé.

---

<sup>1</sup> Un laminé balancé à pour chacun de ces plis à +n° un pli à -n°. Un laminé symétrique est obtenue par un empilement symétrique des plis par rapport au plan mitoyen du stratifié.

Tableau 2.1 Liste des modèles simples

Description des modèles simples				Qt. éprouvettes	
	Type de tissu	Laminé	Épaisseur (mm)	Tensions	Flexions
<b>Carbone T300 / Époxy 8604</b>	Unidirectionnel	[15] <sub>8</sub>	2,48	9	3
		[30] <sub>8</sub>	2,45	10	3
		[45] <sub>8</sub>	2,46	5	-
		[60] <sub>8</sub>	2,46	11	3
		[75] <sub>8</sub>	2,47	10	3
		[0] <sub>4</sub>	1,26	15	,
		[0] <sub>8</sub>	2,43	-	2
		[+15,-15] <sub>2s</sub>	2,48	4	3
		[+30,-30] <sub>2s</sub>	2,53	5	3
		[+45,-45] <sub>2s</sub>	2,51	10	-
		[+60,-60] <sub>2s</sub>	2,52	4	3
		[+75,-75] <sub>2s</sub>	2,49	5	3
		[90] <sub>4</sub>	1,34	-	1
		[90] <sub>8</sub>	2,42	-	2
		[90] <sub>9</sub>	2,83	20	-
	Sergé 2x2	[15] <sub>8</sub>	1,77	8	3
		[30] <sub>8</sub>	1,72	9	3
		[0] <sub>6</sub>	1,32	10	4
		[+15,-15] <sub>2s</sub>	1,74	8	6
		[+30,-30] <sub>2s</sub>	1,73	9	6
		[45] <sub>8</sub>	1,71	4	3
		[45] <sub>10</sub>	2,11	10	-

### 2.3.2 Description des tests expérimentaux effectués sur les modèles simples

Les modèles simples sont sujets à deux types de chargement : la tension et la flexion 3 points. Le chargement en tension est effectué selon la norme ASTM D 3039 [9] servant à la caractérisation mécanique des composites. Les tests sont effectués à l'aide d'une machine de traction de marque MTS Mini-Bionix, muni d'une cellule de charge de 15 kN. La distance entre les mords pour tous les échantillons de traction est de 200 mm. Le contrôle en déplacement jusqu'à la rupture permet d'obtenir une valeur de rigidité en tension pour les

différents stratifiés. Les valeurs de déplacement sont obtenues par un vidéoextensomètre et validées par celles de la machine de traction. Par la suite, le chargement en flexion est effectué avec la même machine et un gabarit de flexion trois-points. La distance entre les points d'appui est de 210 mm. La Figure 2.6 présente le gabarit de flexion, une éprouvette unidirectionnelle à 75° et le système de coordonnées employé. L'objectif est de calculer la rigidité selon la direction X ( $E_x$ ) en fonction de l'orientation des fibres et des 4 types de stratifiés.

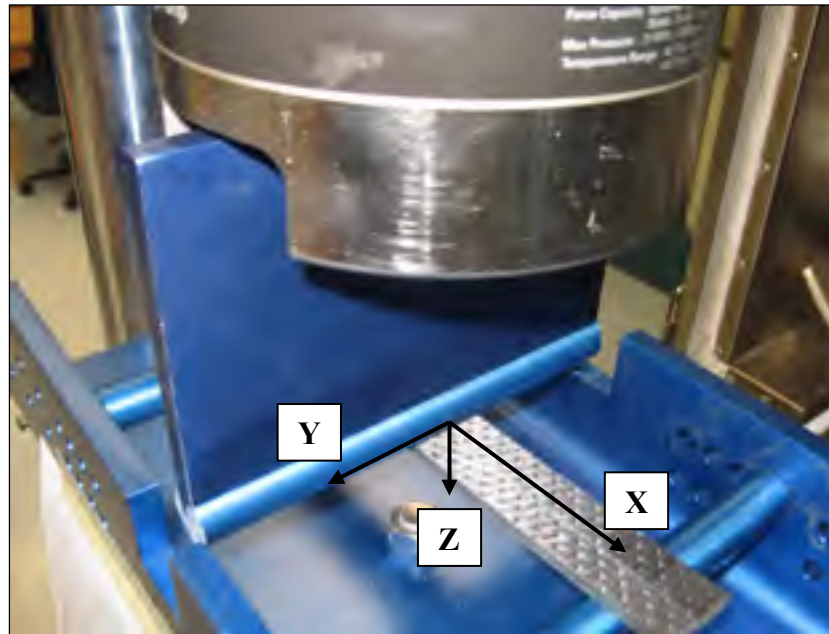


Figure 2.6 Gabarit de flexion trois-points

L'équation suivante est utilisée pour le calcul de la rigidité en tension.

$$E_{x-Tension} = \frac{F_x}{A \cdot \varepsilon_{Vidéoext.}} = \frac{F_x \cdot l_0}{A \cdot \Delta l} \quad (2.1)$$

- $E_{x-Tension}$  : Rigidité selon la direction de sollicitation obtenue par test de traction [GPa]
- $F_x$  : Force de tension [kN]
- $A$  : Aire de section de l'éprouvette [ $\text{mm}^2$ ]
- $\varepsilon_{Vidéoext.}$  : Déformation fournie par le vidéoextensomètre
- $l_0$  : Distance initiale entre les morts [mm]

- $\Delta l$  : Déplacement imposé [mm]

L'équation suivante est utilisée pour le calcul de la rigidité en flexion [17].

$$E_{x-Flexion} = \frac{F_z L^3}{48 Z I_{yy}} \quad (2.2)$$

- $E_{x-Flexion}$  : Rigidité selon la direction de sollicitation obtenue par test de traction [GPa]
- $F_z$  : force (kN)
- $L$  : distance entre les points d'appui (mm)
- $Z$  : flèche au point d'application de la force (mm)
- $I_{yy}$  : Inertie de section de la plaque (mm<sup>4</sup>)

Les rigidités en tension et en flexion obtenues expérimentalement sont ensuite comparées aux valeurs calculées par E.F.

### 2.3.3 Analyse des modèles simples par E.F.

Les analyses par éléments finis sont effectuées à l'aide du logiciel Ansys Classic. Un code APDL est utilisé pour toutes les étapes des analyses. Les propriétés obtenues dans la section sur la caractérisation sont premièrement imposées aux deux types de matériaux créés afin de comparer les rigidités selon la direction de chargement ( $E_x$ ) obtenue expérimentalement et par EF pour les différentes orientations de fibres et les différents stratifiés. En second lieu, les profils de rigidité  $E_x$  en fonction de l'orientation des fibres sont obtenus par EF pour différentes valeurs de propriétés mécaniques. Il est ainsi possible d'ajuster les propriétés pour reproduire les résultats expérimentaux. Les Tableau 2.2 et Tableau 2.3 résument les tests effectués à l'aide du logiciel d'analyse par éléments finis Ansys.

Tableau 2.2 Description des modèles EF simples

Modèles EF simples			
Type d'analyse		Linéaire	
Type d'éléments		Shell 99	
Position des nœuds selon l'épaisseur		Centre	
Type de chargements		Déplacements imposés	
Type de géométrie		Plaque	
Dimensions de la plaque : Tension	Largeur	25	mm
	Longueur	150	mm
Dimensions de la plaque : Flexion	Largeur	40	mm
	Longueur	210	mm
Dimensions des éléments	Largeur	5	mm
	Longueur	5	mm
Quantité d'éléments	Tension	150	
	Flexion	336	
Orientation du système de coordonnées des éléments par rapport aux plaques	$X_{\text{éléments}}$	Longueur	
	$Y_{\text{éléments}}$	Largeur	
	$Z_{\text{éléments}}$	Épaisseur	
Épaisseur des plis	Composite T300 Unidirectionel / 8604	0,314	mm
	Composite T300 Sergé / 8604	0,215	mm
Nombre de plis		8	

Tableau 2.3 Description des paramètres variables pour les modèles simples.

Variables					
Type de laminé		Symétrique / balancé			
		Symétrique / non-balancé			
Type de composites		T-300 Unidirectionel / 8604 (% $v_f=65\%$ )			
		T-300 Sergé 2x2 / 8604 (% $v_f=60\%$ )			
Paramètres		Valeur min.	Valeur max.	Incréments	Unité
Composite Unidirectionel	$\theta$	0	90	5	Degrés
	$E_1$	95	140	5	GPa
	$E_2$	2	11	1	GPa
	$G_{12} = G_{13}$	1	10	1	GPa
	$G_{23}$				GPa
	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0,05	0,5	0,05	-
	$\nu_{23}$				
Composite Sergé 2x2	$\theta$	0	45	5	Degrés
	$E_1 = E_2$	50	68	2	GPa
	$G_{12}$	1	10	1	GPa
	$G_{13} = G_{23}$				GPa
	$\nu_{12}$	0,05	0,5	0,05	-
	$\nu_{13}$				
	$\nu_{23}$				

La Figure 2.7 et le Tableau 2.4 présentent les conditions aux frontières et les déplacements imposés aux deux types de modèles. Un effort est porté à la reproduction des conditions des tests expérimentaux.

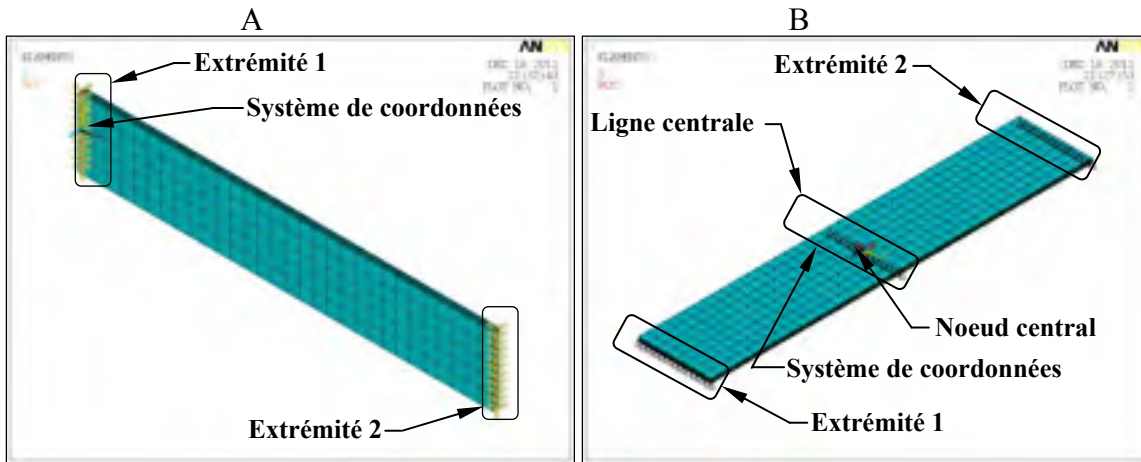


Figure 2.7 Modèle EF simples A) Tension B) Flexion

Tableau 2.4 Description des conditions aux frontières des modèles simples.

Déplacements imposés et conditions aux frontières				
Modèle EF en tension	Extrémité 1	U <sub>x</sub>	0	mm
		U <sub>y</sub>		
		U <sub>z</sub>		
		Rot <sub>x</sub>		
		Rot <sub>y</sub>		
	Extrémité 2	U <sub>x</sub>	0,25	mm
		U <sub>y</sub>		
		U <sub>z</sub>		
		Rot <sub>x</sub>		
		Rot <sub>y</sub>		
Modèle EF en flexion	Nœud central	U <sub>x</sub>	0	mm
		U <sub>y</sub>		
		U <sub>z</sub>		
		Rot <sub>x</sub>		
		Rot <sub>y</sub>		
	Ligne centrale	U <sub>x</sub>	Libre	mm
		U <sub>y</sub>		
		U <sub>z</sub>		
		Rot <sub>x</sub>		
		Rot <sub>y</sub>		
	Extrémité 1 et 2	U <sub>x</sub>	Libre	mm
		U <sub>y</sub>		
		U <sub>z</sub>		
		Rot <sub>x</sub>		
		Rot <sub>y</sub>		
		10		
		Libre	degré	
		Rot <sub>z</sub>		

Un exemple de l'affichage des résultats numériques de déplacements pour les chargements en tension et en flexion sont présentés à la Figure 2.8

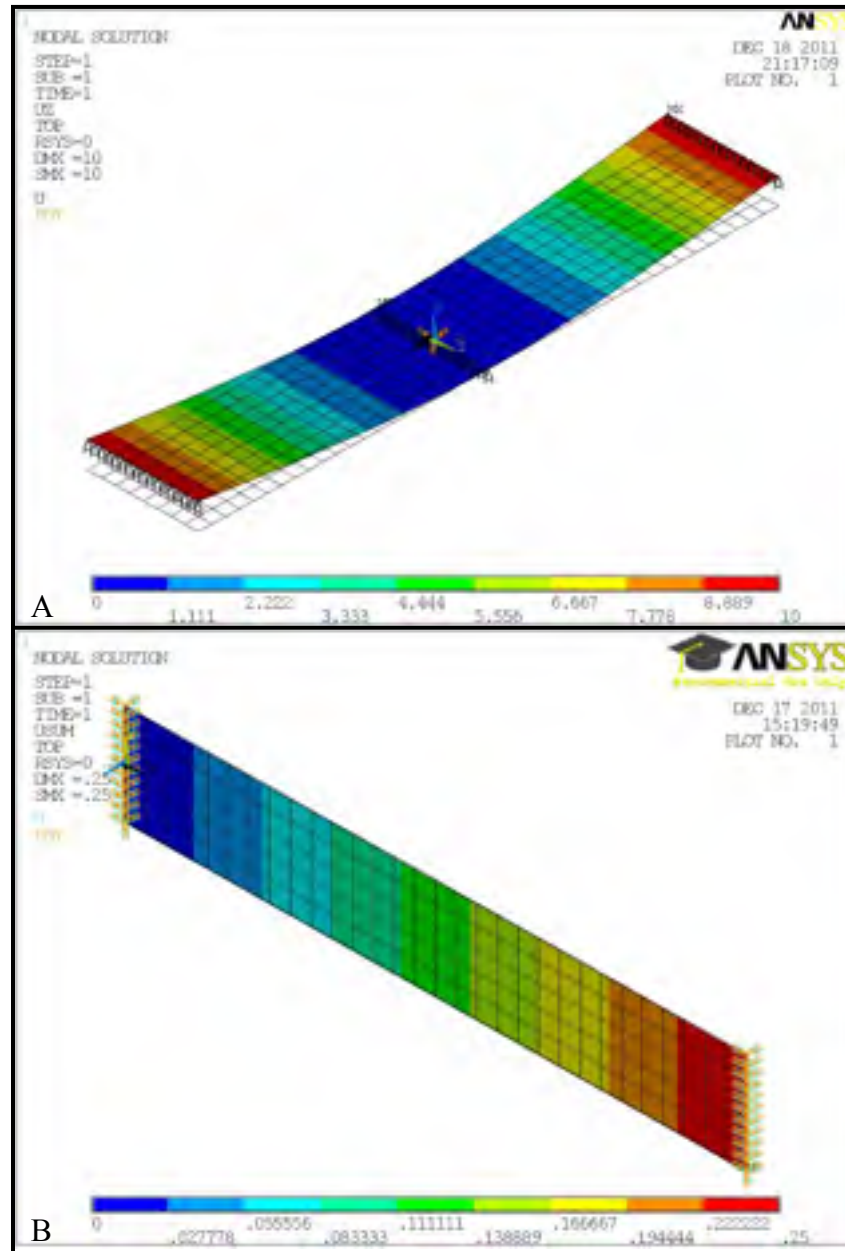


Figure 2.8 Affichage des résultats calculés par EF pour les modèles simples A) Flexion B) Tension

### 2.3.4 Présentation des résultats

Le Tableau 2.5 et la Figure 2.9 présentent les résultats de rigidité obtenus expérimentalement et la comparaison des résultats expérimentaux à ceux par EF pour les tests de tensions et de flexions. La Figure 2.10 permet de visualiser l'impact des propriétés mécaniques sur la rigidité en tension des 4 différents stratifiés en fonction de l'orientation des fibres.

Tableau 2.5 Résultats expérimentaux des tests de tractions et de flexions sur les modèles simples

Module de rigidité - Ex : Test de traction					
Type de composites	Orientation des fibres	Type de laminé			
		Non-Balancé		Balancé	
	$\theta$ Degré	Moyenne	Écart-type	Moyenne	Écart-type
GPa					
Carbon T300 Uniaxial / 8604	0	128,30	2,27	128,30	2,27
	15	35,19	1,59	95,07	1,01
	30	16,91	0,50	34,96	0,53
	45	13,36	0,22	10,96	0,83
	60	8,68	2,04	6,77	0,35
	75	8,18	0,40	6,56	0,13
	90	6,49	1,52	7,37	1,52
Carbon T300 Sergé 2x2 / 8604	0	61,75	3,61	61,75	3,61
	15	26,07	1,01	62,69	1,30
	30	11,39	1,62	29,80	1,18
	45	11,72	1,04	11,72	1,04
Module de rigidité - Ex : Tests de flexion					
Carbon T300 Uniaxial / 8604	0	119,47	0,57	119,47	0,57
	15	93,08	6,19	106,75	2,33
	30	34,58	0,19	51,12	2,78
	45	-	-	-	-
	60	8,90	0,69	9,44	0,17
	75	8,90	0,23	8,47	0,12
	90	7,48	1,01	7,48	1,01
Carbon T300 Sergé 2x2 / 8604	0	57,27	1,94	57,27	1,94
	15	51,72	5,07	54,95	1,48
	30	28,64	2,00	31,19	6,74
	45	23,03	9,06	23,03	9,06



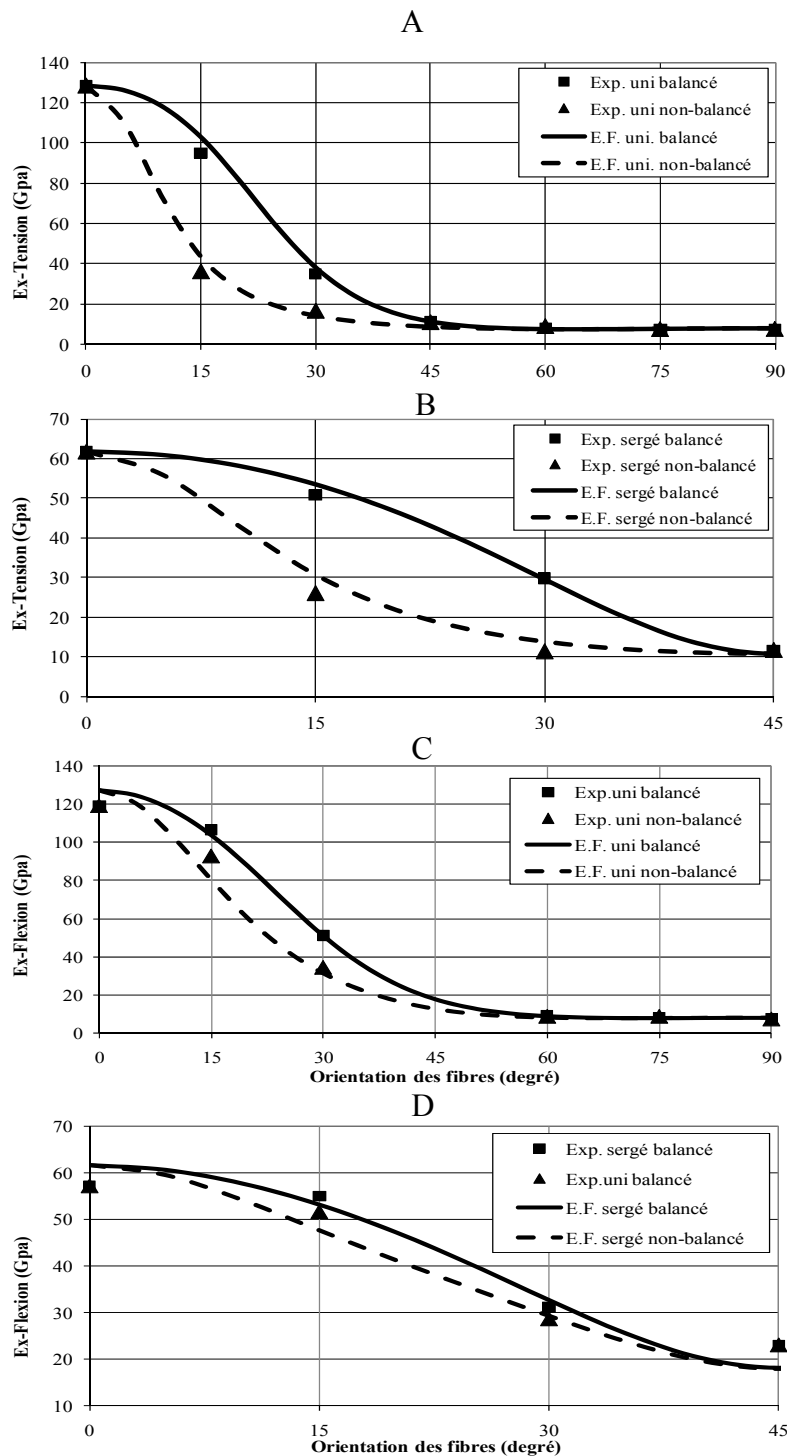


Figure 2.9 Comparaison des résultats expérimentaux et EF des modèles simples.  
 A) Uni. Non balancé B) Uni. Balancé C) Sergé 2x2 non balancé D) Sergé 2x2 balancé

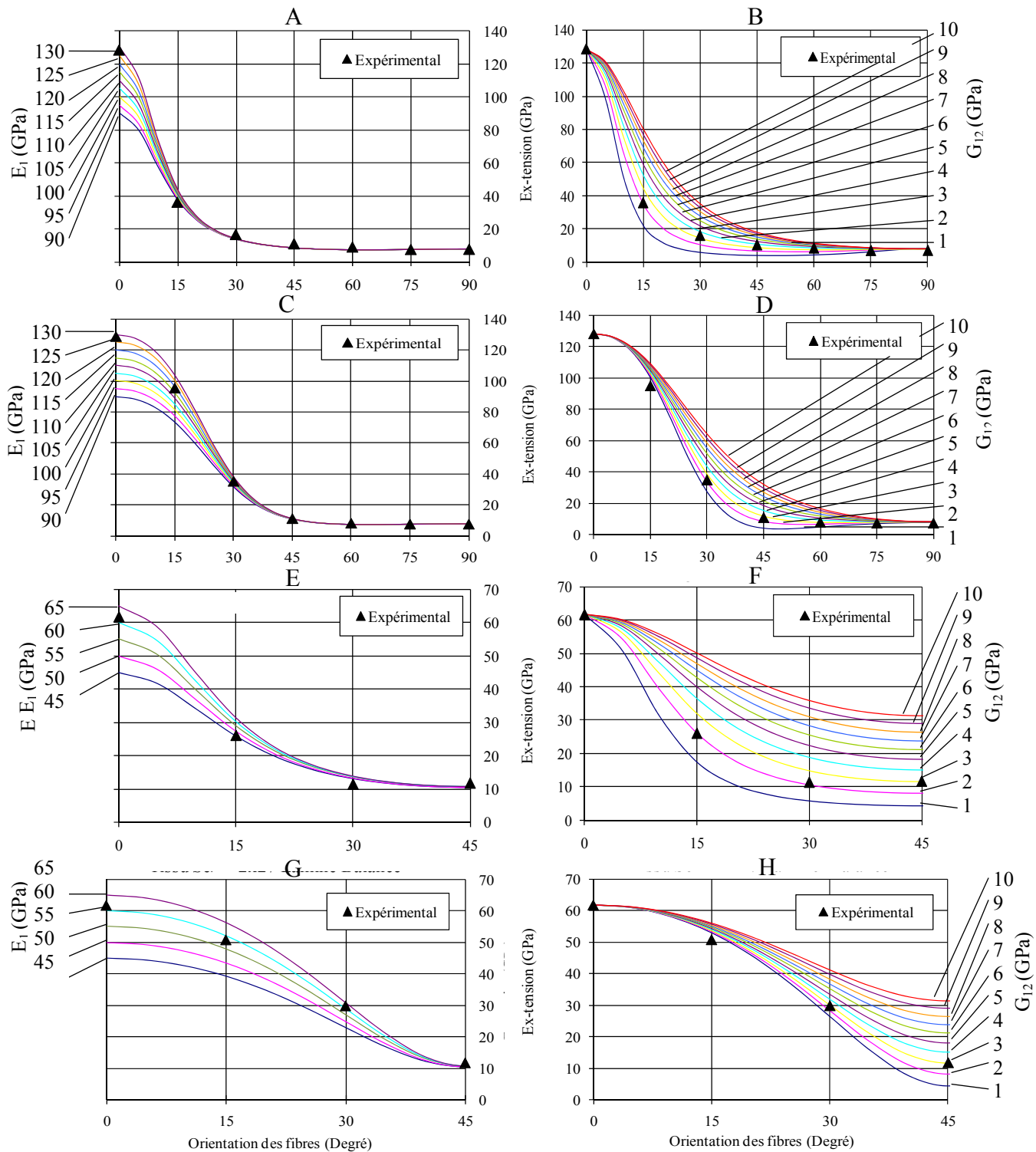


Figure 2.10 Rigidity Ex des stratifiés en fonction de l'orientation des fibres pour différentes valeurs de rigidité axiale  $E_1$  ou de module de cisaillement dans le plan  $G_{12}$  calculée à partir des tests de tensions. A) Tissu unidirectionnel, stratifié non balancé, variation de  $E_1$ . B) Tissu unidirectionnel, stratifié non balancé, variation de  $G_{12}$ . C) Tissu unidirectionnel, stratifié

balancé, variation de  $E_1$ . D) Tissu unidirectionnel, stratifié balancé, variation de  $G_{12}$ . E) Tissu sergé 2x2, stratifié non balancé, variation de  $E_1$ . F) Tissu sergé 2x2, stratifié non balancé, variation de  $G_{12}$ . G) Tissu sergé 2x2, stratifié balancé, variation de  $E_1$ . H) Tissu sergé 2x2, stratifié balancé, variation de  $G_{12}$

Les résultats calculés par EF sont similaires à ceux obtenus expérimentalement. Par contre, une déviation est toujours observée pour des orientations de fibre de  $15^\circ$  et  $30^\circ$ . Étant donné la faible différence entre les résultats, les valeurs des propriétés mécaniques restent inchangées. Cependant, lors de la calibration du modèle EF finale, les propriétés pourront être modifiées pour diminuer l'erreur du modèle numérique.

Les graphiques de la Figure 2.10 sont réalisés à partir du modèle EF afin de visualiser l'impact des propriétés  $E_1$  et  $G_{12}$  sur la rigidité  $E_x$ . Les pourcentages de déviation des résultats numériques par rapport aux résultats expérimentaux pour les valeurs des graphiques de la Figure 2.10 sont présentés au Tableau 2.6. Les résultats indiquent que la rigidité axiale  $E_1$  devrait être diminuée à une valeur située entre 90 et 95 GPa pour permettre au modèle EF de reproduire les résultats expérimentaux lorsque l'orientation des fibres est de  $15^\circ$  pour un stratifié unidirectionnel non balancé. Une diminution du module de cisaillement  $G_{12}$  aux environs de 2 GPa aurait aussi la même conséquence.



Tableau 2.8 Pourcentage de déviation de  $E_x$  en fonction de  $E_1$  et  $G_{12}$  pour le composite sergé 2x2 non balancé

Composite Sergé 2x2 Non-Balancé											
E1-Prop. Méc. = 61,8 GPa											
E <sub>1</sub> et 2 →		45	50	55	60	65					
θ	0	27,1%	19,0%	10,9%	2,8%	-5,3%					
	15	44,3%	28,0%	11,7%	-4,6%	-20,9%					
	30	61,1%	43,5%	26,0%	8,5%	-9,0%					
	45	11,6%	10,3%	9,3%	8,3%	7,5%					
G12-Prop. Méc. = 2,7 GPa											
G <sub>12</sub> →		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
θ	0	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%
	15	33,3%	-0,3%	-23,0%	-39,9%	-53,1%	-63,8%	-72,6%	-80,1%	-86,6%	-92,2%
	30	49,7%	6,9%	-30,9%	-64,8%	-95,4%	-123,4%	-149,1%	-172,7%	-194,7%	-215,1%
	45	63,6%	30,7%	0,4%	-28,0%	-54,6%	-79,6%	-103,3%	-125,7%	-147,0%	-167,3%

Tableau 2.9 Pourcentage de déviation de  $E_x$  en fonction de  $E_1$  et  $G_{12}$  pour le composite sergé 2x2 balancé

Composite Sergé 2x2 Balancé											
E1-Prop. Méc. = 61,8 GPa											
E <sub>1</sub> et 2 →		45	50	55	60	65					
θ	0	27,1%	19,0%	10,9%	2,8%	-5,3%					
	15	22,8%	14,4%	6,0%	-2,3%	-10,7%					
	30	23,4%	16,6%	9,9%	3,2%	-3,4%					
	45	11,6%	10,3%	9,3%	8,3%	7,5%					
G12-Prop. Méc. = 2,7 GPa											
G <sub>12</sub> →		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
θ	0	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%	0,0%
	15	-4,0%	-4,7%	-5,4%	-6,1%	-6,8%	-7,5%	-8,2%	-8,9%	-9,5%	-10,2%
	30	11,8%	5,5%	-0,7%	-6,6%	-12,2%	-17,7%	-23,1%	-28,2%	-33,2%	-38,0%
	45	63,6%	30,7%	0,4%	-28,0%	-54,6%	-79,6%	-103,3%	-125,7%	-147,0%	-167,3%

Il est ainsi possible de conclure que pour tous les types de stratifié, une diminution du module de cisaillement  $G_{12}$  permettrait aux modèles EF de se rapprocher des résultats expérimentaux. La modification du module de rigidité  $E_1$  s'avère être utile pour le composite à tissu unidirectionnel seulement. L'ajustement des propriétés mécaniques sera effectué sur le modèle final afin de permettre la reproduction des comportements réels de la structure.

## 2.4 Définition de la position des longerons

La position des longerons impacte directement les propriétés de section de l'aile, qui à leur tour affectent la valeur du couple de torsion. Il est donc nécessaire de fixer la position des longerons avant de poursuivre le développement de la structure. Afin d'y arriver, une étude de l'impact de la position des longerons sur la flèche maximale et la torsion en bout d'aile est réalisée. L'objectif est de minimiser ces valeurs. Deuxièmement, la position des lignes d'actionnement de l'extrados adaptatif doit être considérée. Pour ce faire, deux zones de 25 mm centrées par rapport aux deux lignes d'actionnement sont réservées. Les longerons ne pourront pas être localisés dans ces zones. Par contre, vu la présence de chargements verticaux lors de l'actionnement de l'extrados, les longerons seront positionnés le plus près possible de ces zones réservées. Ainsi, les longerons permettront le transfert de la charge d'actionnement au reste de la structure de façon plus directe. Un modèle E.F. simple est créé dans le logiciel Ansys Classic à l'aide d'un code APDL. Les surfaces extérieures de la structure sont modélisées selon le profil présenté la Figure 2.11. Toutes les dimensions ont comme point de départ l'axe des Y.

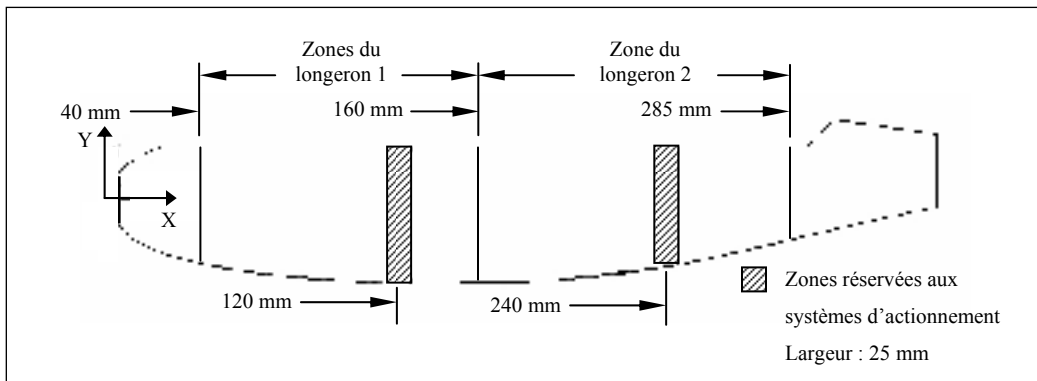


Figure 2.11 Profil de section du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons

Les nervures ne sont pas incluses et la position des longerons varie à partir du BA de 40 mm à 160 mm pour le longeron 1 et de 165 mm à 285 mm pour le longeron 2. Un stratifié quasi isotrope est appliqué à toutes les surfaces. Ce stratifié est composé de tissu unidirectionnel au centre et de tissé aux surfaces externes selon la séquence suivante :

$[0/45/-45/90]_s$ . La structure est encadrée en une extrémité et est sujette à des chargements appliqués sur quatre lignes orientées selon l'envergure. Ces lignes représentent les deux lignes d'actionnement et les deux lignes d'attache de l'extrados adaptatif à la structure. Les analyses des profils de portance n'étant pas encore réalisées, des valeurs de chargements réalistes sont sélectionnées. Il est ainsi possible de soumettre la structure à un moment de flexion et de torsion et de déterminer la flèche et la torsion en bout d'aile. Les Tableau 2.10 et Tableau 2.11 décrivent le modèle EF utilisé pour réaliser l'analyse de la position des longerons sur les déplacements en bout d'aile.

Tableau 2.10 Description du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons

<b>Modèles EF : Analyse de la position des longerons</b>			
Type d'analyse		Linéaire	
Type d'éléments		Shell 99	
Position des nœuds selon l'épaisseur		Surface extérieure de l'aile	
Type de chargements		Forces imposées aux nœuds	
Description du modèle		Intrados / Extrados / Longerons	
		Sans joints de collage	
		Sans nervures	
		Surfaces jointes par des couplages entre les nœuds	
Dimensions des éléments	Largeur	10	mm
	Longueur	50	mm
Quantité d'éléments		4080	
Directions principales du composite par rapport à l'aile	$X_{\text{composites}}$	Envergure	
	$Y_{\text{composites}}$	Tangent au profil	
	$Z_{\text{composites}}$	Épaisseur	
Épaisseur des plis	Composite T300 Unidirectionnel / 8604	0,314	mm
	Composite T300 Sergé / 8604	0,215	mm
Laminé appliqué à toute les surfaces		$[0,0,90,45,-45]_s$	
Type de tissus associés aux plis	Pli #1	T300 Sergé 2x2	
	Pli #2	T300 Unidirectionnel	
	Pli #3		
	Pli #4		
	Pli #5		

Tableau 2.11 Description des paramètres variables pour l'analyse de la position des longerons

Variables					
Paramètres		Valeur min.	Valeur max.	Incrément	Unité
Position des longerons par rapport au bord d'attaque	Longerons 1	40	160	20	mm
	Longerons 2	165	285	20	mm

Le Tableau 2.12 présente les conditions aux frontières et les chargements appliqués à la structure. La force de portance et le couple sélectionné sont appliqués par les quatre lignes d'applications des chargements situées sur l'extrados aux endroits définis à la section 2.1. Quatre équations sont développées afin de déterminer la valeur des forces à appliquer à chacune des lignes d'action pour reproduire la force de portance en N ( $F_p$ ) et le couple de torsion en Nmm ( $T_z$ ) désiré. La répartition des forces est linéaire selon la corde.

$$F1 = \frac{2(1676651 \cdot F_p - 26485 \cdot T_z)}{16522547} \quad (2.3)$$

$$F2 = \frac{(3803531 \cdot F_p - 22290 \cdot T_z)}{16522547} \quad (2.4)$$

$$F3 = \frac{(2228431 \cdot F_p + 11115 \cdot T_z)}{16522547} \quad (2.5)$$

$$F4 = \frac{(2454426 \cdot F_p + 26515 \cdot T_z)}{16522547} \quad (2.6)$$

Une fois les forces calculées, ces dernières sont divisées par les nombres de nœuds situés sur chacune des lignes d'action et appliquées selon une direction normale à la corde sur la surface plane de l'extrados.



Tableau 2.12 Description des conditions aux frontières du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons

Chargements et conditions aux frontières					
Chargements	Force de portance totale selon Y		5	kN	
	Couple de torsion total selon Z		-2,5	kN·m	
	Forces résultantes par lignes d'application des chargements		1	9029,57	N
			2	4523,68	N
			3	-2014,86	N
4			-6538,38	N	
Conditions aux frontières	Encastrement à une extrémité		U x / y / z	0	mm
			Rot x / y / z	0	degré

Une étude de convergence par rapport aux valeurs de déplacement en bout d'aile a permis d'établir les dimensions des éléments à 10 mm selon la corde et 50 mm selon l'envergure. La Figure 2.12 présente le modèle E.F.

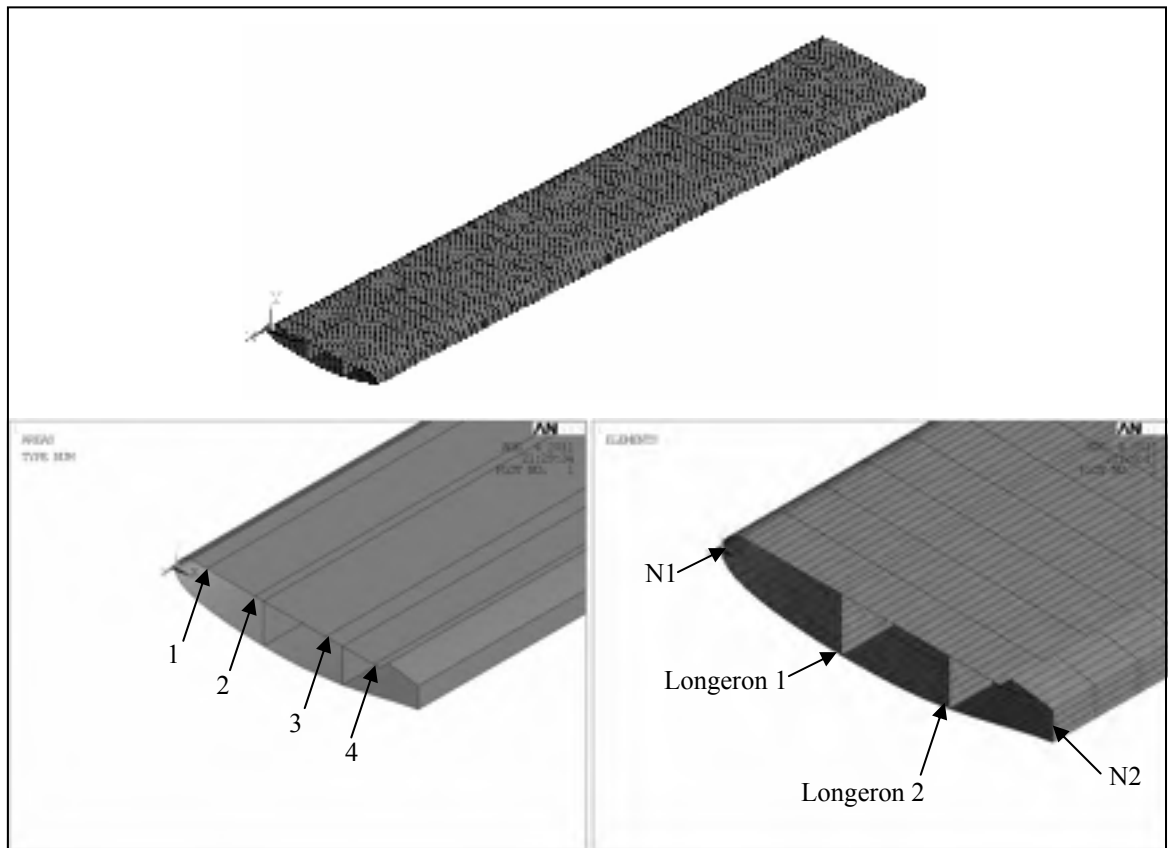


Figure 2.12 Modèle EF pour l'analyse de la position des longerons

Les nœuds à l'encastrement sont complètement bloqués. Les déplacements obtenus à l'extrémité libre pour les nœuds N1 et N2 sont enregistrés pour les différentes positions des longerons. Les valeurs de la flèche moyenne et de la rotation en bout d'aile sont obtenues par les équations (2.7). Où  $U_{yN1}$  et  $U_{yN2}$  sont les déplacements en « y » des nœuds N1 et N2 présentés à la Figure 2.12.

$$Flèche_{moyenne} = \frac{U_{yN1} + U_{yN2}}{2} \quad (2.7)$$

$$Rotation = \tan^{-1} \frac{U_{yN1} - U_{yN2}}{Corde\ de\ la\ structure}$$

Les résultats sous affichage graphique du modèle EF sont présentés pour les déplacements à la Figure 2.13. La Figure 2.14 illustre les résultats calculés par E.F sous formes graphiques. Les points optimaux pour la flèche et pour la torsion ainsi que les zones réservées au futur système d'actionnement de l'extrados y sont identifiés.

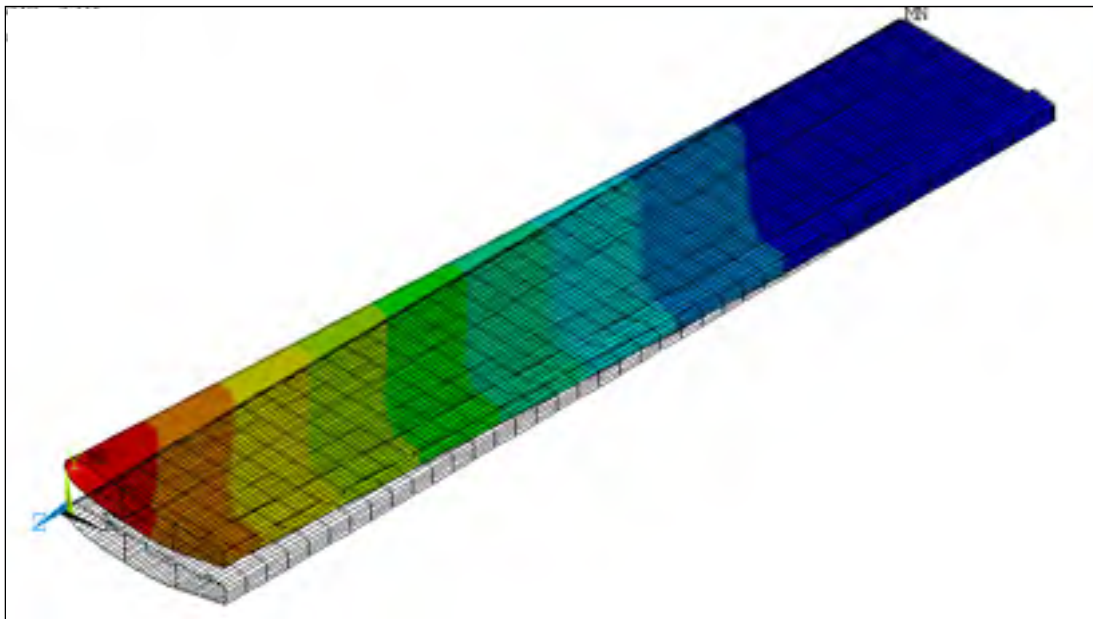
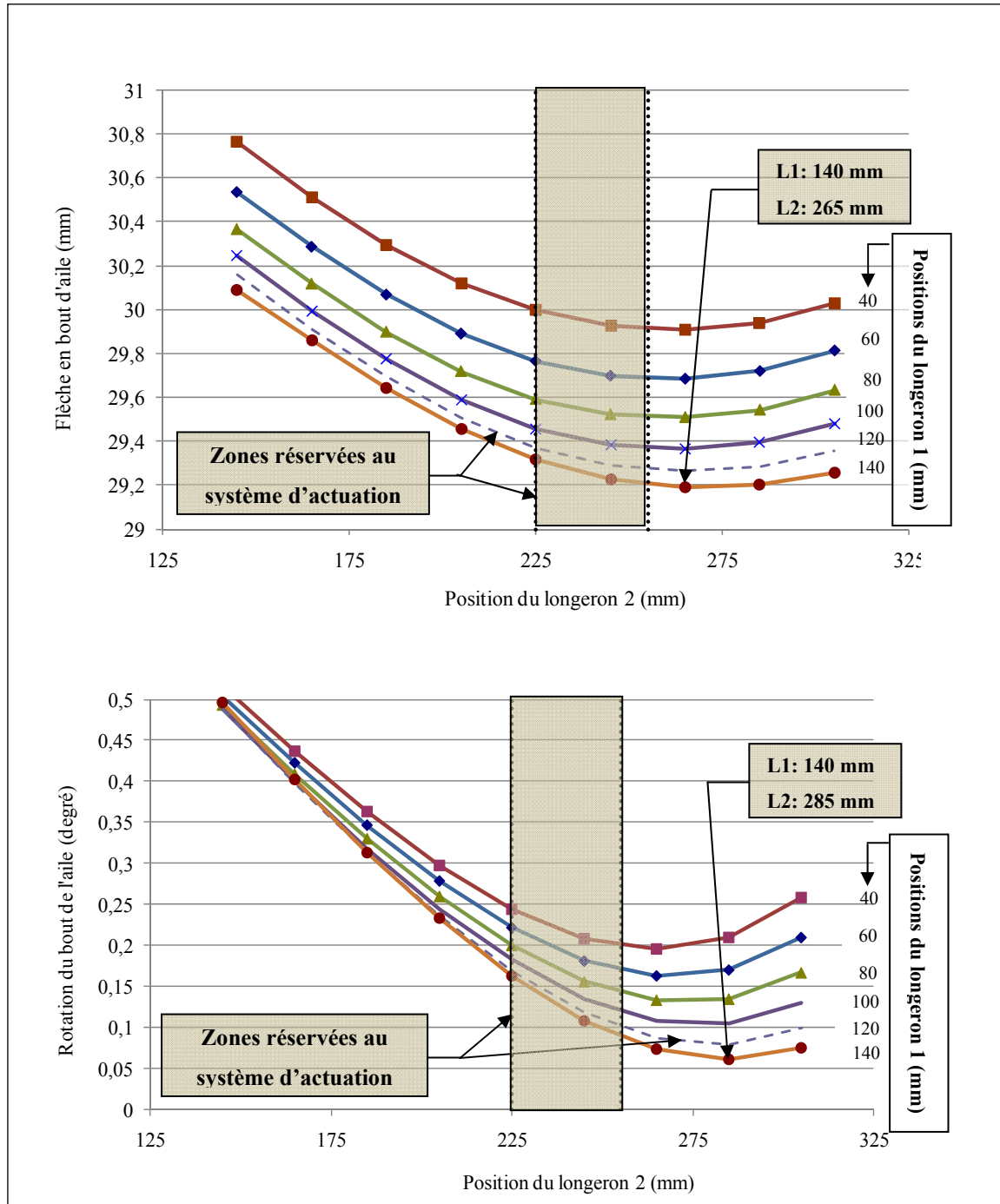


Figure 2.13 Affichage graphique des déplacements du modèle EF pour l'analyse de la position des longerons



d'actionnement, ce qui favorise l'agencement 140 mm et 265 mm comme position des longerons. La Figure 2.15 présente le profil de section du modèle avec l'affichage de l'épaisseur. La position finale des longerons y est illustrée en plus des forces appliquées à l'extrados.

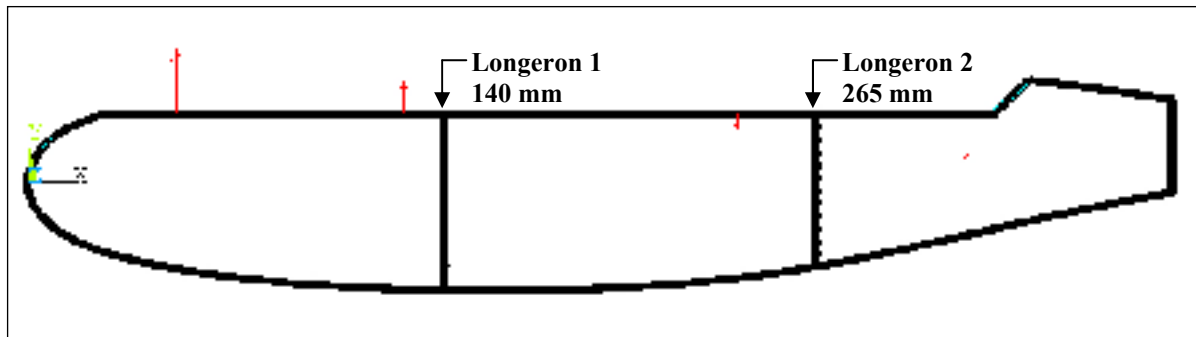


Figure 2.15 Profil de section du modèle EF et position finale des longerons

Il est désormais possible de calculer le centre de gravité de la section à l'aide du logiciel Catia-V5 et de procéder au calcul permettant d'obtenir les valeurs de moments de flexion et de torsion en fonction des profils de pression aérodynamique.

## 2.5 Analyse des chargements aérodynamiques

Les structures d'ailes sont sujettes à différentes conditions de vol habituellement constituées des principales étapes énumérées ci-dessous. [13]

- le décollage et l'atterrissage ;
- les montées et les accélérations ;
- le vol de croisière ;
- le planage ;
- les combats.

La présente étude est basée sur les conditions de charge en vol de croisière pour une demi-aile rectangulaire de profil WTEATE1 modifié pour les analyses aérodynamiques (voir

Daniel Coutu p.14) [1] ayant une corde de 500 mm et une envergure de 2000 mm. Les données nécessaires aux calculs des chargements proviennent de la série de tests numéro 2 effectués en soufflerie dans le cadre du projet CRIAQ 7.1 par M. Daniel Coutu. Au total, 35 conditions de vol ont été testées et les valeurs des coefficients de pression ( $C_p$ ) sont disponibles pour simuler les charges à appliquer à la structure de l'aile. La Figure 2.16 présente les 35 profils de  $C_p$  utilisés. Les vitesses varient entre 0.2 et 0.3 Mach pour des valeurs d'angle d'attaque situées entre -1.5 et 1.2 degrés. Il est ainsi possible de tracer les différents profils de pression et de procéder aux calculs des chargements aérodynamiques engendrés par chacune des conditions de vol.

Les chargements aérodynamiques considérés sont la force de portance et le couple qui en résulte. La force de traînée est mise de côté afin de simplifier le montage expérimental du chargement statique de l'aile. La force de portance, qui contribue à la flexion de la structure, est obtenue par l'intégration du profil de portance par rapport à la corde. Cette force répartie non uniformément sur l'intrados et l'extrados peut être simplifiée en une force ponctuelle normale à la corde et située au centre de portance. Le moment qui crée la torsion de la structure, quant à lui, est engendré par la force de portance et la distance, selon la corde, entre le centre de portance et le centre de gravité de la section de l'aile. Pour les calculs aérodynamiques, le centre de gravité est calculé en ajoutant la section du bord d'attaque et du bord de fuite, qui sont tous deux fixés à une épaisseur de 1 mm.

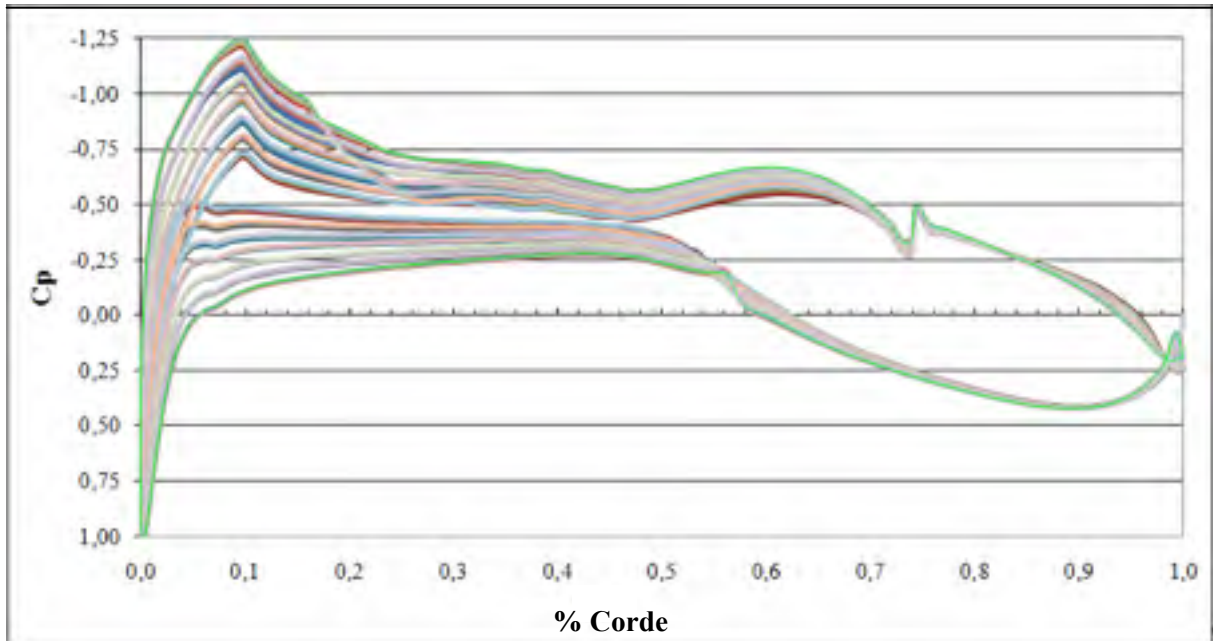


Figure 2.16 Profils de  $C_p$  utilisés pour les calculs des chargements aérodynamiques

La section suivante présente la démarche de calculs des moments fléchissants et des couples de torsion causés par les chargements aérodynamiques.

### Calcul de la force de portance et du couple de torsion

La pression est calculée pour les 224 points disponibles pour chacune des 35 conditions de vol selon l'équation suivante [14] :

$$P = (C_p \cdot P_{dyn}) + P_{int} \quad (2.8)$$

- $P$  : Pression à la surface de l'aile [MPa],
- $C_p$  : Coefficient de pression [sans unité]
- $P_{dyn}$  : Pression dynamique [MPa],
- $P_{int}$  : Pression à l'intérieur du model [MPa].

La force de portance est calculée en intégrant le profil de pression par rapport à la corde selon la méthode des trapèzes.

$$F_{linéique} = \sum_{n=2}^{224} (x_n - x_{n-1}) \frac{P_n + P_{n-1}}{2} \quad (2.9)$$

- $F_{linéique}$  : Force de portance par unité de longueur selon l'envergure [N/mm],
- $x_n$  : Coordonnée du point « n » selon la corde [mm],
- $P_n$  : Pression à la surface de l'aile du point « n » [MPa].

La force totale est calculée en multipliant la force linéique par l'envergure de l'aile.

$$F_{totale} = F_{linéique} \cdot Envergure \quad (2.10)$$

- $F_{totale}$  : Force de portance totale [N],

Le couple linéique est ensuite calculé par l'équation suivante :

$$M_{linéique} = \sum_{n=2}^{224} (x_n - x_{n-1}) \frac{P_n + P_{n-1}}{2} \left[ (x_{Cg} - x_{n-1}) \frac{(x_n - x_{n-1})}{2} \right] \quad (2.11)$$

- $M_{linéique}$  : Couple de torsion par unité de longueur selon l'envergure [N],
- $x_{Cg}$  : Position du centre de gravité selon la corde [mm].

Le couple total est calculé en multipliant le couple linéique par l'envergure de l'aile.

$$M_{totale} = M_{linéique} \cdot Envergure \quad (2.12)$$

- $M_{totale}$  : Couple de torsion total [Nmm],

Finalement, la position du centre de portance est calculée selon l'équation suivante :

$$x_{Cp} = x_{Cg} + \frac{M_{linéique}}{F_{linéique}} \quad (2.13)$$

- $x_{Cp}$  : Position du centre de portance selon la corde [mm],

La Figure 2.17 présente les combinaisons de force de portance et de couple de torsion calculées pour les 35 profils de pression. Les combinaisons extrêmes sont sélectionnées pour la conception des stratifiés. Ces dernières sont créées par les chargements C129 et C135 qui respectivement engendrent le couple et la force de portance maximale.

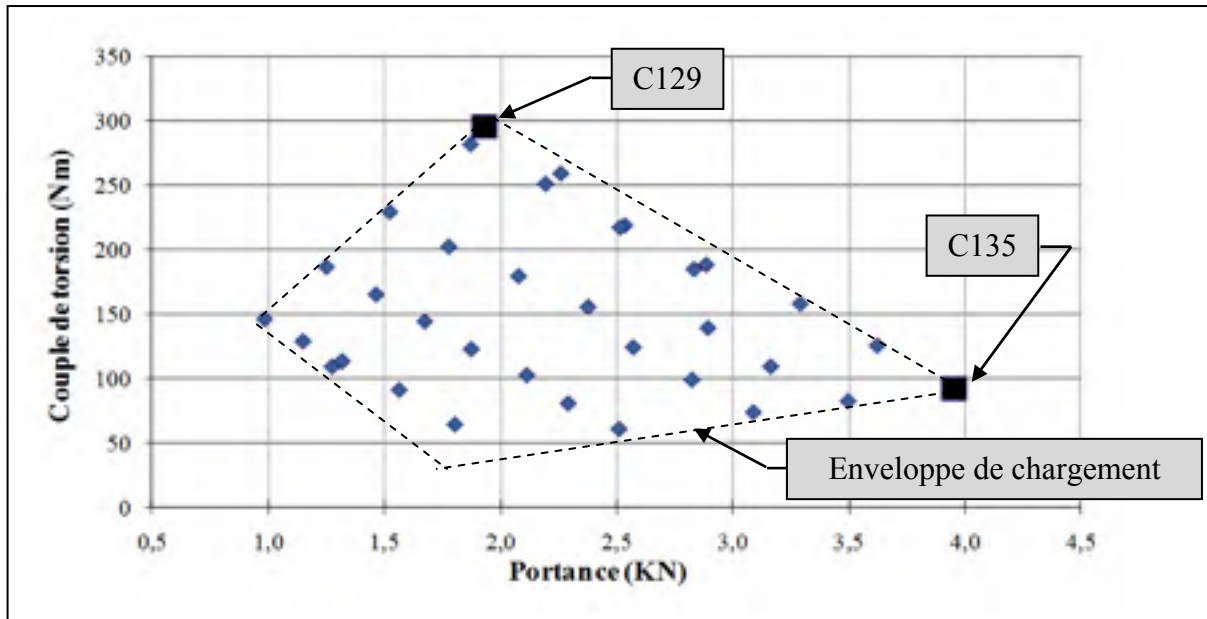


Figure 2.17 représentations graphiques des valeurs de force de portance et de couple de torsion calculées à partir des 35 profils de  $C_p$  obtenus en soufflerie

Les profils de pression et les centres de portance pour les chargements aérodynamiques C129 et C135 ainsi que le centre de gravité de l'aile sont présentés à la Figure 2.18.



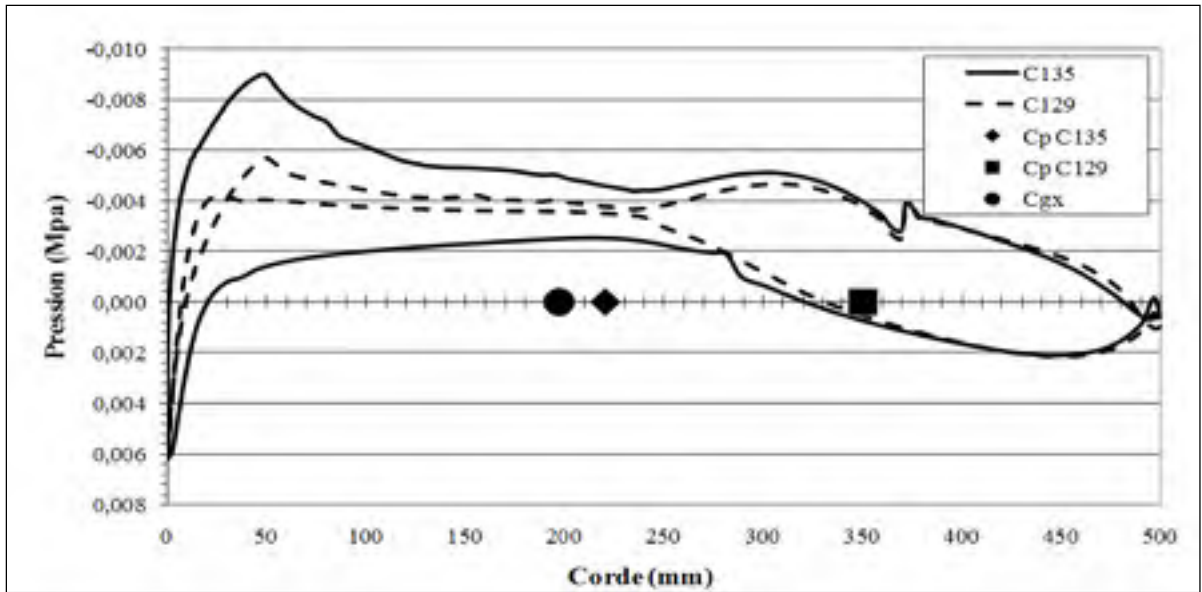


Figure 2.18 Profils de pression des chargements aérodynamiques utiles à la conception des stratifiés

Le Tableau 2.13 présente les chargements qui seront utilisés pour la conception de la structure de l'aile. Ce qui mène à la section suivante où les chargements seront utilisés pour l'analyse des stratifiés de l'extrados et l'intrados.

Tableau 2.13 Résumés des valeurs de chargements engendrés par les conditions de vol C129 et C135

Condition de tests	Corde (mm)	Centre de gravité (mm)	Centre de portance (mm)	Force de portance (N)	Couple de torsion (Nm)
C129	500	197,3	350,1	3950,3	92,1
C135			220,6	1928,6	294,7

## 2.6 Conception des stratifiés

La conception des stratifiés consiste à déterminer un agencement de type de tissu (unidirectionnel ou sergé 2x2) et d'orientation de plis en fonction des chargements aérodynamiques calculés à la section 2.5. La conception des stratifiées est effectuée en deux étapes.

1. Une première analyse de l'influence du nombre de plis permet de cibler une région optimale en fonction des chargements et d'ainsi diminuer les calculs numériques beaucoup plus longs. Un code Matlab est ainsi développé pour l'analyse des stratifiés à l'aide de la Théorie classique des stratifiées avec couplage (TCSC) qui découle de la Théorie classique des plaques (TCP). Plusieurs stratifiés sont ainsi évalués selon un critère développé spécialement pour les composites soumis à deux chargements principaux (Flexion et torsion pour le cas présent). Le développement de ce critère nommé Indice d'Optimisation Structurelle des Stratifiés (IOSS) est décrit à la section 2.6.1. Les stratifiés sont aussi évalués selon le critère de rupture de Tsai-Wu [15].
2. La deuxième étape de conception des stratifiés est effectuée à l'aide d'un modèle d'analyse par éléments finis développé à partir d'un code APDL et du logiciel Ansys Classic. Cette étape a comme objectifs de cibler les nombres de plis finaux pour la surface de l'extrados et de l'intrados. En second lieu, l'optimisation de l'orientation des fibres est réalisée afin de maximiser la rigidité en flexion et en torsion de la structure. Les analyses de résistance selon le critère de Tsai-Wu sont aussi exécutées afin d'éviter la rupture catastrophique lors des essais expérimentaux.

### **2.6.1 Analyse préliminaire**

La section suivante présente l'analyse préliminaire à l'aide de la TCP et du logiciel de programmation Matlab. En premier lieu, pour diminuer le nombre de possibilités d'agencement de plis, certaines règles de conception sont imposées pour le choix des stratifiés étudiés :

1. Les zones étudiées sont les surfaces extrados et intrados seulement. Les stratifiés des longerons et des nervures sont fixés dès le départ et peuvent être sujets à des modifications lors de l'analyse par EF finale.

2. Les stratifiés étudiés sont tous symétriques et balancés selon l'axe de l'envergure se qui permet aussi de diminuer les phénomènes de couplages, les stratifiés non balancés et non symétriques ont tendance à se tordre une fois démoulés.
3. Pour des raisons économiques, les plis de tissus sergés 2x2 sont réservés aux surfaces extérieures, et ce jusqu'à un maximum de 2 plis d'épaisseur.
4. Les plis de tissus unidirectionnels sont tous positionnés au centre des stratifiés.
5. Les variations du nombre de plis sont considérées tout en respectant la règle 2.
6. Le nombre de plis varie entre 3 et 14.

Les règles précédemment décrites mènent à un système de familles de stratifiés présentés au Tableau 2.14. Seulement, les familles pour les groupes de 3 à 7 plis et 10 plis y sont présentées, la totalité des familles sont présentées à l'ANNEXE IV. Une famille de stratifié est composée d'un stratifié dont l'empilage de tissus et l'orientation des fibres sont fixes ou d'un stratifié dont certains plis présentent une orientation variable. La deuxième option entraîne la création de plusieurs stratifiés dont les empilages de tissus sont identiques, mais dont l'orientation peut varier. Les familles qui présentent des plis à orientations variables ont un minimum de 4 plis. Ainsi, un groupe de plis variable se rajoute à tous les quatre plis afin de respecter la règle 2 de conception des stratifiés. L'incrément fixé pour la variation des angles des fibres est de  $5^\circ$ . Les lettres « U » et « S » indiquent des tissus Unidirectionnel ou Sergé 2x2. Finalement, les valeurs de  $\theta$  présentant le même indice sont variées simultanément afin de conserver le caractère symétrique et balancé des stratifiés. En tout, les groupes de 3 à 14 plis ont été étudiés pour un total de 59 385 stratifiés répartis dans 75 familles différentes. Il est possible de créer d'autres familles sans augmenter le nombre de plis maximum. Par exemple, les stratifiés aux plis externes à  $90^\circ$  par rapport au chargement en tension ne sont pas analysés. Ceci étant dû à leur rigidité et résistance mécanique très faible.

Tableau 2.14 Familles de stratifiés à l'étude pour la conception primaire

Nb. plis	Type de laminés de bases											
	1		2		3		4					
3	0°	S	45°	S	0°	S	45°	S				
	0°	U	0°	U	45°	S	0°	S				
	0°	S	45°	S	0°	S	45°	S				
4	5		6									
	45°	S	0° + $\theta_1$	S								
	0°	U	0° - $\theta_1$	S								
	0°	U	0° - $\theta_1$	S								
5	7		8		9		10					
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S				
	45°	S	0°	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S				
	0°	U	90°	U	0	U	90°	U				
	45°	S	0°	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S				
0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S					
6	11		12		13		14					
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S				
	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S				
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U				
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U				
0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S					
0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S					
7	15		16		17		18		19		20	
	0	S	0	S	45	S	45	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	0	U	90	U	90	U	0	U
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0	U	90	U
0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S	
0	S	0	S	45	S	45	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S	
10	38		39		40		41		42		43	
	0	S	45	S	0	S	0	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	45	S	45	S	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_2$	U	0° + $\theta_2$	U
	0° + $\theta_2$	U	0° + $\theta_2$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_2$	U	0° - $\theta_2$	U
	0° - $\theta_2$	U	0° - $\theta_2$	U	0	U	90	U	0	U	90	U
	0° - $\theta_2$	U	0° - $\theta_2$	U	0	U	90	U	0	U	90	U
	0° + $\theta_2$	U	0° + $\theta_2$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_2$	U	0° - $\theta_2$	U
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_2$	U	0° + $\theta_2$	U
0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	45	S	45	S	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S	
0	S	45	S	0	S	0	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S	

### Théorie classique des stratifiés avec couplage [15] [16]

Les équations utilisées pour l'analyse du nombre de plis sont présentées. Ces dernières constituent un résumé de la TCSC présenté par Daniel et Ishai[15] et Gibson [16]. La Figure 2.19 illustre le système de numérotation des plis employés.

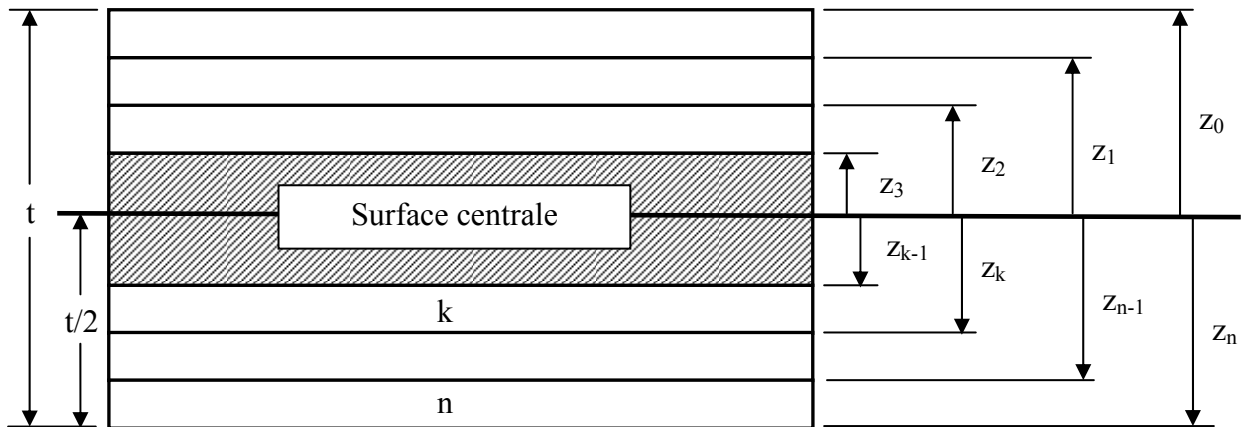


Figure 2.19 Système de numérotation des plis

Afin de procéder aux calculs des facteurs de sécurité (FS), les contraintes selon les directions naturelles du composite doivent être calculées dans chacun des plis. Pour y arriver, le calcul des déformations aux niveaux supérieurs et inférieurs de chacun de ces derniers est réalisé à l'aide des équations (2.14) à (2.17). La matrice de rigidité du stratifié nommé ABD est préalablement construite selon le groupe d'équations (2.18) à (2.21). Le vecteur de chargement (2.17) découle des résultats des calculs aérodynamiques obtenus à la section 2.5. Finalement, les contraintes sont calculées à partir des équations (2.22) et (2.23).

Calcul du vecteur de déformation du plan neutre (2.14)

$$\begin{bmatrix} \varepsilon^0 \\ k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}$$

(2.15)

Éléments constituant le vecteur de déformation de la surface centrale

$$\varepsilon^0 = \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{bmatrix} \quad k = \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

Éléments constituant la matrice de rigidité du stratifié [ABD]. (2.16)

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix}$$

Éléments constituant le vecteur de chargements selon les axes de références. (2.17)

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} = [N_x, N_y, N_{xy}, M_x, M_y, M_{xy}]'$$

Équations pour la construction de la matrice ABD. (2.18)

$$A_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij})_k dz = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij})_k z dz = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$C_{ij} = \int_{-t/2}^{t/2} (\bar{Q}_{ij})_k z^2 dz = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

Équation pour le calcul de la matrice de rigidité selon les axes de références. (2.19)

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1}[Q][T]$$

Matrice de rigidité selon les axes naturels d'un pli. (2.20)

$$[Q] = [S]^{-1} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix}^{-1}$$

Matrice de transformation. (2.21)

$$[T] = \begin{bmatrix} c^2 & s^2 & 2cs \\ s^2 & c^2 & -2cs \\ -cs & cs & c^2 - s^2 \end{bmatrix}$$

- c : cos( $\theta$ ),
- s : sin( $\theta$ ),
- $\theta$  : Orientation des fibres du pli.

Calcul des contraintes selon les axes de références. (2.22)

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_{\text{plis } n \text{ sup.}} = [\varepsilon^0] + [k] \cdot z_{n-1} \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_{\text{plis } n \text{ inf.}} = [\varepsilon^0] + [k] \cdot z_n$$

Calcul des contraintes selon les axes naturels. (2.23)

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [T(\theta)] \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}$$

### Indice d'optimisation structural du stratifié (IOSS)

Afin de permettre l'optimisation des stratifiés pour une condition de chargements particulière, un indice de performance doit être développé. Ce dernier doit rendre possible la comparaison entre différentes configurations de plis et par la suite permettre la sélection du stratifié ou du nombre de plis le plus avantageux. Dans la situation présente, deux chargements principaux agissent sur la structure soit : le moment de flexion et le couple de torsion qui ont été précédemment calculés. Le premier engendre des sollicitations en tension

pour l'intrados et en compression pour l'extrados. Le couple de torsion produit un flux de cisaillement spécifique à chacune des parois de la structure.

La présence des deux chargements permet de définir le besoin d'optimiser la rigidité et la résistance en tension et en torsion des stratifiés. De façon générale, les plis à 0° présentent les meilleures propriétés pour la tension. La présence de torsion amène habituellement l'utilisation de plis à 45°. Il est cependant possible de déterminer un juste-milieu fonction de l'ampleur de chacun des chargements. Donc, le point de départ pour le développement de l'IOSS consiste à déterminer l'importance relative de chacun des chargements. L'incompatibilité des unités (N et N/mm) ne permet pas la comparaison directe des valeurs de force en tension ou compression et de flux de cisaillement engendrés pour chacun des stratifiés. Un point de comparaison est alors défini en utilisant le facteur de sécurité selon Tsai-Wu ( $FS_{TW}$ ) engendré par chacun des chargements de façon indépendante. Il est alors possible d'obtenir les 2 FS suivants pour chacun des stratifiés à l'étude (2.24)(2.36).

$FS_{TW}$  pour le chargement en flexion seulement.

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}_{Flexion} \rightarrow \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_{pli\ n\ sup\ ou\ inf} \rightarrow FS_{Flexion}^{Tsai-Wu\ pli\ n\ sup\ ou\ inf} \rightarrow FS_{Flexion}^{Tsai-Wu\ minimum} \quad (2.24)$$

$FS_{TW}$  pour le chargement en torsion seulement. (2.25)

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}_{Torsion} \rightarrow \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix}_{pli\ n\ sup\ ou\ inf} \rightarrow FS_{Torsion}^{Tsai-Wu\ pli\ n\ sup\ ou\ inf} \rightarrow FS_{Torsion}^{Tsai-Wu\ minimum}$$

Définition des vecteurs de chargement. (2.26)

$$N_x = \text{Chargement en flexion}$$

$$N_{xy} = \text{Chargement en torsion}$$

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}_{Flexion} = [N_x, 0, 0, 0, 0, 0]'$$

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}_{Torsion} = [0, 0, N_{xy}, 0, 0, 0]'$$



Critère de rupture de TW. (2.27)

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1$$

Définition des sous éléments du critère de TW. (2.28)

$$F_1 = \frac{1}{S_1^+} - \frac{1}{S_1^-}$$

$$F_2 = \frac{1}{S_2^+} - \frac{1}{S_2^-} \quad (2.29)$$

$$F_{11} = \frac{1}{S_1^+ S_1^-} \quad (2.30)$$

$$F_{22} = \frac{1}{S_2^+ S_2^-} \quad (2.31)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S_{12}^2} \quad (2.32)$$

$$F_{45T} = \frac{1}{S_{45}} \quad (2.33)$$

$$F_{12} = \frac{2}{F_{45T}^2} \left( 1 - \frac{F_{45T}}{2} \left( \frac{1}{S_1^+} - \frac{1}{S_1^-} + \frac{1}{S_2^+} - \frac{1}{S_2^-} \right) - \frac{F_{45T}^2}{4} \left( \frac{1}{S_1^+ S_1^-} + \frac{1}{S_2^+ S_2^-} + \frac{1}{S_{12}^2} \right) \right) \quad (2.34)$$

Calcul du  $FS_{TW}$ .

$$a = F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 \quad (2.35)$$

$$b = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2$$

$$FS^{Tsai-Wu} = \min \left[ \frac{-b \pm \sqrt{4a + b^2}}{2a} \right] \quad (2.36)$$

Il est ensuite possible de créer deux facteurs décrivant l'importance relative de chacun des chargements à l'aide des équations (2.37) et (2.38). Par exemple, un couple de torsion nul engendre un  $R_{Torsion}^{FS} = 0$  et un  $R_{Flexion}^{FS} = 1$ .

$$R_{Flexion}^{FS} = \frac{FS_{Flexion}^{Tsai-Wu} \text{ minimum}}{FS_{Flexion}^{Tsai-Wu} \text{ minimum} + FS_{Torsion}^{Tsai-Wu} \text{ minimum}} \quad (2.37)$$

$$R_{Torsion}^{FS} = 1 - R_{Flexion}^{FS} \quad (2.38)$$

La création de ces deux facteurs constitue la première étape du développement de l'IOSS. Ils représentent l'ampleur du besoin d'optimiser la rigidité en tension ou en torsion. Un  $R_{Flexion}^{FS} = 1$  entraîne une optimisation strictement orientée vers la rigidité en tension et à l'inverse, un  $R_{Torsion}^{FS} = 1$  entraîne une optimisation de la rigidité en torsion seulement. Pour ce faire, la rigidité en tension ( $E_x$ ) et en torsion ( $G_{xy}$ ) de chacun des stratifiés est obtenue à partir de l'inverse de la matrice ABD comme il est présenté par les équations (2.39) à (2.41) [15].

Inversion de la matrice ABD.

$$\begin{bmatrix} a & b \\ b & c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.39)$$

Calcul de la rigidité en tension selon la direction « x ».

$$E_x = \frac{1}{a_{11}t} \quad (2.40)$$

Calcul de la rigidité en cisaillement dans le plan « xy ».

$$G_{xy} = \frac{1}{a_{66}t} \quad (2.41)$$

Il est ensuite nécessaire de pouvoir comparer les valeurs de rigidités à des cibles. Ces cibles sont déterminées à partir des modules de tension et de cisaillement maximums pouvant être atteints par les stratifiés présentés au Tableau 2.14. Ces valeurs sont identifiées comme  $E_x^{Max}$  et  $G_{xy}^{Max}$ . Elles sont obtenues à l'aide des équations (2.40) et (2.41) pour les stratifiés à 14 plis suivants.

$$[0^S, (0^U)_6]_S \rightarrow E_x^{Max} \quad (2.42)$$

$$[45^S, (\pm 45^U)_3]_S \rightarrow G_{xy}^{Max} \quad (2.43)$$

La comparaison des rigidités  $E_x$  et  $G_{xy}$  de chacun des stratifiés aux cibles  $E_x^{Max}$  et  $G_{xy}^{Max}$  permet de définir deux autres facteurs, cette fois-ci décrivant la rigidité relative. Ces facteurs sont présentés par les équations (2.44) et (2.45).

$$R_{Ex}^{Prop} = \frac{E_x}{E_x^{Max}} \quad (2.44)$$

$$R_{Gxy}^{Prop} = \frac{G_{xy}}{G_{xy}^{Max}} \quad (2.45)$$

L'IOSS est ensuite construit par l'addition des produits entre les facteurs décrivant le besoin d'optimisation et les facteurs décrivant le niveau d'optimisation pour chacun des chargements. La somme est ensuite divisée par l'épaisseur afin de favoriser les stratifiés minces.

$$IOSS = \frac{R_{Flexion}^{FS} R_{Ex}^{Prop} + R_{Torsion}^{FS} R_{Gxy}^{Prop}}{t} \quad (2.46)$$

Cet indice d'optimisation permet de comparer les stratifiés entre eux et de favoriser ceux qui présentent la valeur la plus élevée. Il est à noter que ce critère est adapté aux structures d'ailes, mais peut sans problème être modifié pour n'importe quel type et nombre de sollicitations différentes. Par contre, l'IOSS ne prend pas en compte la résistance du stratifié face aux chargements combinés. Donc, afin de procéder à la sélection finale du nombre de plis à investiguer lors des analyses numériques les facteurs de sécurité selon Tsai-Wu pour les chargements combinés sont aussi calculés. L'équation (2.47) présente le vecteur de chargement utilisé. Ainsi, chacun des stratifiés se voit attribuer un IOSS et un  $FS_{TW}$ . Ces deux valeurs sont ensuite assignées à l'abscisse et l'ordonnée d'un graphique présentant les résultats des 59 358 stratifiés analysés.

Vecteur de chargement utilisé pour le calcul des  $FS_{TW}$ .

$$\begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix}_{Chargements\ combinés} = [N_X, 0, N_{xy}, 0, 0, 0]' \quad (2.47)$$

### Description des étapes de calculs des chargements en tensions et en cisaillements.

Les moments fléchissant et les couples de torsion calculés à la section 2.5 sont maintenant utilisés pour le calcul des chargements en tension et en cisaillement sur l'intrados et l'extrados de la structure. L'objectif est de déterminer la valeur de  $N_x$  utile aux calculs de la TCSC à l'aide de l'équation (2.48) [15]. Pour y arriver, l'équation (2.49) [17] est utilisée pour calculer les contraintes  $\sigma_z$  en tension pour l'intrados et en compression pour l'extrados. L'équation (2.50) permet de calculer l'inertie de section en fonction de l'épaisseur des parois. Elle constitue une approximation linéaire des valeurs d'inertie obtenue à l'aide du logiciel Catia-V5 pour différentes épaisseurs de parois. Le moment  $M_y$  est celui obtenu par l'analyse des chargements aérodynamiques et la Figure 2.20 illustre le profil et les dimensions C utilisées.

Force par unité de longueur nécessaire aux calculs de la TCSC.

$$N_x = \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz \approx \sigma_{x\text{-moyen}} \cdot t \quad (2.48)$$

$\sigma_x$  : Contrainte selon l'envergure causée par la flexion.

t : Épaisseur de la paroi

Équation du calcul de la contrainte axiale pour une poutre en flexion (2.49)

$$\sigma_{x\text{-moyenne}} = \frac{M_y C}{I_{yy}}$$

$M_y$  : Moment de flexion engendré par la force de portance.

C : Distance verticale entre le centre de gravité et le point où la contrainte est calculée.

$I_{yy}$  : Moment d'inertie

Approximation linéaire du moment d'inertie de la section en fonction de (2.50)

l'épaisseur des parois.

$$I_{yy} = 10495573.91t + 1860851.9 \quad [mm^4]$$

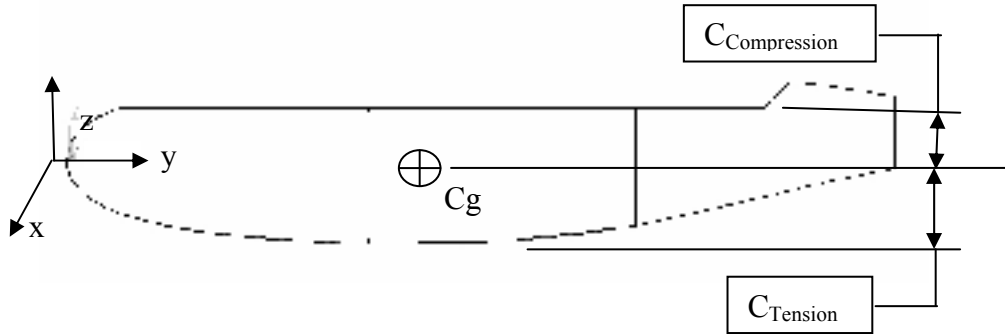


Figure 2.20 Profil de section et dimension utilisée pour les calculs des chargements en tension

Les chargements en cisaillements pour chacune des parois sont obtenus à l'aide des flux de cisaillements (2.51) [2]. Ceux-ci sont schématisés à la Figure 2.21 et calculés à l'aide des équations (2.52) et (2.53) [18].

$$N_{xy} = \tau_{xy} * t = q \tag{2.51}$$

$\tau_{xy}$  : Contrainte de cisaillement causée par le couple de torsion.

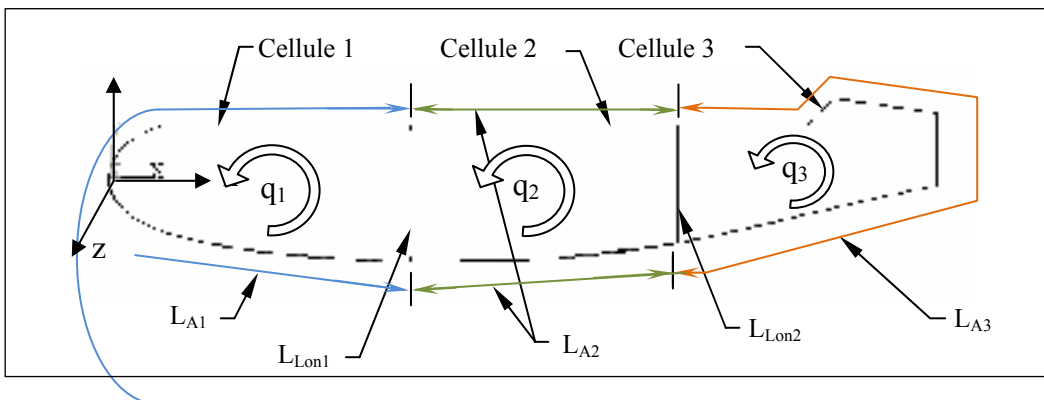


Figure 2.21 Profil de section et les flux de cisaillements causés par le couple de torsion

Équation de Bredt

(2.52)

$$\theta_i = \frac{1}{2A_i G} \oint_i \frac{q ds}{t}$$

(2.53)

Équation du couple en fonction des flux de cisaillements

$$T = \sum_{i=1}^n 2\bar{A}_i q_i$$

- T : Couple de torsion [Nmm],
- A : Aire de la cellule délimitée par le centre des parois [mm<sup>2</sup>],
- q : Flux de cisaillement dans la paroi [N/mm],
- G : Module de cisaillement [MPa],
- t : Épaisseur de la paroi [mm],
- $\theta$  : Angle de torsion [rad].

La formule de Bredt permet d'obtenir une équation pour chacune des cellules. Une mise sous forme matricielle permet ensuite de faciliter la programmation du calcul des flux de cisaillements. Les équations (2.54) à (2.59) sont utilisées pour y arriver.

Équations de la rotation pour chacune des cellules. (2.54)

$$\theta_1 = \frac{1}{2G\bar{A}_1} \left( \frac{q_1 L_{A1}}{t_1} + \frac{q_1 L_{Lon1}}{t_{Lon1}} - \frac{q_2 L_{Lon1}}{t_{Lon1}} \right)$$

$$\theta_2 = \frac{1}{2G\bar{A}_2} \left( \frac{q_2 L_{A2}}{t_2} + \frac{q_2 L_{Lon1}}{t_{Lon1}} + \frac{q_2 L_{Lon2}}{t_{Lon2}} - \frac{q_1 L_{Lon1}}{t_{Lon1}} - \frac{q_3 L_{Lon3}}{t_{Lon3}} \right)$$

$$\theta_3 = \frac{1}{2G\bar{A}_3} \left( \frac{q_3 L_{A3}}{t_3} + \frac{q_3 L_{Lon2}}{t_{Lon2}} - \frac{q_2 L_{Lon2}}{t_{Lon2}} \right)$$

Équation de compatibilité géométrique (2.55)

$$\theta = \theta_1 = \theta_2 = \theta_3$$

Uniformisation des épaisseurs (2.56)

$$t = t_1 = t_2 = t_{Lon1} = t_{Lon2} = t_{Lon3}$$

(2.57)

Système d'équations pour le calcul des flux de cisaillements et de l'angle de torsion

$$\begin{aligned}\theta 2G\bar{A}_1 t &= q_1(L_{A1} + L_{Lon1}) - q_2 L_{Lon1} \\ \theta 2G\bar{A}_2 t &= -q_1 L_{Lon1} + q_2(L_{A2} + L_{Lon1} + L_{Lon2}) - q_3 L_{Lon2} \\ \theta 2G\bar{A}_3 t &= q_3(L_{A3} + L_{Lon2}) - q_2 L_{Lon2} \\ T &= 2q_1\bar{A}_1 + 2q_2\bar{A}_2 + 2q_3\bar{A}_3\end{aligned}$$

Calcul des aires des cellules déterminées par le centre des parois les délimitant.

(2.58)

$$\begin{aligned}A_1 &= -145.3t + 7552.8 \quad [mm^2] \\ A_2 &= -125.25 * t + 7807.2 \quad [mm^2] \\ A_3 &= -135.39 * t + 5507.1 \quad [mm^2]\end{aligned}$$

Calcul des longueurs des parois de la section (Voir Figure 2.21).

(2.59)

$$\begin{aligned}L_{A1} &= -2.631 * t + 362.83 \quad [mm] \\ L_{A2} &= -4.012 * t + 500.49 \quad [mm] \\ L_{A3} &= -4.910 * t + 442.33 \quad [mm] \\ L_{Lon_1} &= -1.001 * t + 64.612 \quad [mm] \\ L_{Lon_2} &= -1.008 * t + 56.168 \quad [mm]\end{aligned}$$



### Évaluation des performances à l'aide de l'outil d'analyse des stratifiés.

L'évaluation des performances est réalisée à l'aide du logiciel Matlab. Les équations (2.14) à (2.59) sont programmées afin de permettre le calcul de l'IOSS et du  $FS_{TW}$  pour chacun des stratifiés pouvant être créés par l'ensemble des 75 familles. Le Tableau 2.15 présente les différents cas de chargements utilisés.

Tableau 2.15 Description des chargements appliqués pour l'analyse du nombre de plis optimaux

Conditions de chargements	Description	Force de portance (N)	Couple de torsion (Nm)
Cas 1	Moment de flexion maximum (C135)	3950,3	92,1
Cas 2	Couple de torsion maximum (C129)	1928,6	294,7
Cas 3	Moment de flexion maximum seulement	3950,3	0,0
Cas 4	Couple de torsion maximum seulement	0,0	294,7

Les cas 3 et 4 sont utiles aux calculs de l'IOSS. Les cas 1 et 2 permettent d'obtenir les  $FS_{TW}$  pour les cas de chargements réels. La Figure 2.22 présente l'algorithme utilisé. Par la suite, un exemple d'analyse des résultats pour l'intrados est présenté à la Figure 2.23. Le graphique présente l'ensemble des combinaisons IOSS et  $FS_{TW}$  pour le cas 1. Un nuage de points permet de visualiser le comportement de chacun des nombres de plis face aux chargements. Le profil inférieur de chacun des groupes de points est ensuite sélectionné comme outil de comparaison entre les groupes de nombre de plis. Les valeurs de  $FS_{TW}$  cibles pour une conception aéronautique sont situés entre 1.2 et 1.8 [3].

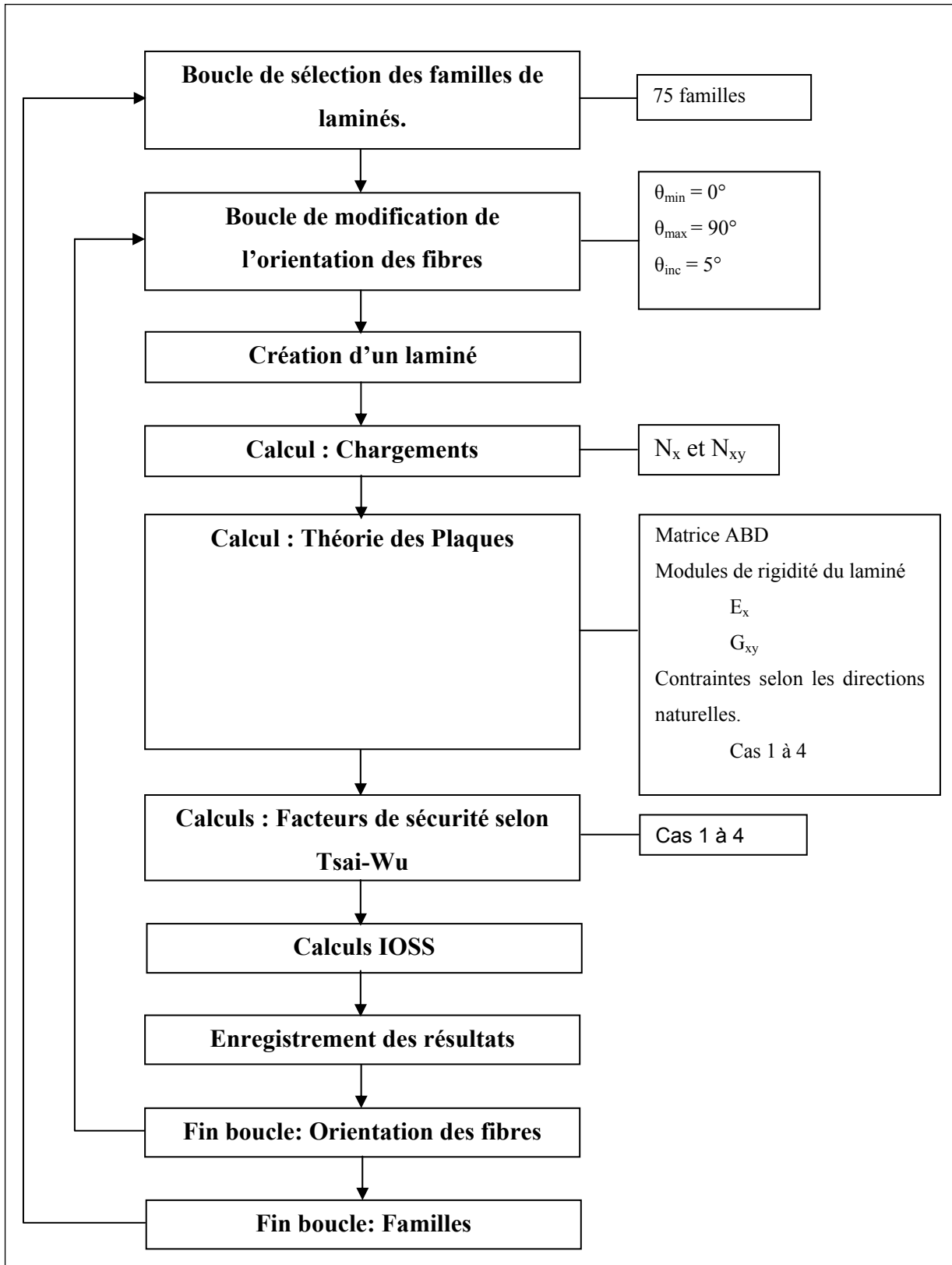
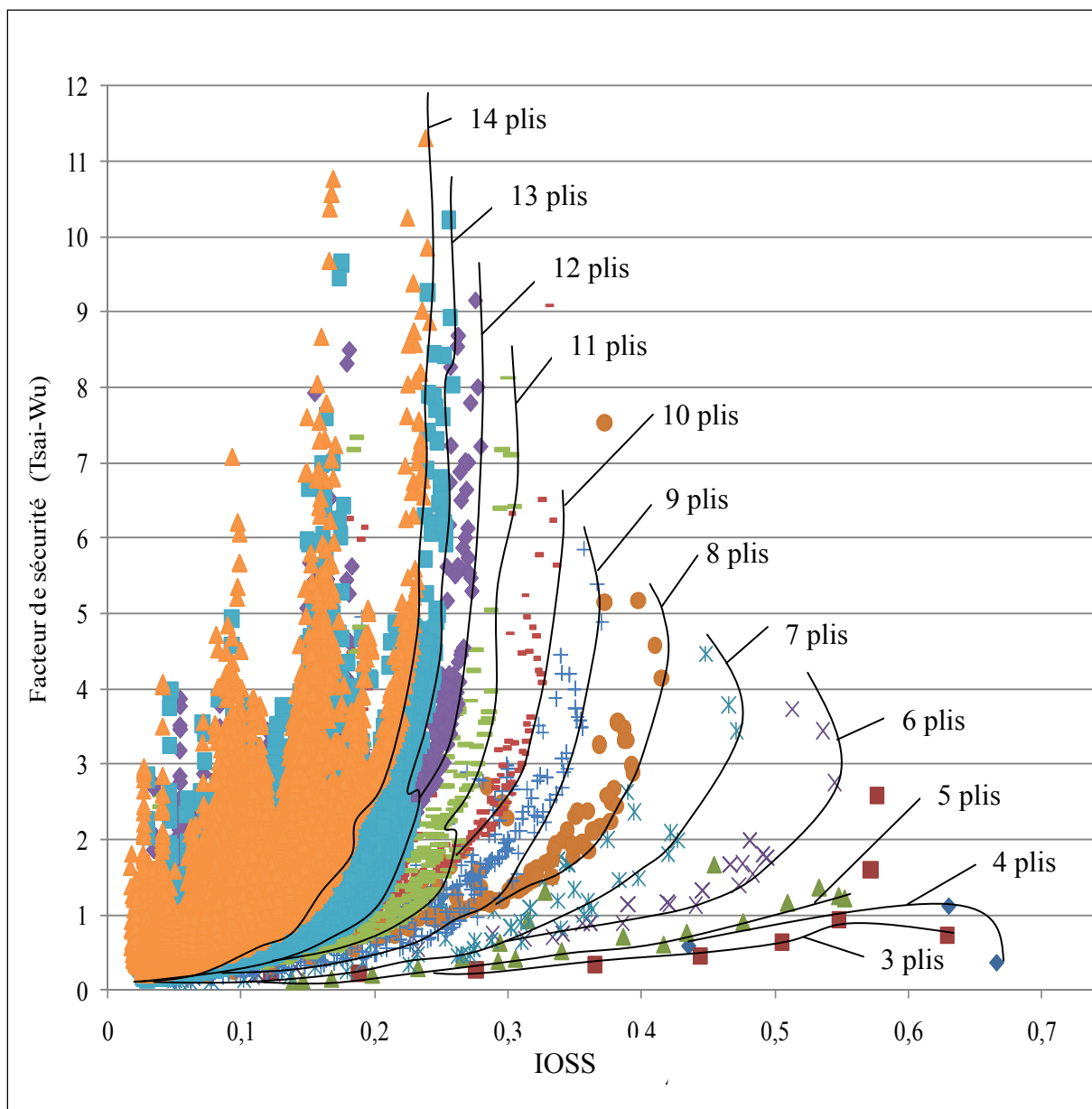


Figure 2.22 Algorithme simplifié du programme d'analyse des laminés.

La Figure 2.23 présente les résultats obtenus à l'aide de l'outil d'analyse. Les profils inférieurs de chacun des groupes de stratifiés ayant le même nombre de plis sont mis en évidence.



La Figure 2.23 est présentée afin de faciliter la compréhension des graphiques qui suivent. Une première analyse est effectuée avant de procéder à la sélection de la famille de stratifié optimale. Elle consiste à déterminer quelle condition de chargements réels est la plus exigeante structurellement. C'est ensuite à l'aide de cette condition que l'analyse finale est réalisée. Pour y arriver, l'outil d'analyse est utilisé pour tracer le profil inférieur des groupes de stratifiés à 6 et 7 plis pour les deux cas de chargements. La Figure 2.24 permet de conclure que le chargement le plus sévère est celui où le moment de flexion est maximum (Cas 1) de par les valeurs de  $FS_{TW}$  inférieures.

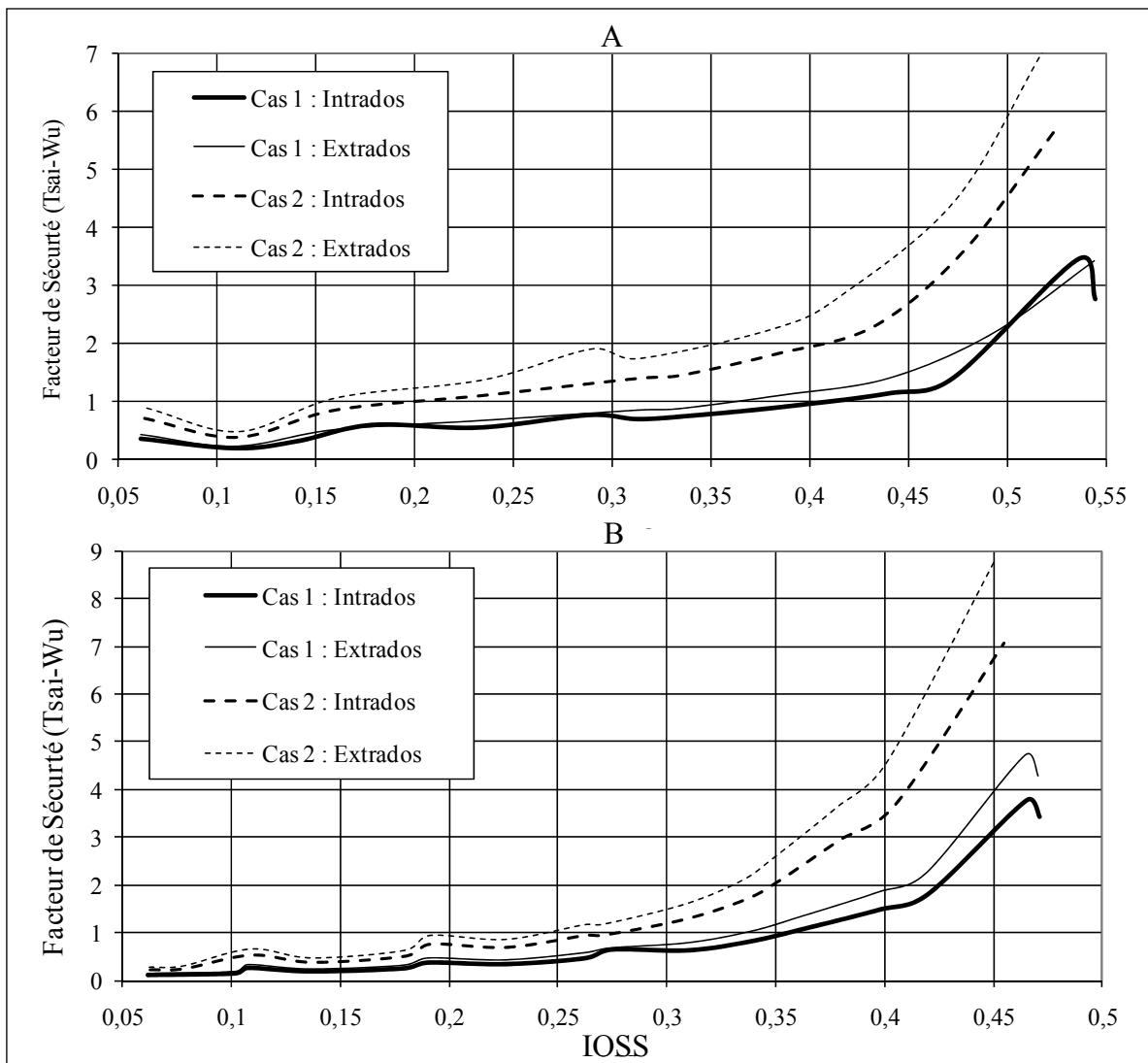


Figure 2.24 Profils inférieurs des nuages de points pour les cas 1 et 2 de chargement et pour l'intrados et l'extrados. A) Groupe de stratifié à 6 plis. B) Groupe de stratifié à 7 plis

Les résultats finaux de l'analyse du nombre de plis en fonctions des chargements du cas 1 sont présentés pour l'extrados et l'intrados à la Figure 2.25. Les résultats suggèrent la sélection du nombre de plis pour les analyses numériques à 6. Ce choix offre plusieurs possibilités avec un facteur de sécurité supérieure à 1.2 pour l'extrados et l'intrados.

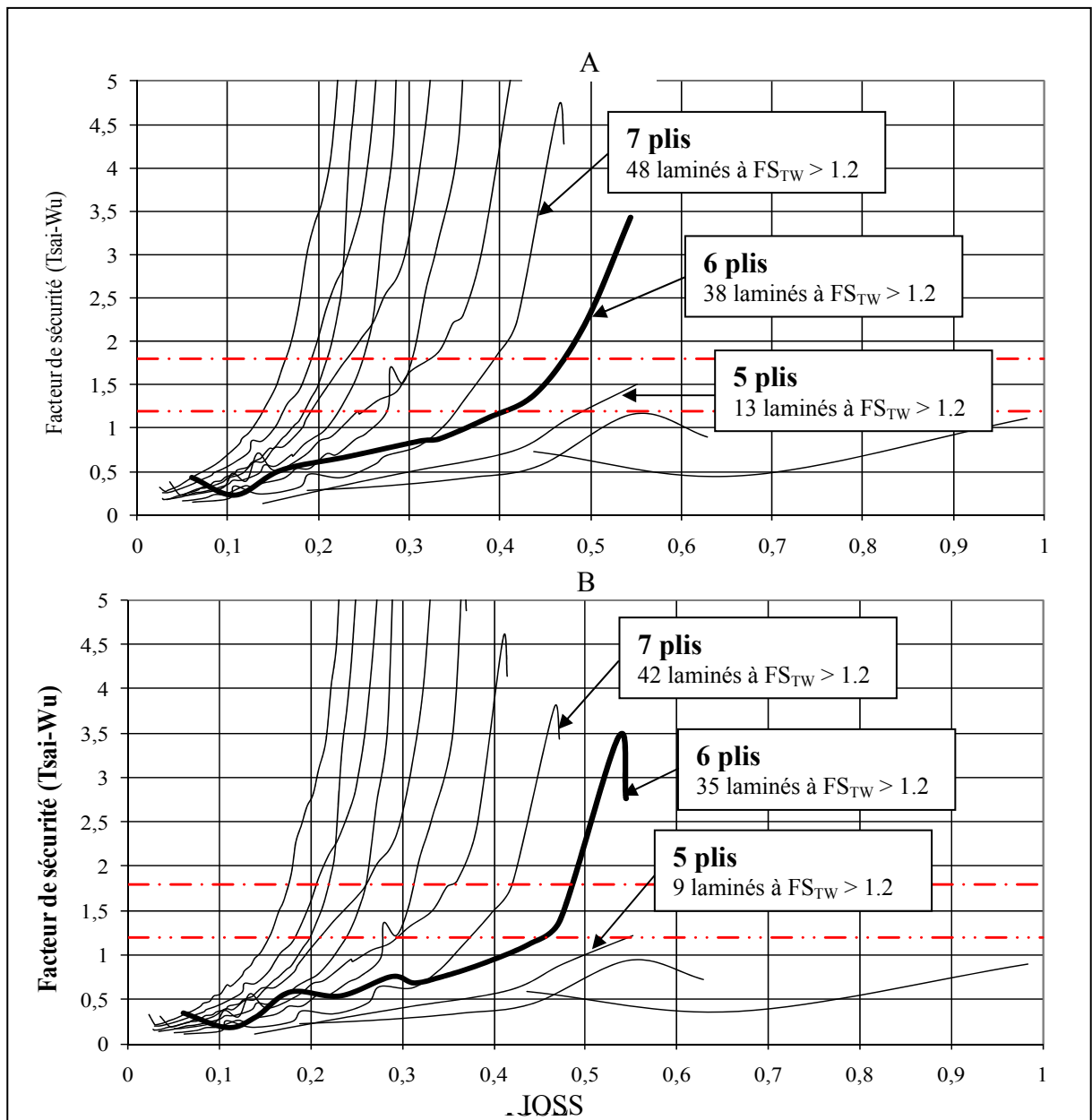


Figure 2.25 Profils inférieurs des nuages de points pour le cas 1. A) Extrados. B) Intrados

### 2.6.2 Sélection finale des stratifiés par analyse EF.

Le groupe de stratifié à 6 plis contient 4 familles de stratifiés présentés au Tableau 2.16. Celles-ci proviennent de l'analyse du nombre de plis. L'analyse par éléments finis est réalisée à l'aide d'un code APDL et du logiciel Ansys Classique. L'objectif de cette étape est d'obtenir les valeurs de flèches et de torsion en bout d'aile pour les différents stratifiés à 6 plis et de sélectionner l'agencement de plis et d'orientations fournissant les déplacements minimum.

Tableau 2.16 Familles de stratifiés comprises dans le groupe de stratifiés à 6 plis

Types de laminée à 6 plis analysés								
# de plis	1		2		3		4	
1	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
2	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
3	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U
4	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U
5	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
6	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S

Les quatre familles de stratifiés comprises dans le groupe de 6 plis permettent la variation d'un seul paramètre « angle des fibres » nommé  $\theta_1$ . Le programme APDL est construit de façon à permettre la variation sous une première boucle des types de familles. Une seconde boucle gère la variation de l'orientation des plis. Les valeurs des déplacements sont calculées selon les équations (2.7). Le Tableau 2.17 présente les paramètres variables du modèle EF.

Tableau 2.17 Description des paramètres variables du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés

Variables					
Paramètres		Valeur min.	Valeur max.	Incrément	Unité
Angle des fibres	$\theta$	0	90	15	n
Type de laminés		1	4	1	-

Tableau 2.18 Description du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés

<b>Modèles EF : Analyse du modèle de sélection final du laminé</b>			
Type d'analyse		Linéaire	
Type d'éléments		Shell 99	
Position des nœuds selon l'épaisseur		Surface extérieure de l'aile	
Type de chargements		Forces imposées aux noeuds	
Description du modèle		Intrados	
		Extrados	
		2 longerons sans rayons	
Quantités d'éléments	Extrados	7062	
	Intrados	6732	
	Longeron 1	1584	
	Longeron 2	1518	
Direction principale du composite par rapport à l'aile	Intrados / Extrados / Longerons	X <sub>composite</sub>	Envergure
		Y <sub>composite</sub>	Tangent au profil
		Z <sub>composite</sub>	Épaisseur
Épaisseur des plis	Composite T300 Unidirectionel / 8604	0,314	mm
	Composite T300 Sergé / 8604	0,215	mm
Laminés	Extrados	Variable	
	Intrados		
	Longerons 1 et 2	[0 <sup>S</sup> ,45 <sup>S</sup> ,0 <sup>U</sup> ] <sub>s</sub>	

La géométrie du modèle est identique à celle utilisée pour l'analyse de la position des longerons. Elle ne contient pas de nervures étant donnés leur faible impact sur la flexion et le temps de calcul qu'elles engendrent. La Figure 2.15 présente la géométrie du modèle et le Tableau 2.19 les longueurs utilisées pour le maillage.

Tableau 2.19 Description du maillage du modèle EF pour la sélection finale des stratifiés

<b>Définition du maillage</b>		
<b>Dimensions des éléments (mm)</b>	Envergure	50
	Intrados / Extrados	8
	Bord d'attaque	3
	Bord de fuite	5
	Longerons	5

Les résultats obtenus pour la torsion et la flèche moyenne en bout d'aile pour chacun des stratifiés à 6 plis analysé sont présentés à la Figure 2.26. Les stratifiés appartenant aux mêmes familles (Familles 1 à 4, Voir Tableau 2.16) sont identifiés par le même type de marqueur. Les stratifiés retenus pour la comparaison finale y sont aussi identifiés.

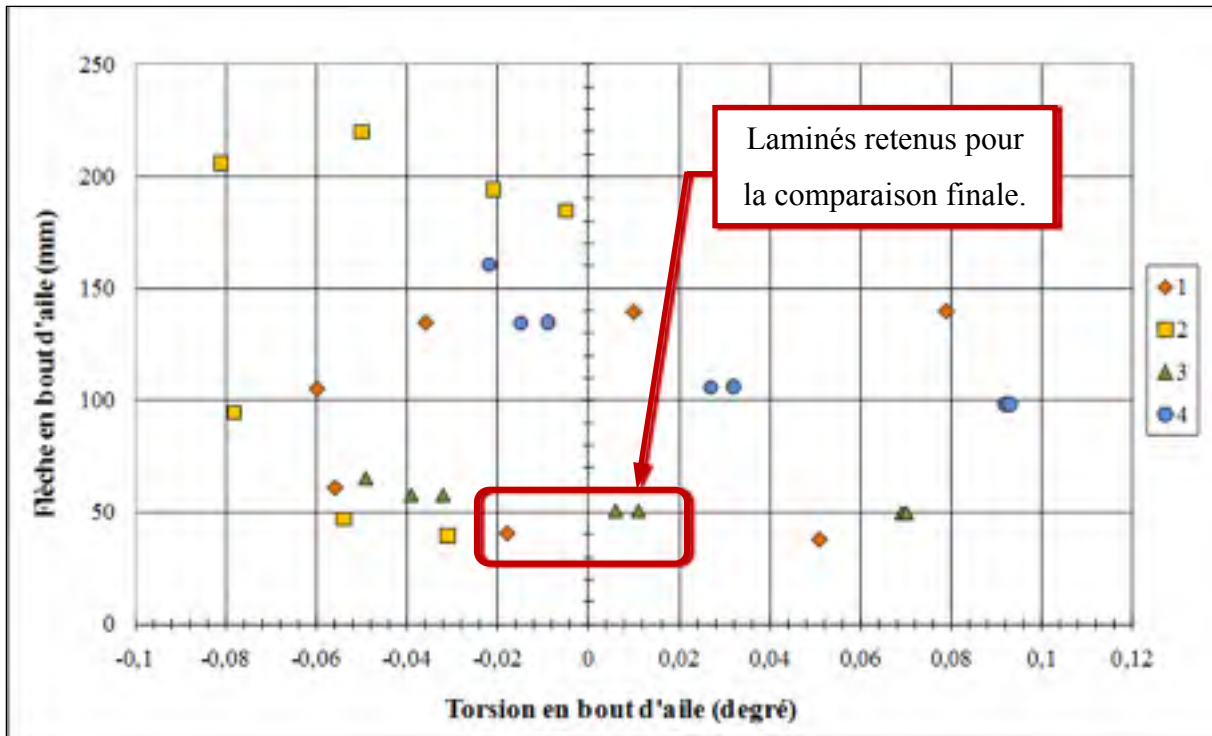


Figure 2.26 Représentation graphique des valeurs de flèches moyennes et de torsion en bout d'ailes calculées par EF

Le Tableau 2.20 présente les stratifiés sélectionnés et les résultats des flèches, des rotations et des  $FS_{TW}$  calculés par EF. Le choix final est fait en fonction de raisons pratiques et de la flèche minimum. Le tissu sergé 2x2 est plus coûteux et n'est plus disponible en assez grande quantité pour la mise en forme d'un intrados et un extrados à 4 plis de tissus sergé chacun. La sélection finale est donc le stratifié A qui présente la flèche minimum et seulement 2 plis de tissus sergé par composante.



Tableau 2.20 Présentation des résultats pour les stratifiés retenus

Identification	Type	Laminé	Flèche	Torsion	FS Tsai-Wu Inverse			
			mm	deg	Intrados	Extrados	Longeron 1	Longeron 2
A	1	$[0^S, 15^U, -15^U]_S$	40,46	-0,018	7,39	4,63	6,85	6,62
B	3	$[15^S, -15^S, 0^U]_S$	50,82	0,006	6,58	5,66	5,72	5,83
C		$[75^S, -75^S, 0^U]_S$	50,82	0,011	6,63	5,64	5,71	5,84

Le résultat final est représentatif des chargements aérodynamiques dominés par le moment de flexion. Les fibres à 15° présentent le meilleur compromis pour une combinaison de moment de flexion élevé et de moment de torsions faibles. Un composite sollicité seulement en flexion aurait présenté une quasi-totalité de ces plis à 0° en comparaison à un arbre de puissance où la présence du couple de torsion pousse à positionner les fibres à 45° où la rigidité et la résistance en torsion sont maximums. Il est aussi recommandé de positionner des fibres à 90° pour assurer la cohésion du stratifié, ce qui est assuré par les plis de tissus bidirectionnels aux surfaces extérieures.

Le stratifié obtenu est assigné à l'intrados et à l'extrados étant donné la similitude des courbes présentées aux Figure 2.24 A et B. la prochaine étape consiste à modifier le stratifié de l'extrados afin d'imposer un facteur de sécurité de 2 par rapport au flambage dû à la force de compression engendrée par le moment de flexion.

## 2.7 Analyse de flambage de l'extrados

L'analyse de flambage est réalisée afin de prévenir l'instabilité géométrique de l'extrados sous le chargement en flexion maximum calculé à partir des profils de pression. Les chargements en torsion sont négligés pour cette étape. Un facteur de sécurité de 2 est imposé pour palier aux nombreuses divergences entre le modèle réel et numérique. L'analyse de flambage est réalisée à l'aide du logiciel Ansys Classic et d'un code APDL. Trois modèles sont construits. Soit, un premier pour la section délimitée par le BA et le premier longeron (Modèle BA), un second pour la zone située entre les deux longerons (Modèle centre) et un troisième pour la zone située entre le deuxième longeron et le BF (Modèle BF). Une boucle gère la variation de longueur des sections et ainsi permet d'obtenir la valeur de la force de flambage pour le premier mode de chacune des sections en fonction de la longueur de celle-ci. La

Figure 2.27 présente la surface de l'extrados et les trois modèles qui en découlent.

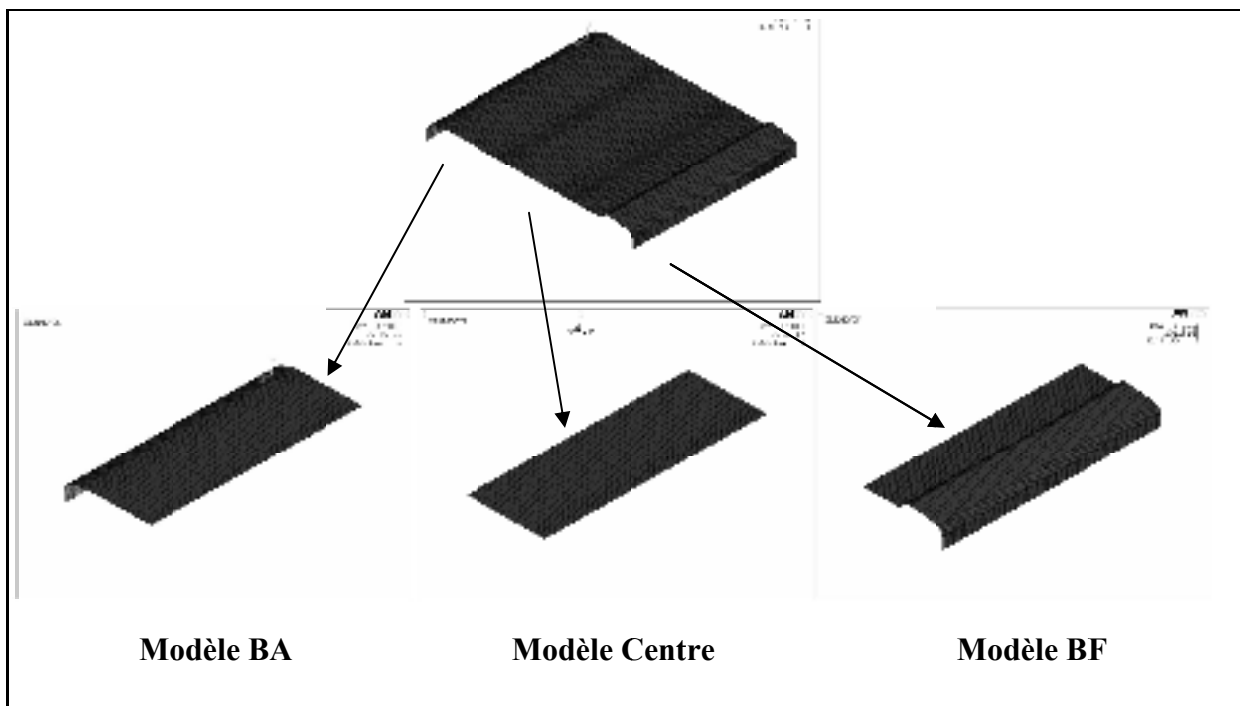
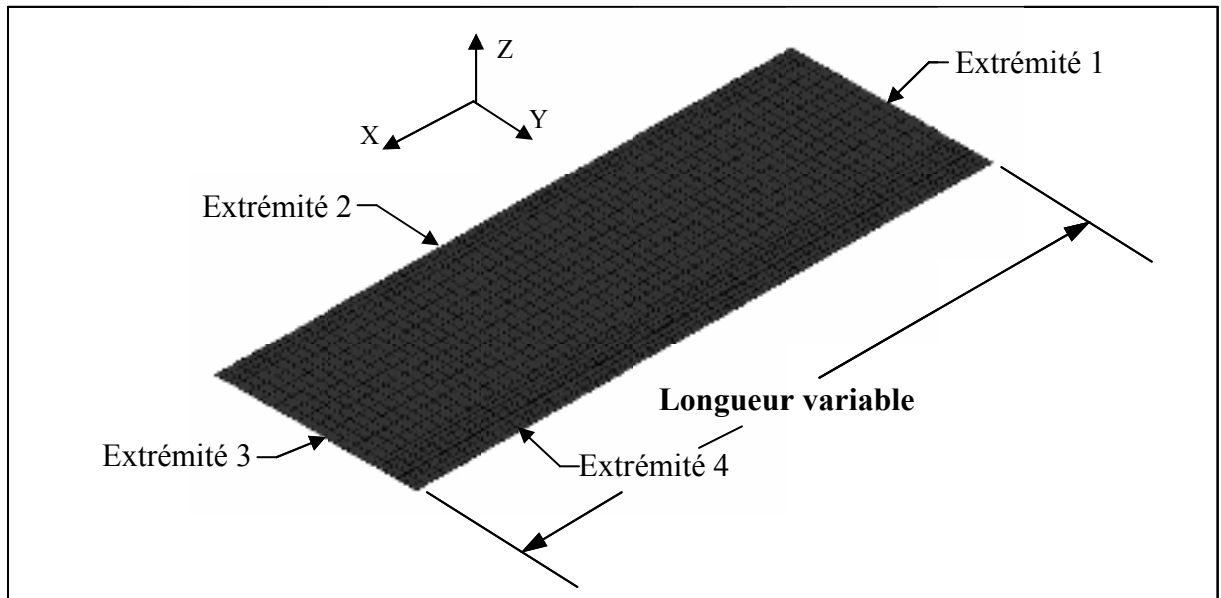


Figure 2.27 Division de l'extrados pour les analyses de flambage

La Figure 2.28 présente le modèle du centre et identifie les quatre extrémités ainsi que la longueur qui est variable. L'identification, la longueur variable et le système de coordonnées sont aussi applicables aux modèles BA et BF. Finalement, les Tableau 2.21 à 2.24 décrivent les modèles, les conditions aux frontières et les paramètres variables de l'analyse de flambage.



centre

Tableau 2.21 Description du modèle EF pour les analyses de flambage

<b>Modèles EF : Analyse de flambage</b>			
Type d'analyse	Flambage statique		
Type d'éléments	Shell 91		
Position des nœuds selon l'épaisseur	Surface moyenne		
Chargements	Force par unité de longueur		
Divisions des Modèles		Début	Fin
	Modèle BA	6,38	140
	Modèle Centre	140	265
	Modèle BF	265	385
Quantités d'éléments	Variable		
Direction principale du composite par rapport à l'aile	3 modèles	X <sub>composite</sub>	Envergure
		Y <sub>composite</sub>	Tangent au profil
		Z <sub>composite</sub>	Épaisseur
Épaisseur des plis	Composite T300 Unidirectionel / 8604	0,314	mm
	Composite T300 Sergé / 8604	0,215	mm

Tableau 2.22 Description des conditions aux frontières du modèle EF pour le flambage

Déplacements imposés et conditions aux frontières				
Modèles BA, Centre et BF	Extrémité 1	Ux	0	mm
		Uy		
		Uz		
		Rotx	Libre	degré
		Roty		
		Rotz		
	Extrémité 2 et 4	Ux	Libre	mm
		Uy	0	
		Uz	Libre	
		Rotx	Libre	degré
		Roty		
		Rotz		
	Extrémité 3	SFLx	1	N
		Uy	0	mm
		Uz	Libre	
		Rotx	0	degré
		Roty	Libre	
		Rotz		

Les nervures sont utilisées pour prévenir le flambage de l'extrados. L'objectif de cette analyse est donc de déterminer le nombre et l'espacement de ces dernières. Comme point de départ, le modèle EF de la section 2.6.2 est utilisé pour obtenir la valeur des forces de compression pour chacune des trois zones. Pour y arriver, le chargement où la flexion est maximale est appliqué au modèle et les réactions aux nœuds selon l'envergure pour les trois sections sont enregistrées. Le facteur de sécurité est appliqué à ces valeurs qui sont présentées au Tableau 2.23 et utilisées comme forces critiques de flambage pour la sélection de la distance entre les nervures.

Tableau 2.23 Forces de compressions pour les trois zones de l'extrados calculées par EF

<b>Force de compression calculées par EF</b>			
Zones	FS	Force (N)	
		Sans FS	Avec FS
BA	2	-10892	-21785
Centre		-8381	-16762
BF		-11063	-22126

Le stratifié de l'extrados a comme point de départ celui de l'intrados et est modifié en ajoutant 1 à 2 plis unidirectionnels à 0° au centre. Il est ainsi possible de diminuer la distance entre les nervures où de changer de stratifié si l'espacement est trop court ce qui amène une quantité trop élevée de nervures à fabriquer. Le Tableau 2.24 présente les stratifiés et les valeurs minimum et maximum des longueurs testées pour l'analyse de flambage.

Tableau 2.24 Description des paramètres variables du modèle EF pour le flambage

<b>Variables</b>			
Longueur	Valeur minimum	50	mm
	Valeur maximum	350	
	Incrément	25	
Laminés	Laminé 1 (Original)	$[0^S, 15^U, -15^U]_s$	
	Laminé 2	$[0^S, 15^U, -15^U, 0^U]_s$	
	Laminé 3	$[0^S, 15^U, -15^U, 0^U]_s$	

Donc, pour une fin pratique, 8 nervures au maximum seront fabriquées ce qui pour une envergure de 2000 mm permet un espacement raisonnable de 250 mm. Les résultats pour les trois modèles de la force de flambage en fonction de la longueur selon la corde sont présentés à la Figure 2.29 pour le stratifié 1. La section critique est celle du centre avec une intersection de la force critique de flambage à moins de 100 mm. Ce qui indique que plus de 20 nervures doivent être installées pour prévenir le flambage de la zone du centre sous le moment de flexion maximum. Il est donc nécessaire de modifier le stratifié pour augmenter la force de

flambage pour une longueur selon l'envergure de 250 mm à un minimum de 8381 N en compression. Pour y arriver, le stratifié doit présenter une rigidité selon l'envergure plus élevée. Ce qui est procuré par l'addition des plis à  $0^\circ$ . La

Figure 2.30 présente les forces de flambage pour les différents stratifiés au niveau de la section du centre.

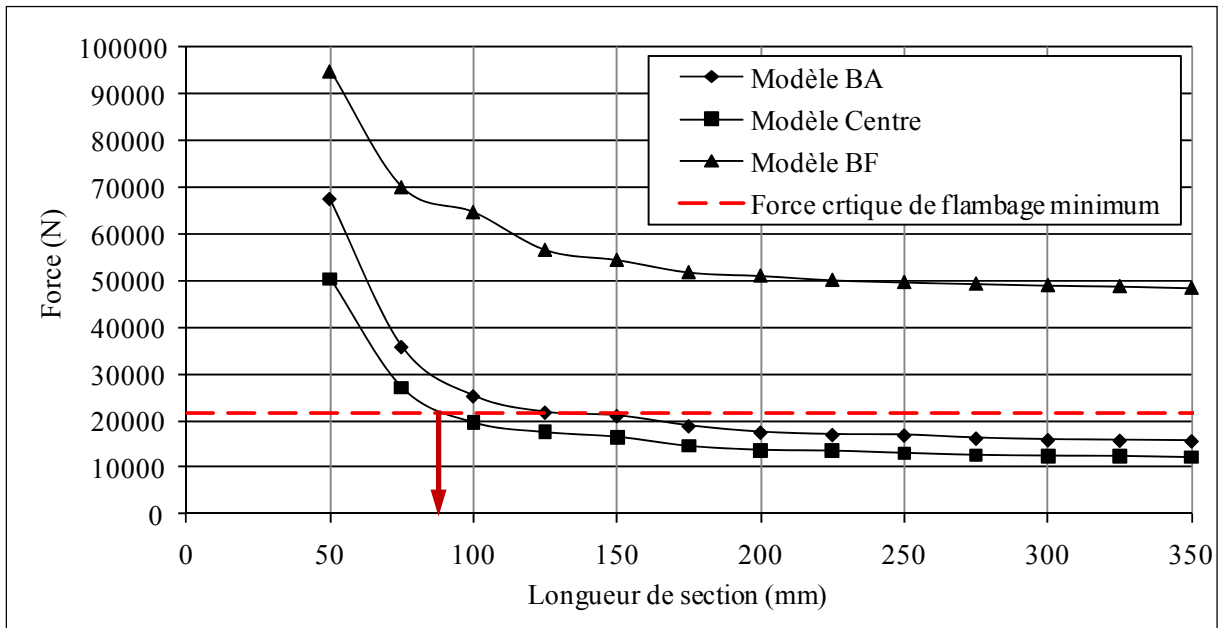


Figure 2.29 Force de flambage pour les modèles BA, Centre et BF en fonction de la longueur selon l'envergure des sections

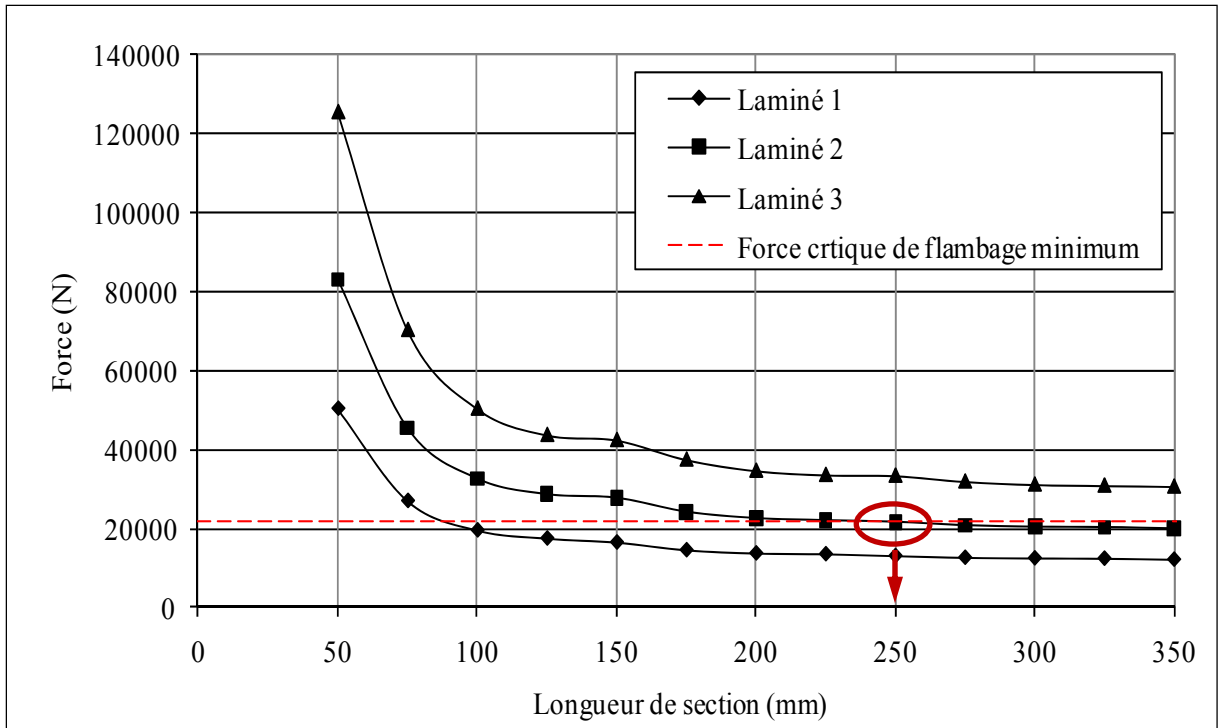


Figure 2.30 Force de flambage pour le modèle Centre à différents stratifiés

Le stratifié 2 permet de fixer l'espacement entre les nervures à 250 mm par l'ajout de 1 pli unidirectionnel. Cette solution est donc retenue pour éviter l'instabilité de l'extrados. La Figure 2.31 présente les résultats de l'affichage graphique des déplacements engendrés par le flambage en mode 1 pour une longueur de 250 mm chez les trois modèles.

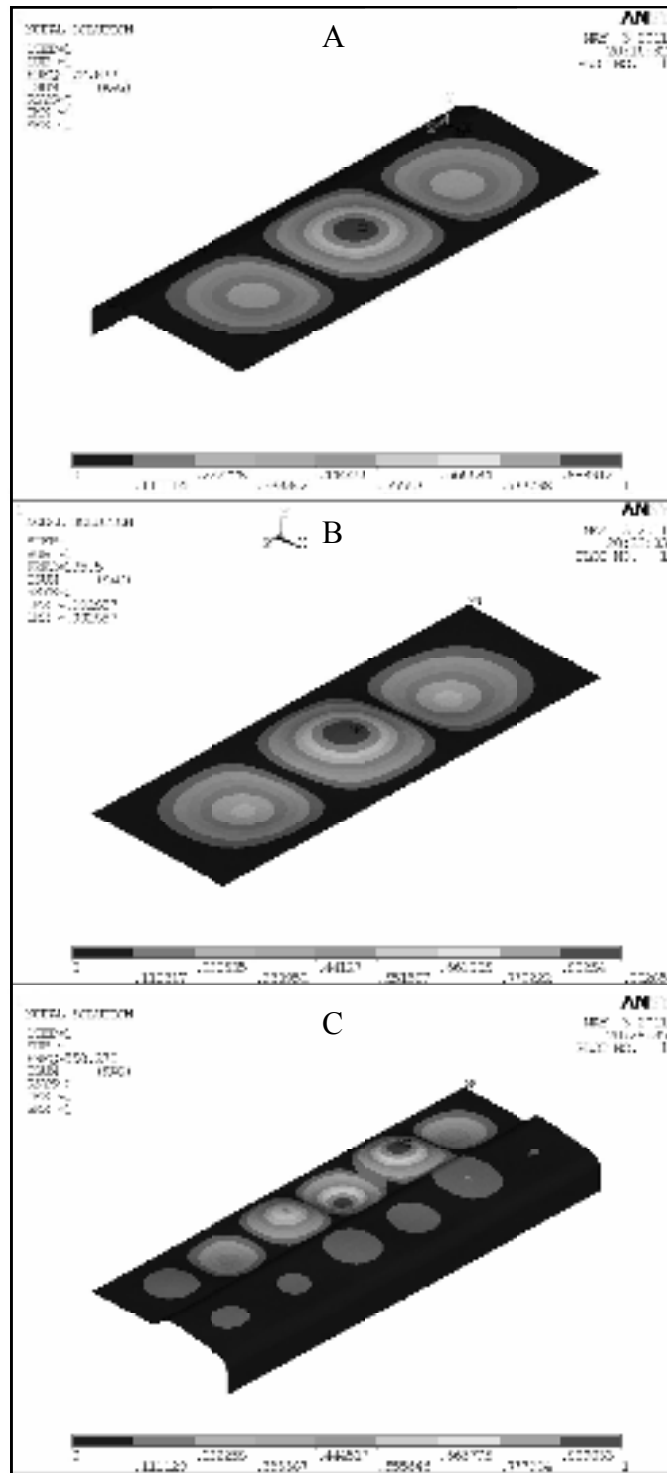


Figure 2.31 Résultats graphiques des déplacements occasionnés par le flambage en mode 1. A) Modèle BA. B) Modèle Centre. C) Modèle BF



## **2.8 Conception finale de la structure**

L'objectif n'est pas de produire une structure pouvant être installée sur un avion et respectant les multiples normes, mais plutôt de concevoir une structure apte à la validation expérimentale du modèle par EF. Les points suivants permettent de terminer la conception de la structure.

- a) définition de la géométrie des longerons,
- b) définition de la géométrie des nervures,
- c) création des joints de collage du BA et du BF,
- d) ajout des rayons de coins,
- e) ajout des angles de démoulage,

L'assemblage de la structure est effectué par collage. L'étude des longueurs de collage n'est par réalisé dans ce travail. Une valeur sécuritaire de 12 mm est sélectionnée pour tous les joints de collage à l'exception de ceux aux niveaux du BA et du BF qui sont de 15 mm. L'adhésif à base d'époxy Araldite 2011 est sélectionné pour tous les collages composites/composites du projet.

### **2.8.1 Définition de la géométrie des longerons.**

Jusqu'à présent, les longerons ont été modélisés par deux surfaces planes reliant l'extrados à l'intrados. Les géométries généralement utilisées en industrie sont des profilés en « C » ou en « I ». Dans le cas présent, un profilé mitoyen nommé « J » est employé. Ce dernier est sélectionné pour sa facilité de fabrication et pour la section plus massive pouvant être positionnée dans les zones en compression. La section plane de l'extrados permet l'utilisation de ce profil par l'absence de géométrie aiguë ce qui aurait rendu impossible le démoulage. Le longeron est assemblé à partir d'une section en « C » et d'une plus petite section en « L ». Les deux géométries peuvent ainsi être mises en forme à partir du même moule. Finalement, des rayons de coins de 5 mm sont ajoutés afin de permettre le démoulage et de diminuer les

concentrations de contraintes. Cette valeur est le minimum suggéré par la littérature [3]. Le stratifié sélectionné pour les longerons sont de type quasi isotrope, mais avec une légère augmentation de la rigidité et de la résistance selon le sens de l'envergure pour palier au moment de flexion. Le stratifié suivant est donc sélectionné pour la modélisation finale de la structure de l'aile. Dans le cas où les analyses numériques indiqueraient un facteur de sécurité inférieure 1.5, les stratifiés seront modifiés selon les besoins. La séquence d'empilement (2.60) est donc sélectionnée comme point de départ pour les longerons.

$$\left[0^S, 45^S, 0^U\right]_S \quad (2.60)$$

### 2.8.2 Définition de la géométrie des nervures

L'espacement minimum de 250 mm entre les nervures a été défini à la section 2.7. Ce qui amène à huit le nombre de nervures. Chacune des nervures est sous-divisée en trois sections. Soit, la section du BA, la section du centre et la section du BF. Afin de minimiser la quantité de travail, les nervures sont constituées d'une seule bordure sur tout le périmètre pour le collage ce qui réduit la fabrication de moules à un. Comme les longerons, les rayons entre la bordure et la section de profil sont fixés à 5 mm. Les rayons de coins sont quant à eux fixés à 10 mm pour éviter l'interférence avec les rayons des longerons. La Figure 2.32 présente la géométrie des nervures et le système de coordonnées utilisé pour le positionnement de la fibre.

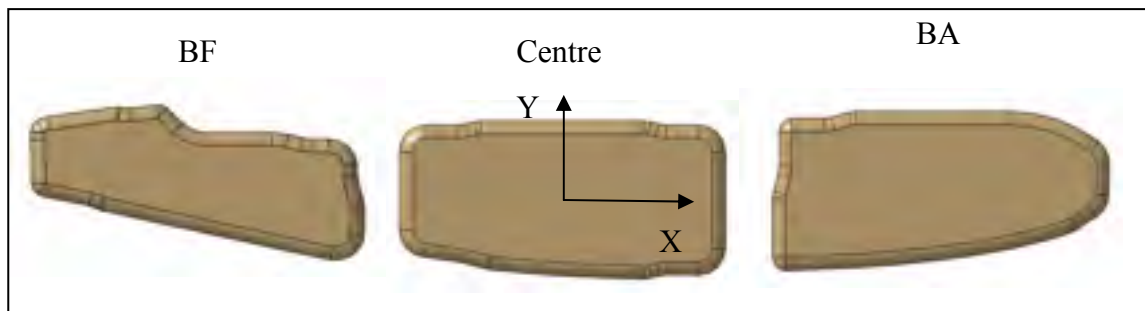


Figure 2.32 Géométrie des nervures

Pour le modèle EF, les nervures sont modélisées comme des surfaces simples reliant l'extrados, l'intrados et les longerons. Ceci a comme objectif de simplifier la modélisation. Étant donné que ces dernières ont comme principal objectif la prévention du flambage, leur simplification n'a relativement pas d'effet sur la réponse en flexion et en torsion de la structure. Finalement, le stratifié sélectionné pour les nervures (2.61) présente une rigidité maximale selon l'épaisseur du profil afin de prévenir le flambage de l'extrados. Comme le stratifié des longerons, dans la situation où le modèle EF indiquerait des FS de sécurité inférieur à 1.5, le stratifié se verrait modifier selon les besoins.

$$[0^S, 90^U]_S \quad (2.61)$$

### 2.8.3 Création des joints de collage du BA et du BF

Pour joindre l'extrados à l'intrados, des joints de collage de 15 mm sont positionnés au BA et au BF. La géométrie des joints de collage est créée en décalant les surfaces verticales de l'intrados de l'épaisseur de l'extrados ajoutée à celle du joint de collage. Cette méthode permet l'assemblage de toutes les composantes de la structure interne (nervures et longerons) et de les positionner à l'intérieur de l'intrados. La structure est ensuite complétée par l'ajout de l'extrados.

### 2.8.4 Ajout des rayons de coins

Les coins vifs sont toujours proscrits pour la conception de pièces en composites. Premièrement, pour leur mise en forme complexe et deuxièmement, pour les concentrations de contraintes qu'ils engendrent. Des rayons de coins d'une dimension de 10 mm sont donc ajoutés. Cette dimension est sélectionnée afin de faciliter la mise en forme.

### **2.8.5 Ajout des angles de démoulage**

Les angles de démoulage permettent l'extraction des pièces du moule sans endommager les surfaces. Un angle de 2 à 5° est suggéré. L'ajout d'un angle de démoulage aux surfaces de collage de l'intrados et de l'extrados entraîne une perte de parallélisme entre les surfaces collées. C'est pourquoi, afin de minimiser cet effet qu'une valeur de 2° est imposée aux parois précédemment verticales des deux composantes. Les longerons de par leur positionnement présentent naturellement un angle de démoulage de plus de 5° pour un des côtés, ce qui assure le démoulage de ces pièces. Finalement, aucun angle de démoulage n'est imposé aux bordures de ces pièces. Leur présence nuirait grandement à la qualité des jonctions entre l'intrados et l'extrados. Pour contrevenir à la difficulté de démoulage possible, le moule des nervures sera construit pour endurer les chargements assez sévères produits par l'extraction des nervures sans angle de démoulage.

### **2.8.6 Présentation de la géométrie finale**

La géométrie finale est présentée par la Figure 2.33. Beaucoup de travail doit être réalisé pour une utilisation en vol, mais cette structure constitue un point de départ viable pour une analyse future d'un modèle combinant la structure active réalisé par M. Coutu et la structure rigide développé dans le cadre de ce projet. La prochaine étape consiste en la modélisation par EF de la structure finale avec tous les joints de collage et les rayons de coins précédemment ajoutés.

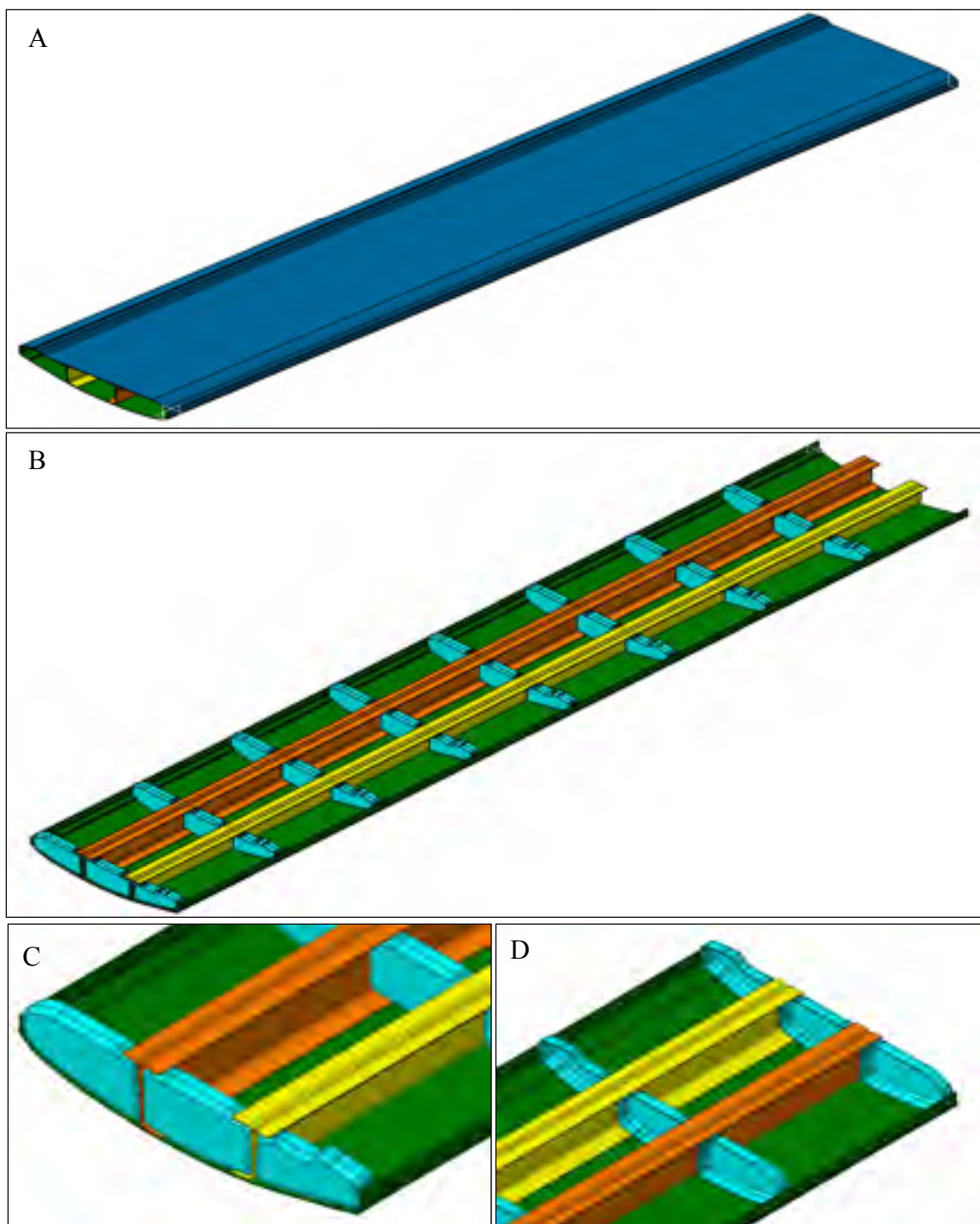


Figure 2.33 Géométrie finale de la structure de l'aile. A) Structure complète. B) Structure sans l'extrados. C et D) Agrandissement de la structure interne composée des longerons et des nervures.

## 2.9 Adaptation en vue de la validation expérimentale.

La dernière étape avant la modélisation par EF de la structure consiste à développer la méthodologie de tests. Il est ainsi possible de prévoir des ajustements spécifiques aux tests expérimentaux et de les inclure dans le modèle EF.

Afin de valider expérimentalement les modèles sans avoir recourt à une installation trop complexe, une série de chargements facilement applicable en laboratoire sont imposés aux modèles réels et EF. Il est alors possible de comparer numériquement et expérimentalement les déplacements en bout d'ailes pour des conditions de chargements identiques.

Pour y arriver, des extrusions en aluminium sont positionnées sur la surface plane de l'extrados et centrées par rapport aux lignes d'applications des chargements. Des crochets sont vissés à égale distance sur ces extrusions. Le prototype est ensuite fixé en porte à faux et avec l'extrados vers le sol. Finalement, des sacs de sables pesant environ 10 kg chacun sont préparés de façon à pouvoir être suspendu aux crochets, ce qui permet d'appliquer environ 100 N par point d'attache. Un total de 10 crochets par lignes de force permet d'appliquer une force verticale totale et relativement uniformément répartie de 4000 N ce qui environne la valeur maximale calculée à partir des profils de pressions.

Donc, afin de reproduire les conditions de test, des extrusions en aluminium sont ajoutées au modèle EF final (Voir Figure 2.34). Les crochets ne sont pas inclus. Les valeurs des masses des sacs de sable et leurs positions lors des tests expérimentaux étant répertoriées, il est possible d'appliquer exactement les mêmes chargements au niveau numérique et expérimental.

Finalement, des géométries semblables aux nervures sont usinées et collées à l'intérieure d'une extrémité de la structure. Ces pièces étant filetées, il est possible de fixer la structure à une plaque qui à son tour est fixée à la table de test. La table de test est en fait une table de montage verticale très massive. Ces ajouts ne sont pas inclus dans le modèle. Ces

spécifications permettent de réaliser le modèle EF. Le CHAPITRE 3 et le CHAPITRE 4 décrivent avec plus de précision la fabrication du gabarit de tests et de la séance de validation expérimentale.

## 2.10 Analyse par EF final de la structure

Un modèle complet de la structure de l'aile est construit à l'aide d'un code APDL et du logiciel Ansys Classic. Le modèle présente un intrados, un extrados et deux longerons tous assemblés par des joints de collage en éléments solides isotropes ( $E = 0.3 \text{ GPa}$ ,  $\nu = 0.34$ ). Les huit nervures sont connectées aux autres surfaces par des couplages complets entre les nœuds. La Figure 2.34 présente la géométrie de la section du modèle final par EF de l'aile.

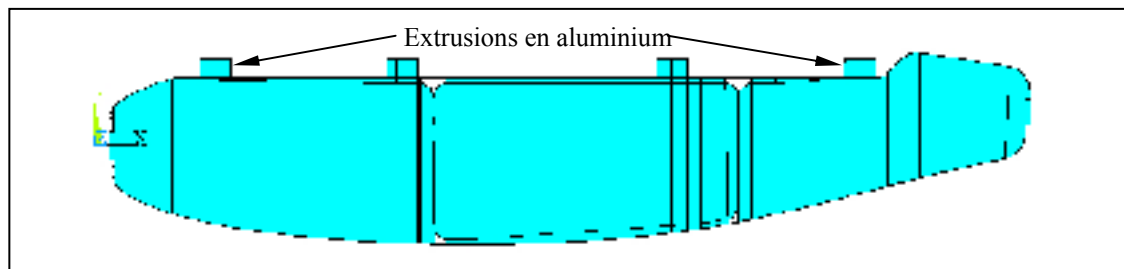


Figure 2.34 Profil de section de du modèle EF final

Le modèle comprend plusieurs composantes. La première, l'intrados, est présentée à la Figure 2.35.

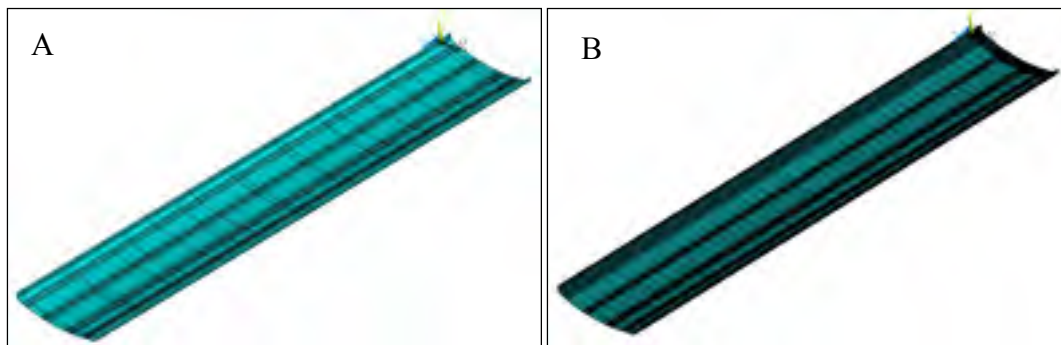


Figure 2.35 A) Surfaces et B) 6732 éléments de l'intrados

Les surfaces et les éléments de l'extrados sont maintenant présentés à la Figure 2.36. Les divisions des surfaces permettent un meilleur contrôle de la dimension des éléments et assurent la superposition des nœuds entre les différentes surfaces devant être collées.

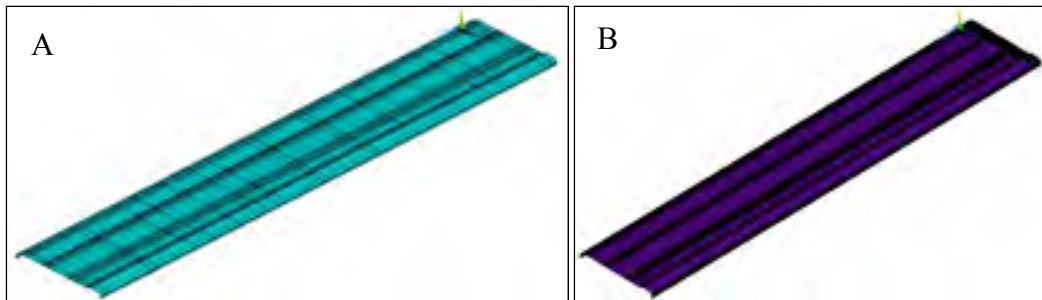


Figure 2.36 A) Surfaces et B) 7062 éléments de l'extrados

Les longerons composés des sections en « C » et des renforts en « L » sont tous deux présentés à la Figure 2.37. Les sections en « C » et en « L » sont aussi couplées par un joint de collage.

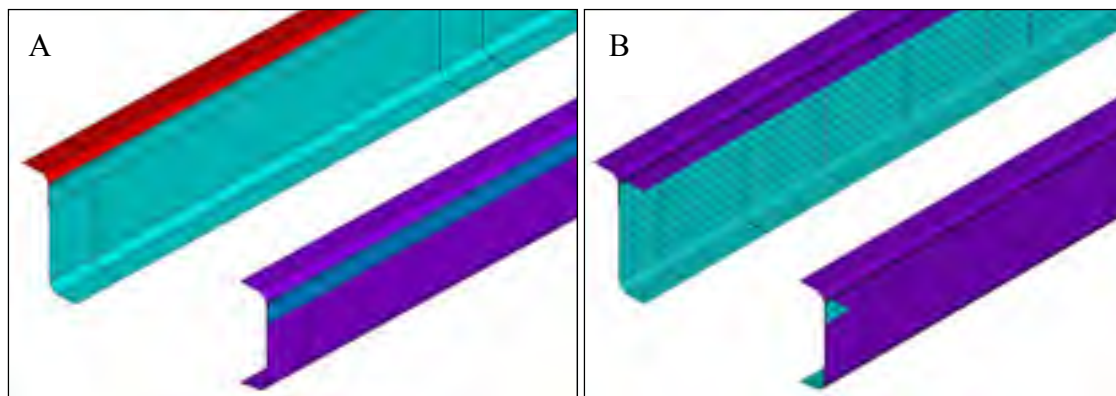


Figure 2.37 A) Surface et B) 4316 éléments des longerons/renforts 1 et 2

Le profil de section des nervures composées de trois sous sections est présenté à la Figure 2.38. Les nombreuses divisions sont nécessaires au contrôle du maillage.



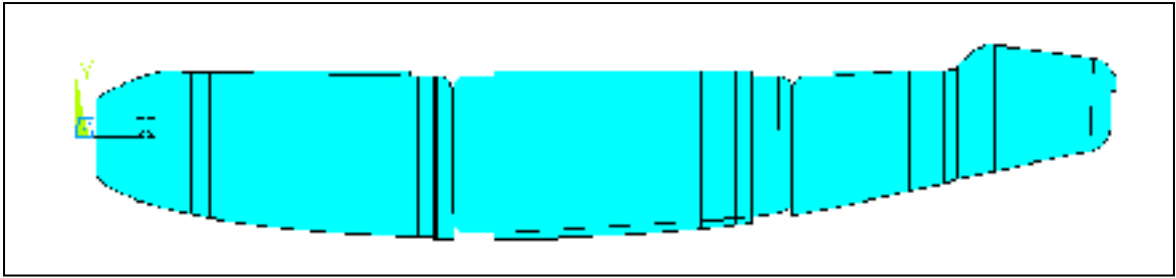


Figure 2.38 Profil de section des nervures

Les sous-composantes sont maintenant assemblées pour obtenir le modèle final complet. L'assemblage des longerons et des nervures constituant la structure interne est présenté à la Figure 2.39.

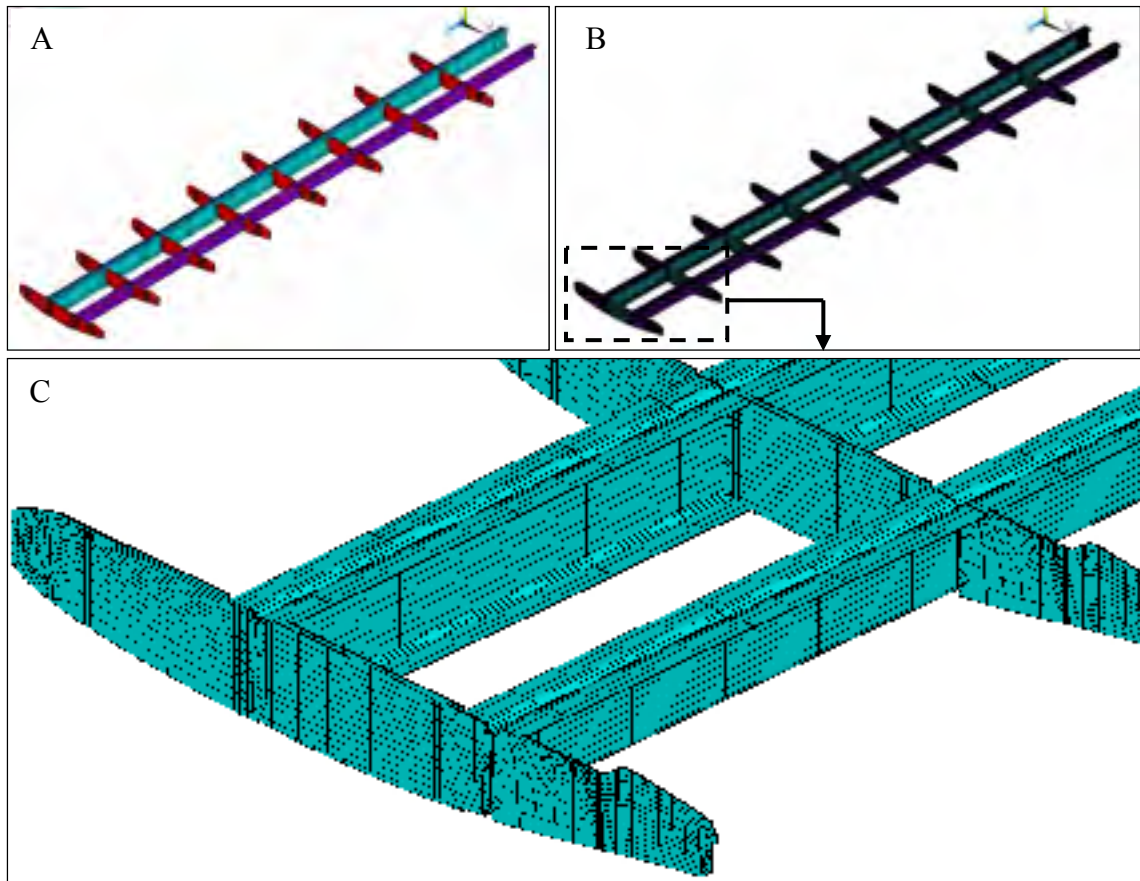


Figure 2.39 A) Surface et B) éléments de la structure interne du modèle EF final.  
C) Agrandissement de l'extrémité de la structure interne

Les joints de collage servant au couplage entre les surfaces des sous-composantes sont présentés à la Figure 2.40.

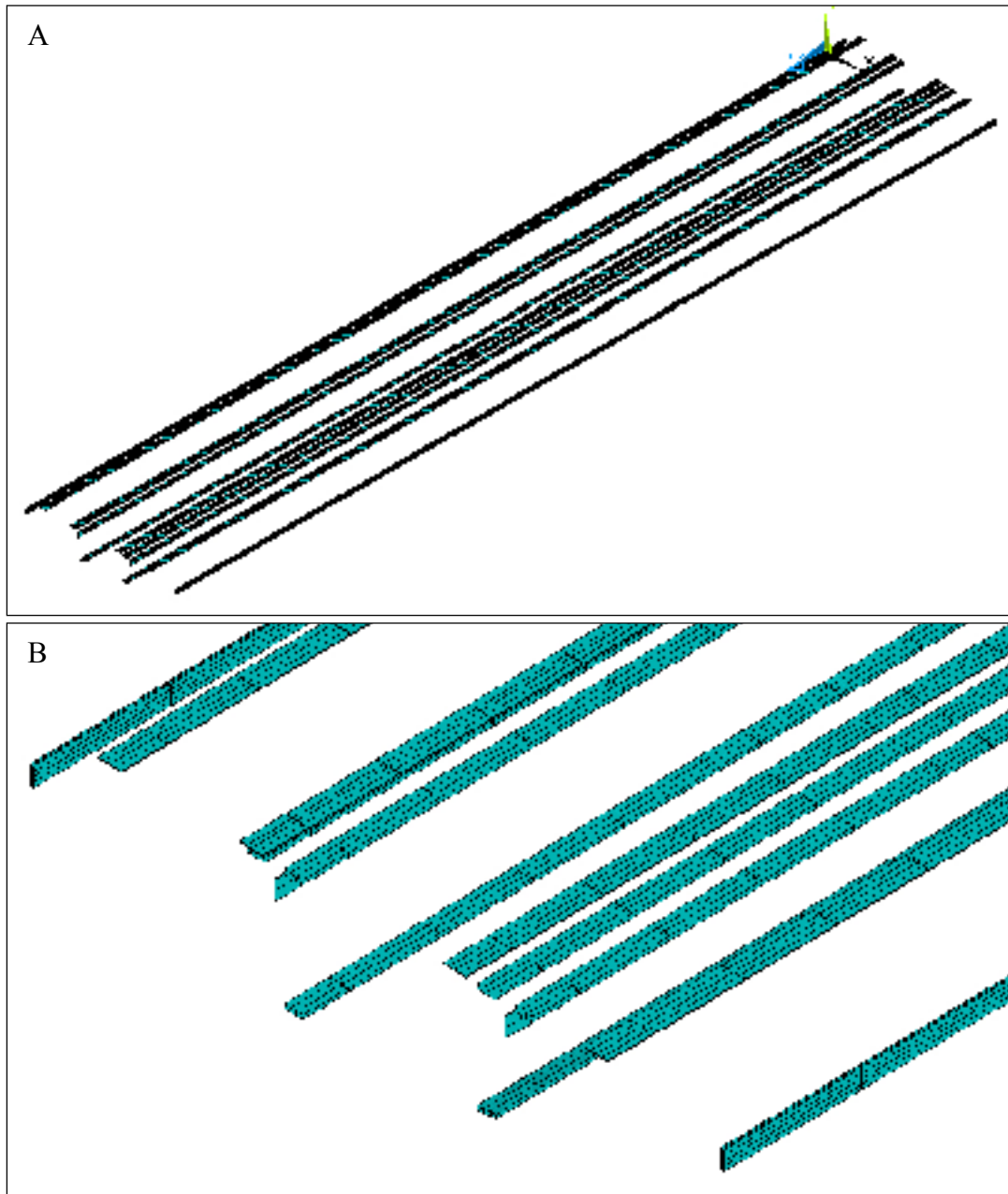


Figure 2.40 A) Joints de collage complets. B) Agrandissement des joints de collage à l'extrémité libre de la structure

L'assemblage complet est finalement présenté à la Figure 2.41.

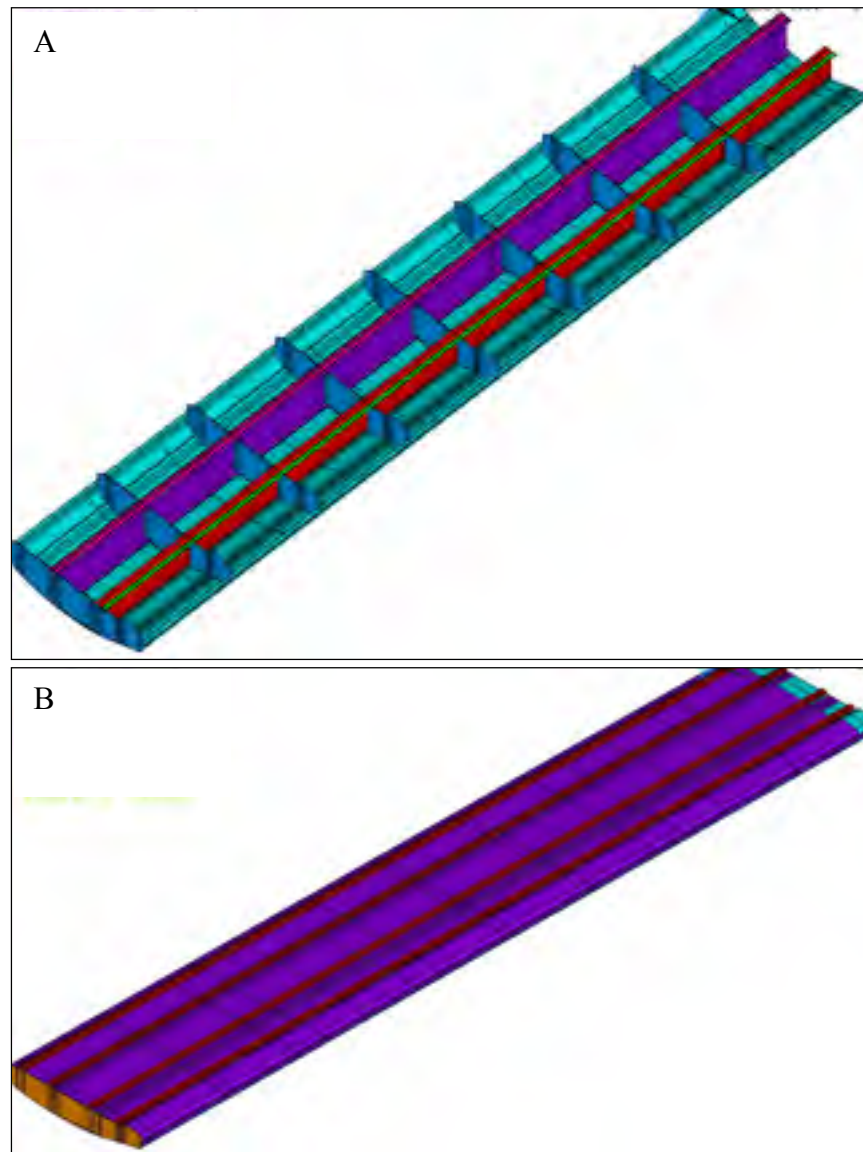


Figure 2.41 Assemblage complet du modèle EF final.  
A) Sans extrados. B) Avec extrados

Les principaux points importants du modèle EF sont énumérés au Tableau 2.25. Une analyse de la convergence de la flèche en bout d'aile en fonction de la longueur des éléments a permis de fixer la longueur selon l'envergure à 50 mm. Les dimensions selon le profil n'ont

pas été sujettes à des analyses de convergence étant donné leurs faibles dimensions de départ (Voir le Tableau 2.26).

Tableau 2.25 Description du modèle EF de la structure finale de l'aile

<b>Modèles EF : Analyse du modèle final</b>			
Type d'analyse		Linéaire	
Type d'éléments	Composites	Shell 99	
	Joints de collages en époxy	Solid 95	
	Extrusions en aluminium	Solid 92	
Position des nœuds selon l'épaisseur	Shell 99	Surface extérieure de l'aile	
Type de chargements		Forces imposées aux nœuds	
Description du modèle		Intrados	
		Extrados	
		2 longerons	
		2 renforts	
		8 nervures	
		Joints de collage en époxy	
Quantités d'éléments	Extrados	7062	
	Intrados	6732	
	Longeron 1	1584	
	Longeron 2	1518	
	Renfort 1	660	
	Renfort 2	594	
	Nervures	10424	
	Extrusions en aluminium	2112	
Direction principale du composite par rapport à l'aile	Intrados / Extrados / Longerons / Renforts	X <sub>composite</sub>	Envergure
		Y <sub>composite</sub>	Tangent au profil
		Z <sub>composite</sub>	Épaisseur
	Nervures	X <sub>composite</sub>	Corde
		Y <sub>composite</sub>	Vertical
		Z <sub>composite</sub>	Envergure
Épaisseur des plis	Composite T300 Unidirectionel / 8604	0,314	mm
	Composite T300 Sergé / 8604	0,215	mm
Laminés	Extrados	$[0^S, 15^U, -15^U, 0^{\overline{U}}]_S$	
	Intrados	$[0^S, 15^U, -15^U]_S$	
	Longerons 1 et 2 / Renforts 1 et 2	$[0^S, 45^S, 0^{\overline{U}}]_S$	
	Nervures	$[0^S, 90^U]_S$	

Tableau 2.26 Description des longueurs de maillages utilisés pour le profil de section

<b>Définition du maillage</b>		
<b>Dimensions des éléments (mm)</b>	Envergure	50
	Intrados / Extradados	8
	Bord d'attaque	3
	Bord de fuite	5
	Longerons / Renforts	5
	Connexion	3
	Collage BA	3
	Collage BF	3
	Collage Longerons	4
	Rayon BA	3
	Rayon BF	3
	Rayons Connexion	3
	Rayon Longerons	2
	Jonction Longeron 1	3
	Jonction Longeron 2	3

Les analyses EF sont premièrement réalisées pour les cas 1 et 2 présentés aux Tableau 2.15 afin d'assurer la résistance de la structure lors de futurs tests en souffleries. Par la suite, afin de permettre la comparaison entre les déplacements expérimentaux et numériques, les chargements appliqués lors des tests sont reproduits au niveau du modèle numérique. Cette étape de l'analyse numérique est présentée aux CHAPITRE 4. Le Tableau 2.27 présente les flèches, les rotations en bout d'aile et les FS pour les cas de chargement 1 et 2. Les facteurs de sécurité sont obtenus pour tous les plis à l'aide du critère de Tsai-Wu inverse. Le critère de Von Mises est employé pour les composantes en matériaux isotropes (Extrusions en aluminium et joints de collage en époxy).

Tableau 2.27 Résultats des analyses EF du modèle final pour les cas 1 et 2

Cas 1			Facteurs de Sécurité					Von Mises	
			Tsai-Wu				Longerons 1 et 2		
			Numéro de pli	Extrados	Intrados				
UyN1	37,44	mm	1	7,86	6,86	5,22	3,05	2,53	
UyN2	39,57	mm	2	3,19	7,18	3,50			
Uy Moyen	38,51	mm	3	2,69	5,46	4,26			
Rotation	0,32	degré	4	2,60	5,34	4,44			
			5	3,26	6,60	4,86			
			6	3,28	6,34				
			7	4,82					
Cas 2			Tsai-Wu				Von Mise		
			Numéro de pli	Extrados	Intrados	Longerons 1 et 2	Extrusions	Joints de collages	
UyN1	16,68	mm	1	11,63	10,79	8,37	6,72	5,93	
UyN2	21,16	mm	2	5,94	15,25	8,22			
Uy Moyen	18,92	mm	3	5,88	7,98	7,43			
Rotation	0,68	degré	4	5,53	7,92	8,36			
			5	6,86	16,42	8,10			
			6	7,84	10,44				
			7	10,42					

Le modèle prédit la résistance de tous les plis pour les cas de chargement statique 1 et 2 avec 1 FS minimum de 2.6 pour les pièces en composites, 3.05 pour les extrusions en aluminium et 2.53 pour les joints de collages. Finalement la Figure 2.42 illustre les déplacements calculés numériquement pour le modèle final de la structure de l'aile.

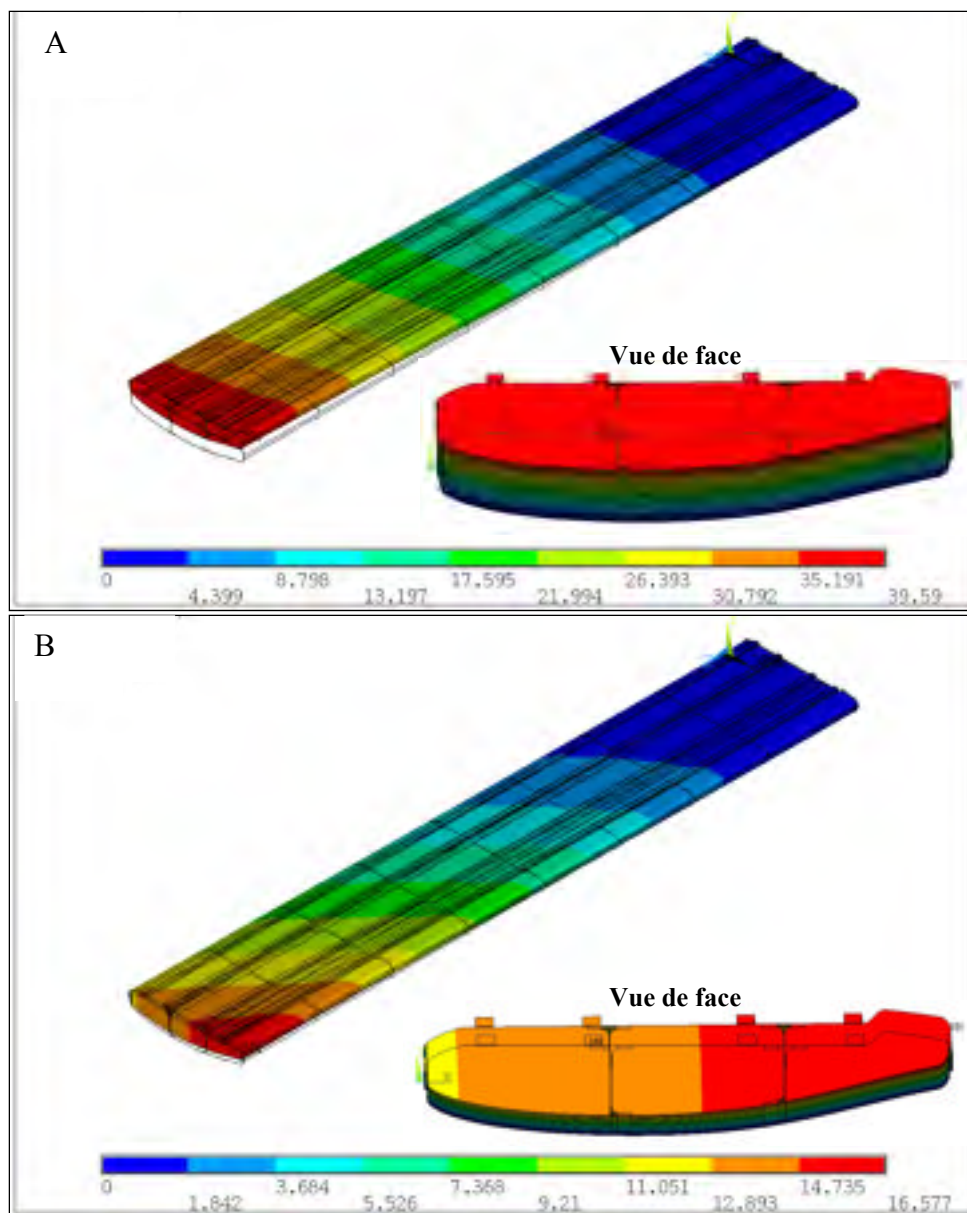


Figure 2.42 Affichage graphique des résultats des déplacements verticaux pour la structure complète de l'aile. A) Cas 1. B) Cas 2

## 2.11 Conclusion

L'exercice de conception a conclu en une structure typique composée de 2 longerons et 8 nervures uniformément réparties. L'extrados et l'intrados sont mis en forme séparément et enveloppent la structure interne. Les positions des longerons et des nervures sont déterminées à l'aide d'un logiciel d'analyse par éléments finis afin de maximiser la rigidité et d'éviter l'instabilité géométrique de l'extrados.

Par la suite, pour la conception des stratifiés, un outil de comparaison a été développé. L'indice d'optimisation structural des stratifié (IOSS) est un outil simple qui permet de guider la conception et de repousser l'utilisation d'un logiciel d'analyse par éléments finis qui demande généralement beaucoup de temps pour le calcul de la solution d'une structure complexe en composites. Cet outil jumelé à un critère de rupture tel que celui de Tsai-Wu permet de comparer une multitude de stratifiés sollicités par différents chargements. Le programme développé dans le cadre du projet utilise la TCSC et est limité à l'analyse des contraintes dans le plan seulement. Il n'est donc pas possible de procéder à l'analyse de la structure complète. Certaines zones critiques doivent donc être préalablement sélectionnées et les vecteurs de chargement sont ensuite calculés pour ces zones. Cet outil a été utilisé pour déterminer le nombre de plis des stratifiés pour les analyses numériques. Ainsi, la quantité de paramètres variables analysés par EF se voit de beaucoup diminuée.

Bref, la conception d'une aile d'avion est en soi une tâche colossale. Cette section présente la pointe de l'iceberg. Beaucoup de travail doit être réalisé avant d'obtenir une structure apte au vol. Le dimensionnement doit être effectué en fonction de l'enveloppe complète de vol et pour y arriver, un type d'avion et son objectif d'utilisation doivent premièrement être sélectionnés. Il en suivra une modification de la géométrie des ailes qui ne sont habituellement pas carrées. L'introduction des systèmes mécaniques, des systèmes de contrôle et des réservoirs à essence doivent aussi être étudiés. Ceci s'additionnant au système de contrôle et de fixation de la section adaptative et flexible de l'extrados qui est la source de ce projet. Une



étude de la vie en fatigue pour la structure doit aussi être réalisée ce qui modifiera encore le choix des stratifiés et des géométries.

Finalement, le résultat de cette conception n'est qu'une première étape. Plusieurs autres aspects doivent être pris en compte. Cette structure est considérée comme un outil de validation du modèle numérique et non une structure prête à être installée sur un avion.



## CHAPITRE 3

### FABRICATION ET ASSEMBLAGE DE LA STRUCTURE

#### 3.1 Conception et fabrication de l'outillage de mise en forme

La section suivante présente les différentes étapes relatives à la création des moules utiles à la fabrication des différentes pièces de la structure de l'aile. La conception des pièces ont été faite pour en faciliter la fabrication. Les géométries utilisées entraînent la fabrication de moules relativement simples. Donc, il en vient à dire que la conception des pièces et de l'outillage de mise en forme doit toujours être réalisée en parallèle. Le présent document laisse prétendre que la conception de l'outillage à été réalisée suite à la conception, et ce pour simplifier la présentation, ce qui est tout le contraire. En effet, tout au long du processus de développement de la structure, le développement de l'outillage d'infusion était aussi en cour. Le contraire aurait peut-être mené le projet à un cul-de-sac par l'impossibilité de mettre en forme les pièces conçues.

La première étape pour la fabrication des moules consiste en la modélisation 3D des contre-formes. Ces pièces, usinées dans du bois à moyenne densité (MDF), constituent la pièce à fabriquer en composites et une bordure pour l'installation du matériel d'infusion. Le moule est ensuite fabriqué à partir de cette contre-forme. La fabrication de gabarit d'assemblage est aussi réalisée afin de permettre le collage de toutes les composantes par une seule personne. Les sections suivantes décrivent les principales étapes de la mise en forme de l'outillage d'infusion.

##### 3.1.1 Contre-formes

##### Modélisations 3D et usinage

Les modèles 3D des Contre-formes sont réalisés à l'aide du logiciel Catia-V5. Les géométries des pièces obtenues à la section 2.8 sont utilisées pour créer les modèles solides qui sont par la suite nécessaires à la fabrication par un centre d'usinage numérique à bois.

Des rayons sont ajoutés à la jonction entre les géométries à mouler et les bordures. Les dimensions hors tout des contres-formes de l'intrados, l'extrados et les longerons sont établies afin de permettre l'utilisation de brute de 2' x 8'. Ces dimensions standards facilitent la fabrication et permettent ainsi de diminuer les coûts. Pour diminuer le temps de mise en forme, plusieurs nervures sont incluses sur la même contreforme. La même procédure est appliquée aux deux longerons. Les Figure 3.1 à Figure 3.4 présentent les modèles 3D des contres-formes. Les pièces réelles pour l'intrados et l'extrados sont aussi présentées à la Figure 3.5.

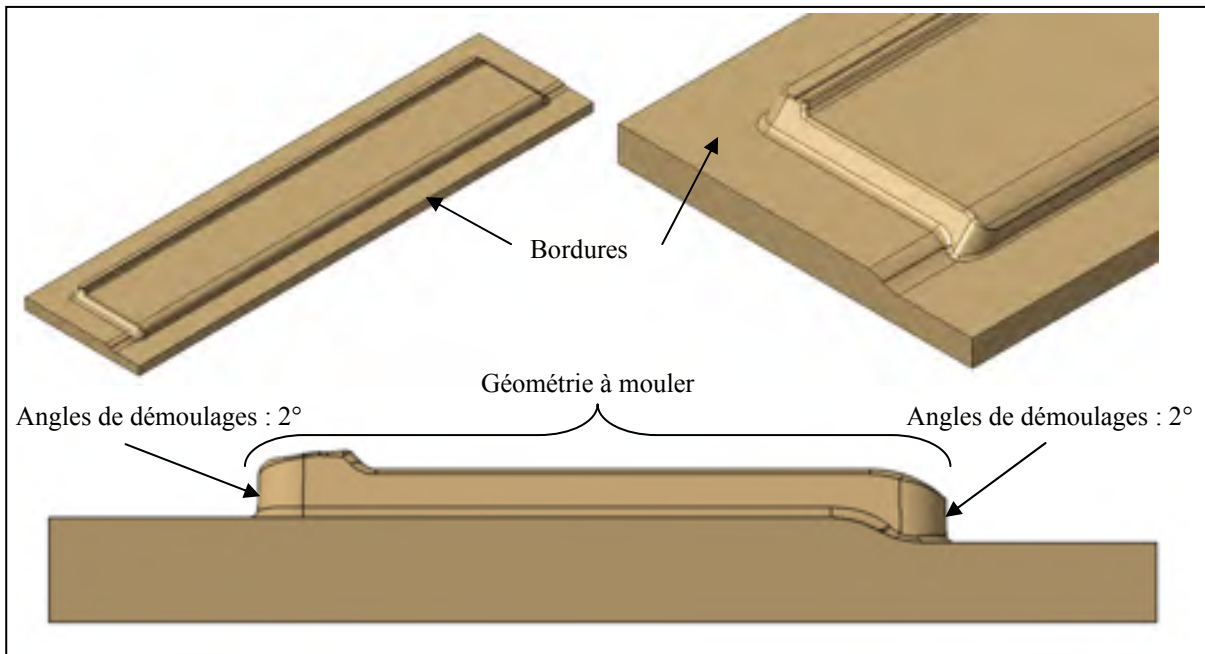


Figure 3.1 Contre-forme de l'extrados

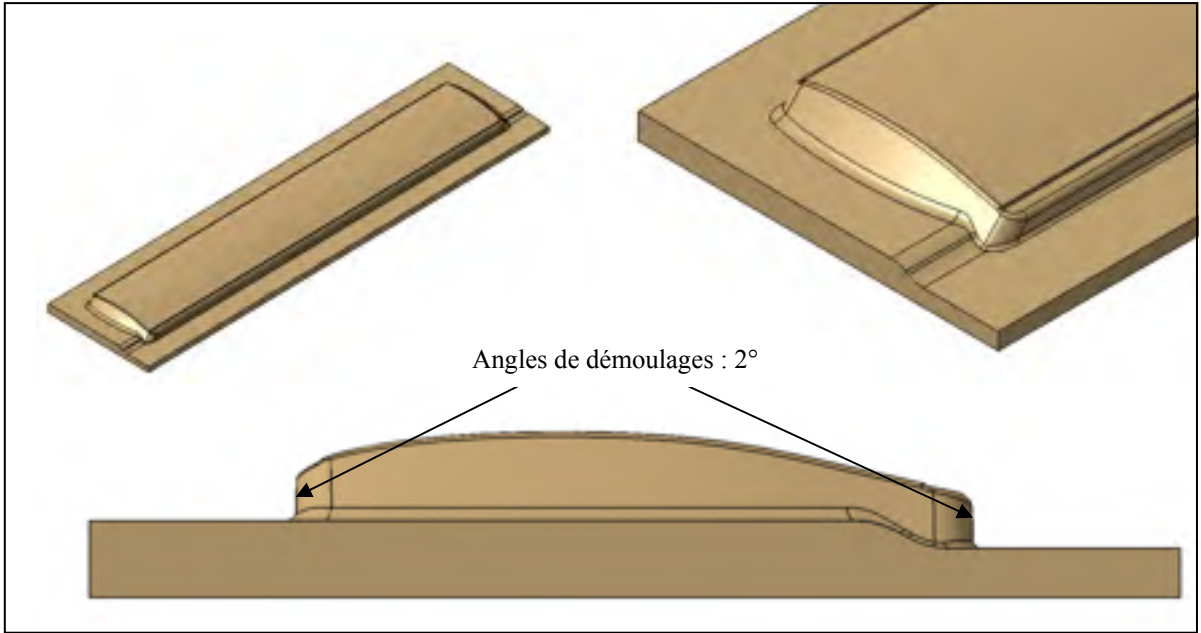


Figure 3.2 Contre-forme de l'intrados

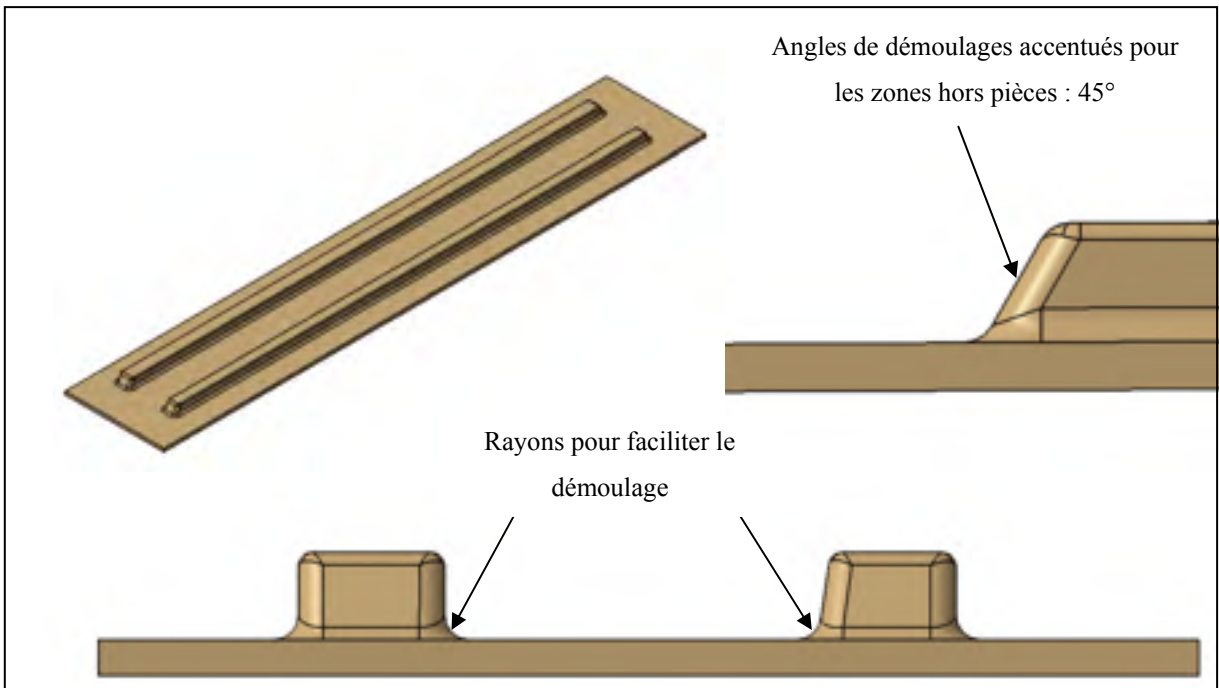


Figure 3.3 Contre-forme des longerons

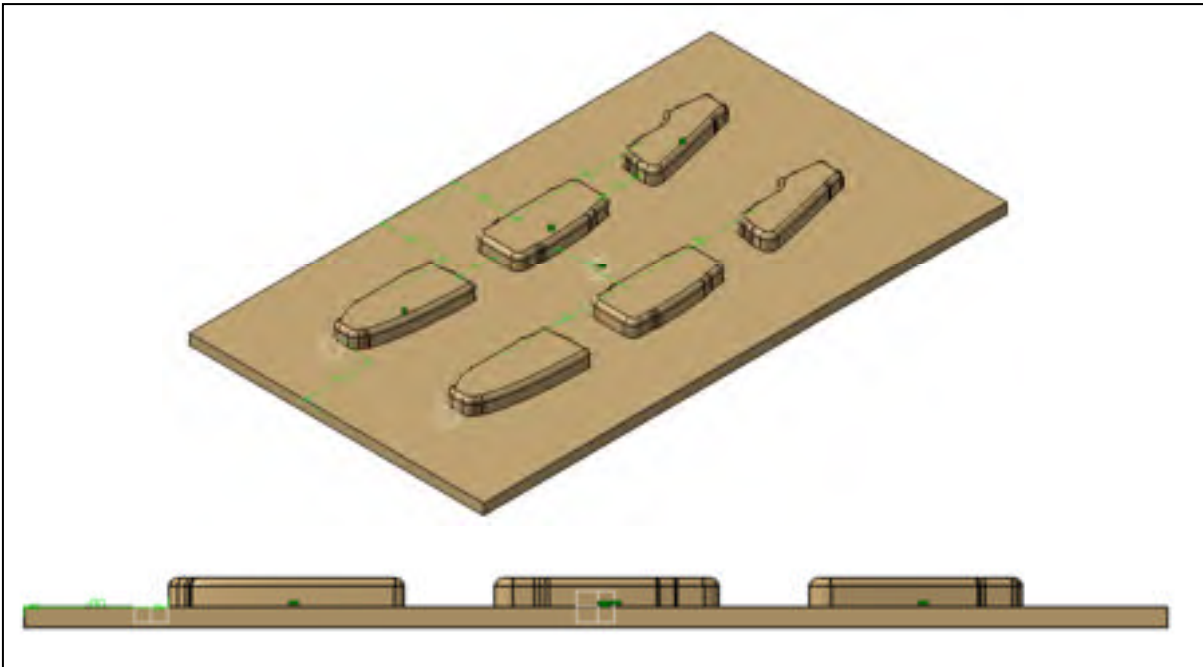


Figure 3.4 Contre-forme des nervures

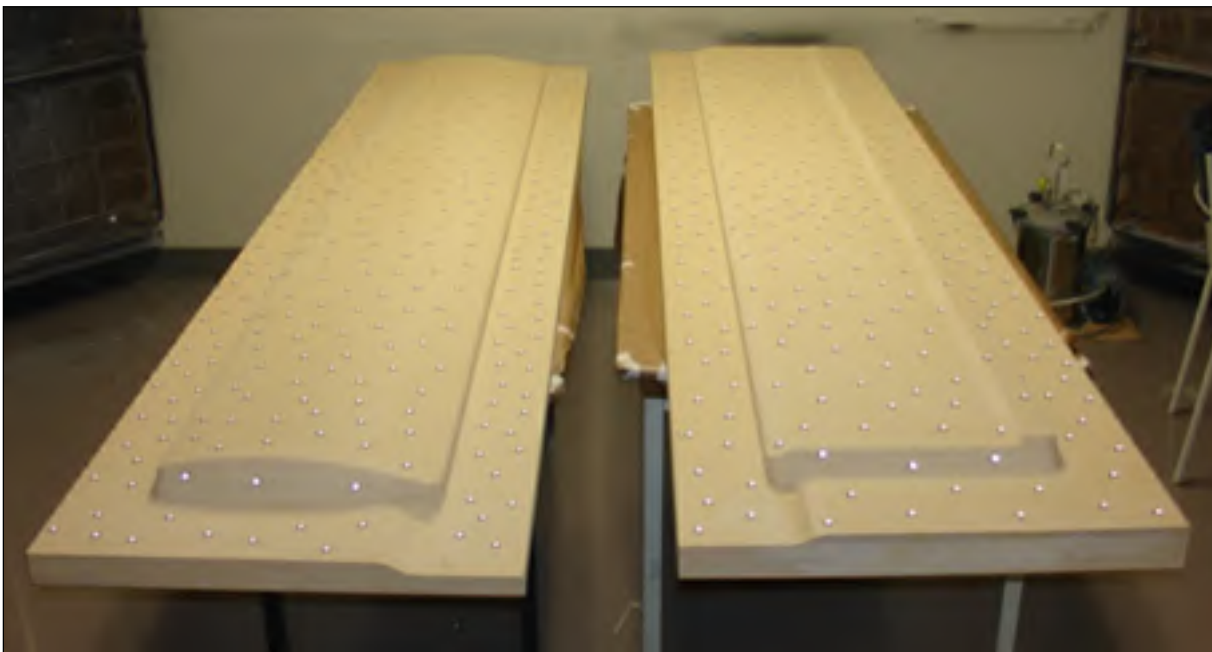


Figure 3.5 Contres-formes en « MDF » de l'intrados (Gauche) et l'extrados (Droite) usinés par un centre d'usinage numérique

### Couche de préparations au moulage

Le sablage des contre-formes est la première étape après la réception des ces dernières du centre d'usinage. Un papier de grade 120 est utilisé pour éliminer les marques de fraisages et préparer la surface à la réception du scellant. Ce produit est appliqué au fusil à air avec une buse #1.2 et une pression de 40 PSI. Une application en plusieurs passes légères assure une bonne imprégnation sans accumulation. La Figure 3.6 présente les contres-formes des longerons, de l'intrados et de l'extrados après l'application du scellant « CrystalClear » de marque Duratek.



Figure 3.6 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après l'application du scellant

L'application du scellant sert à diminuer l'absorption de l'eau lors du sablage future. La surface est ensuite couverte de plusieurs couches d'apprêt à base de polyester. Ce produit est appliqué au fusil à air avec une buse #1.8 et une pression de 60-80 PSI. Les premières couches sont appliquées sous forme de bruines jusqu'à ce que la surface soit complètement grise. Des couches plus généreuses sont ensuite appliquées jusqu'à l'obtention d'une épaisseur de 0.5 mm maximum. La Figure 3.7 présente les contre-formes suite à l'application de l'apprêt à base de polyester « Gray Surface Primer » de marque Duratek. L'après crée une

surface très dure, facilement polissable et non réactive aux produits servant à la fabrication des moules.



Figure 3.7 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après l'application du fini de surface à base de polyester

### **Couche de préparations au moulage**

L'apprêt est ensuite sablé afin de permettre le polissage. Le nivellement de la surface est premièrement réalisé à l'aide d'un papier de grade 180. Les grades 240, 320, 400, 600 et 800 sont ensuite utilisés pour finir la surface. Un nettoyage à l'eau est effectué entre chacun des changements de grade de papier à sabler. Le polissage est ensuite effectué à l'aide d'une pâte de polissage et de chiffons de coton. La Figure 3.8 présente les contres-formes polies.





Figure 3.8 Modèles pour la fabrication des longerons, de l'extrados et l'intrados après le polissage du fini de surface à base de polyester

### **Traitement anti démoulant**

La dernière étape relative aux contre-formes est l'application d'un agent démoulant. Une cire est appliquée à l'aide d'un chiffon en coton. Un total de cinq couches sont appliquées et polies. L'utilisation de la cire permet de boucher certaines des porosités en surfaces qui n'ont pas pu être éliminées par le sablage.

### **3.1.2 Fabrication des moules**

#### **Gel de surface à base de polyester**

Le premier produit appliqué par-dessus les couches de cires des contre-formes est un gel de surface (Gelcoat) à base de polyester. L'application est réalisée à l'aide d'un fusil à air spécialement conçu pour les produits très visqueux. Une pression de 120 PSI est utilisée. L'épaisseur est premièrement créée par fine couche et complétée par des applications plus généreuses jusqu'à un minimum de 2 mm.

### Laminage manuel de la structure du moule

Le gel de surface est ensuite recouvert d'un composite fibre de verre mats et polyester. Le mat permet de bien épouser toutes les surfaces de gels. Un minimum de 6 mm de composites est laminé manuellement afin de construire une structure assez rigide pour permettre la manipulation du moule. Les Figure 3.9 et Figure 3.10 présentent le laminage manuel des structures des moules pour toutes les composantes à fabriquer. Il est à noter que les renforts du moule pour les nervures sont beaucoup plus épais étant donné l'absence d'angles de démoulage et le nombre d'utilisations plus élevé que les autres moules.



Figure 3.9 Structure des moules en fibres de verre mats/polyester pour la fabrication des longons, de l'extrados et l'intrados



Figure 3.10 Structure du moule en fibres de verre mats/polyester pour la fabrication des nervures

### Démoulages, nettoyage et application des agents démoulant

Les moules sont maintenant retirés des contres-formes à l'aide de fusil à air et de coins en plastique pour ne pas endommager les surfaces. Un nettoyage à l'acétone est effectué avant l'application de l'agent démoulant. Il est aussi important de couvrir le périmètre des moules à l'aide de ruban à masquer. Cela afin de laisser une zone encore adhérente pour le positionnement du mastic d'étanchéité. Par la suite, un total de 5 couches de cire est appliqué à l'aide de chiffons de coton sur la surface de tous les moules. Les moules sont maintenant prêts pour l'infusion des pièces. Les Figure 3.11 à Figure 3.16 présentent tout les moules fabriqués dans le cadre de ce projet.

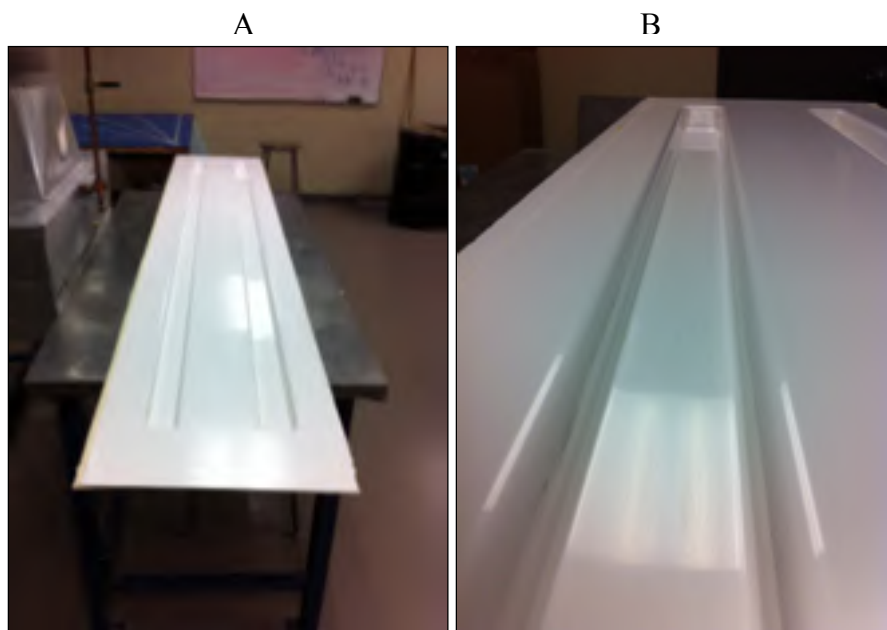


Figure 3.11 Moule pour la fabrication des longerons.  
A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement d'une zone de moulage

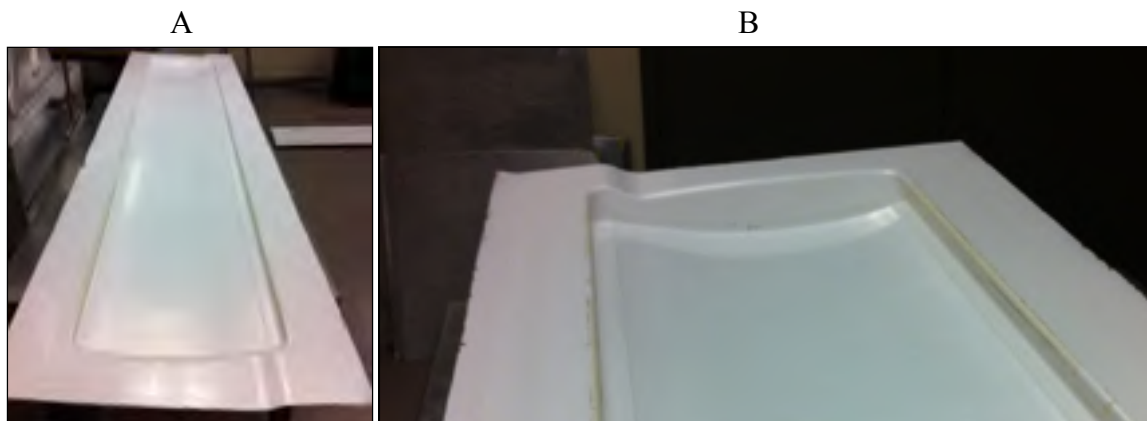


Figure 3.12 Moule pour la fabrication de l'intrados.  
A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement de la zone de moulage



Figure 3.13 Moule pour la fabrication de l'extrados.  
A) Vue d'ensemble. B) Agrandissement de la zone de moulage



Figure 3.14 Moule pour la fabrication  
des nervures



Figure 3.15 Agrandissement des zones de moulages des nervures

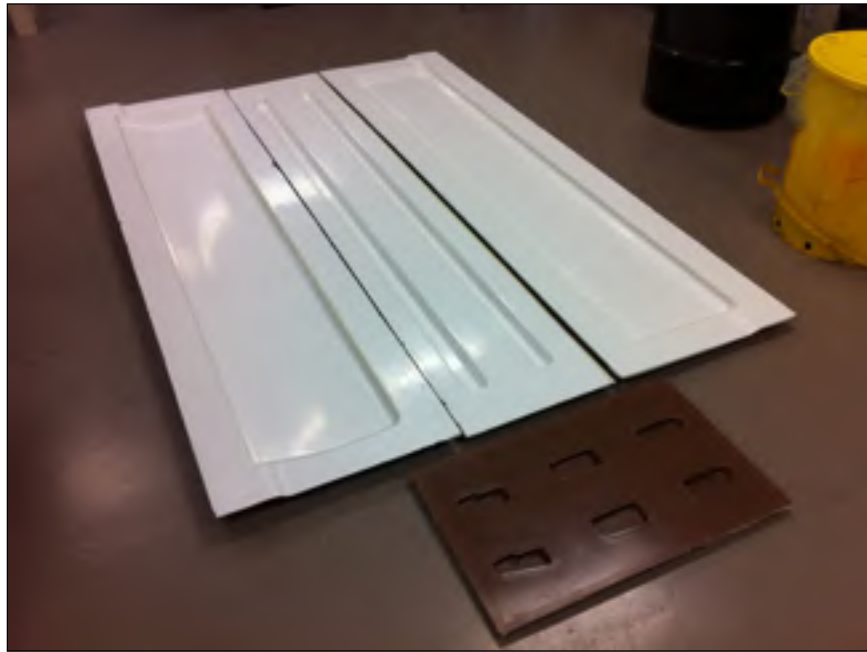


Figure 3.16 Ensemble des moules fabriqués

### 3.1.3 Fabrication des gabarits d'assemblage

Pour faciliter l'assemblage par collage de la structure interne et des deux peaux, des gabarits sont fabriqués à partir de bois à densité moyenne (MDF). Ces gabarits sont aussi utilisés pour le collage des extrusions d'aluminium sur l'extrados. Le profil de section est usiné à l'aide

d'un centre d'usinage à commande numérique pour le bois sur deux sections qui s'emboîtent. La Figure 3.17 présente un des 9 gabarits fabriqués pour l'assemblage par collage.

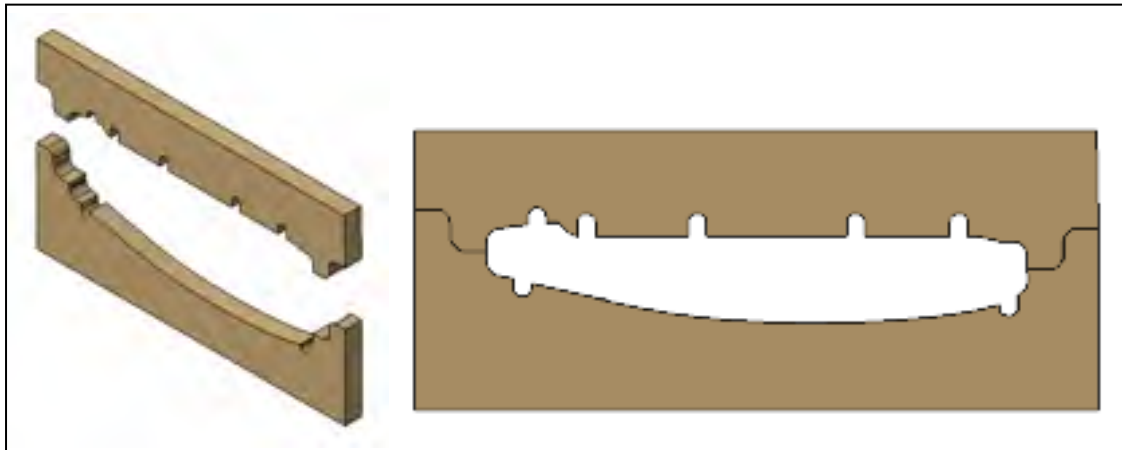


Figure 3.17 Gabarit de collage de la structure

La Figure 3.18 démontre comment les gabarits de collage sont utilisés pour le soutien de la structure lors des différentes manipulations reliées à l'assemblage de la sous-structure.

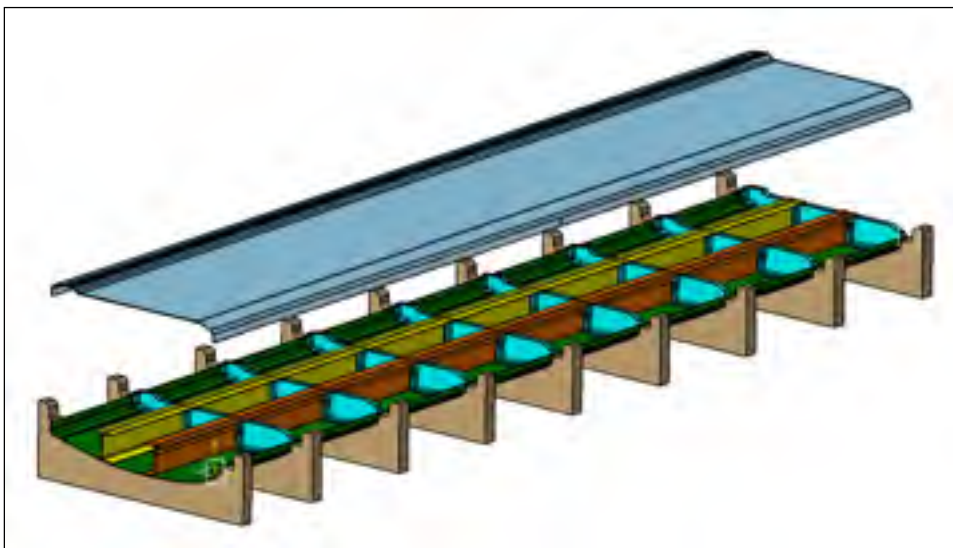


Figure 3.18 Utilisations des gabarits de collage pour le soutien de la structure lors des manipulations

Les gabarits sont alignés avec les nervures. Il est ainsi plus facile d'appliquer une pression uniforme sur les joints de collage lors de l'assemblage de l'extrados. La Figure 3.19 présente l'utilisation des gabarits de collage pour l'assemblage final de la structure.

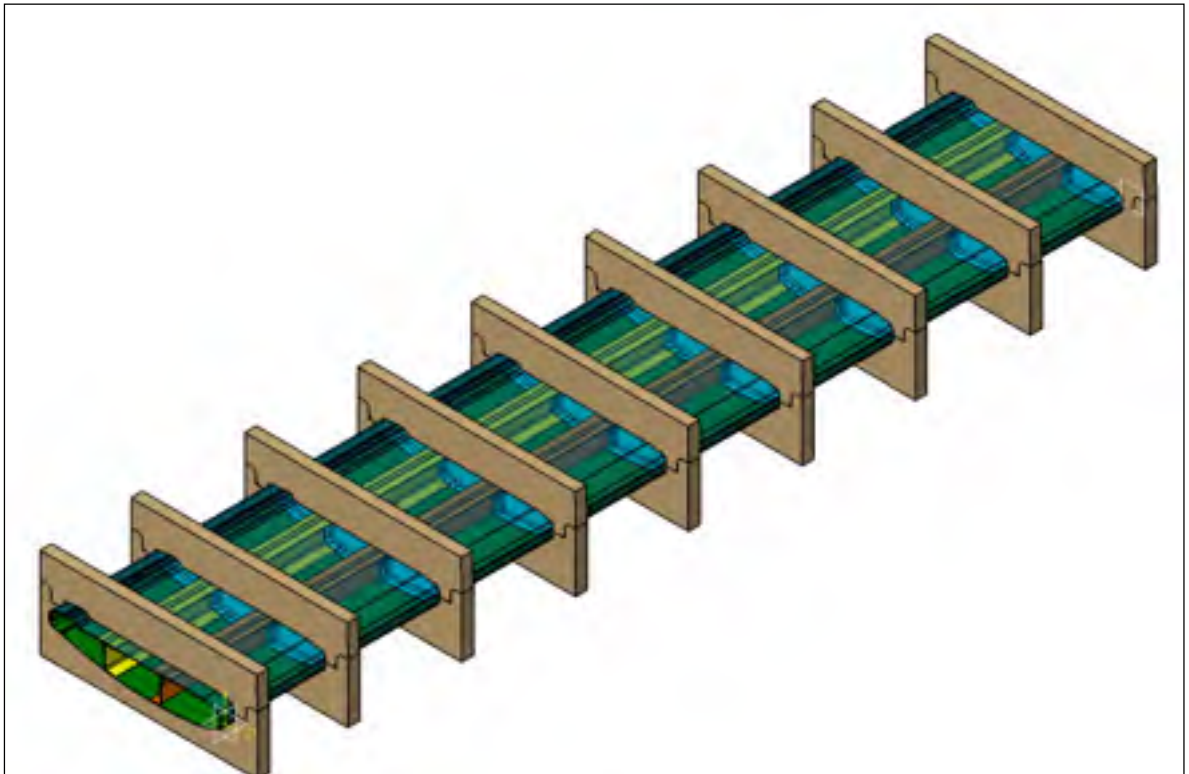


Figure 3.19 Utilisations des gabarits pour le collage de l'extrados

### 3.2 Fabrication du gabarit de test

Les tests expérimentaux demandent la fabrication d'un gabarit qui permet la fixation en porte à faux de l'aile. Pour y arriver, un groupe de trois nervures pleines en aluminium et d'une épaisseur de 50 mm sont fabriquées à l'aide d'un centre d'usinage numérique et d'un code réalisé à l'aide du logiciel CATIA-V5. La Figure 3.20 présente les trois nervures.

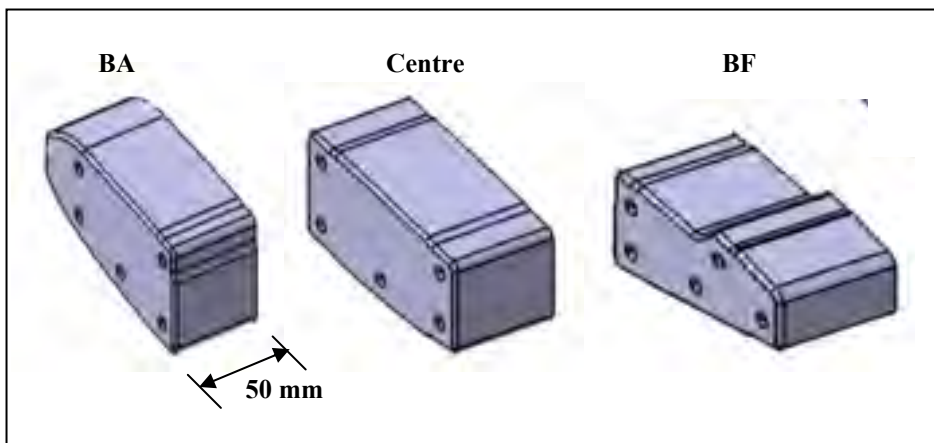


Figure 3.20 Nervures en aluminium pour le gabarit de test

Ces pièces taraudées sont ensuite collées à l'extrémité ouverte de la structure sur toutes leurs longueurs. Il est ensuite possible de fixer l'aile sur une plaque via les nervures en aluminium. Un total de 15 boulons M8 sont utilisés pour le serrage des nervures à la plaque du gabarit. Cette plaque est ensuite fixée à une table de montage verticale à l'aide de quatre tiges filetées de .75 pouce de diamètre. La Figure 3.21 présente le gabarit de test assemblé sans la structure de l'aile. Une vue explosée de l'assemblage est aussi présentée à la Figure 3.32.



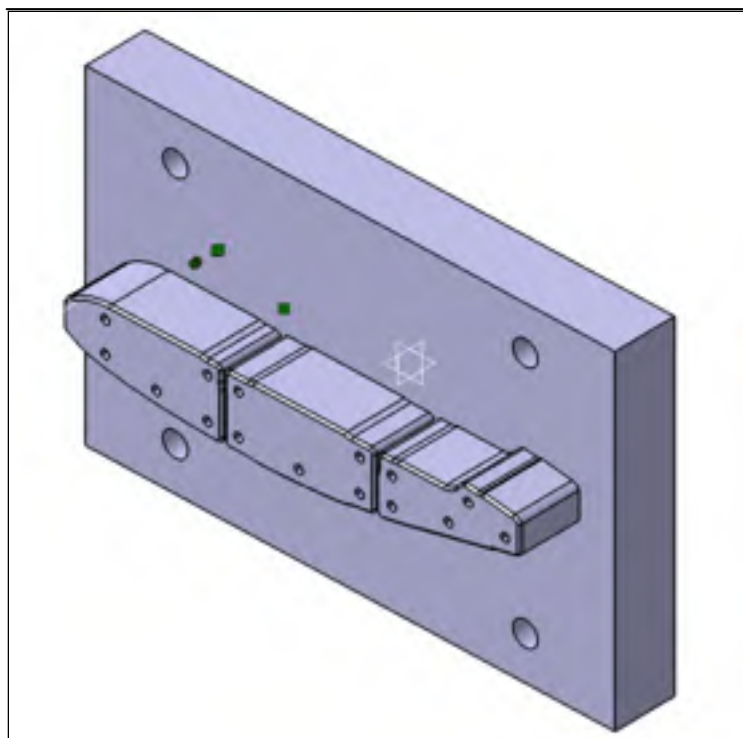


Figure 3.21 Gabarit pour les tests de chargements statiques

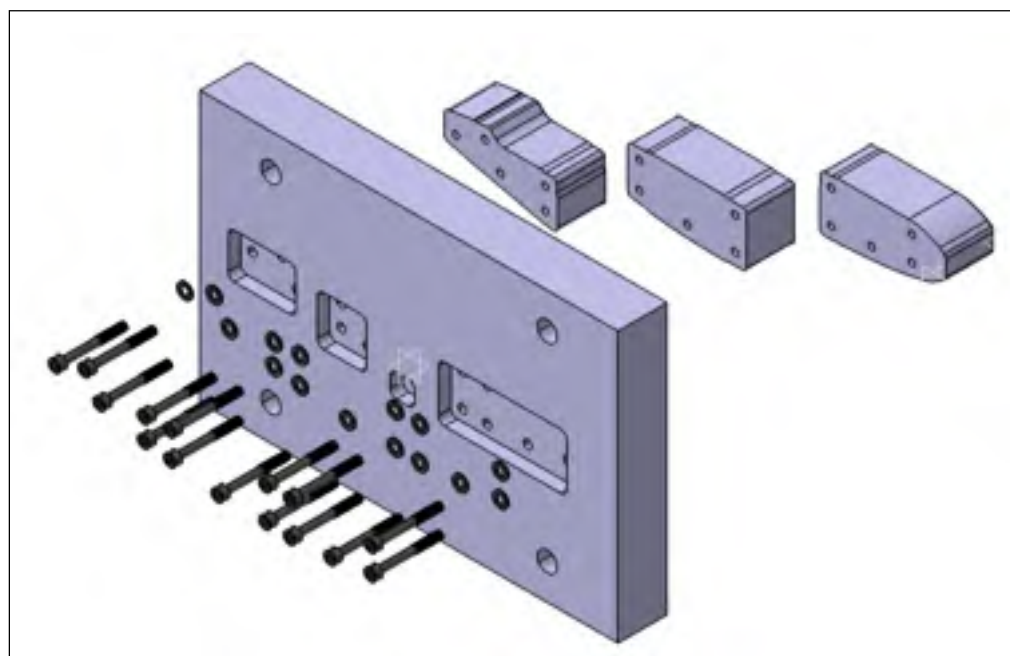


Figure 3.22 Vue explosée de l'assemblage du gabarit de test

La Figure 3.23 permet de visualiser le positionnement des nervures en aluminium à l'extrémité ouverte de la structure. La table de montage verticale utilisée est présentée au CHAPITRE 4.

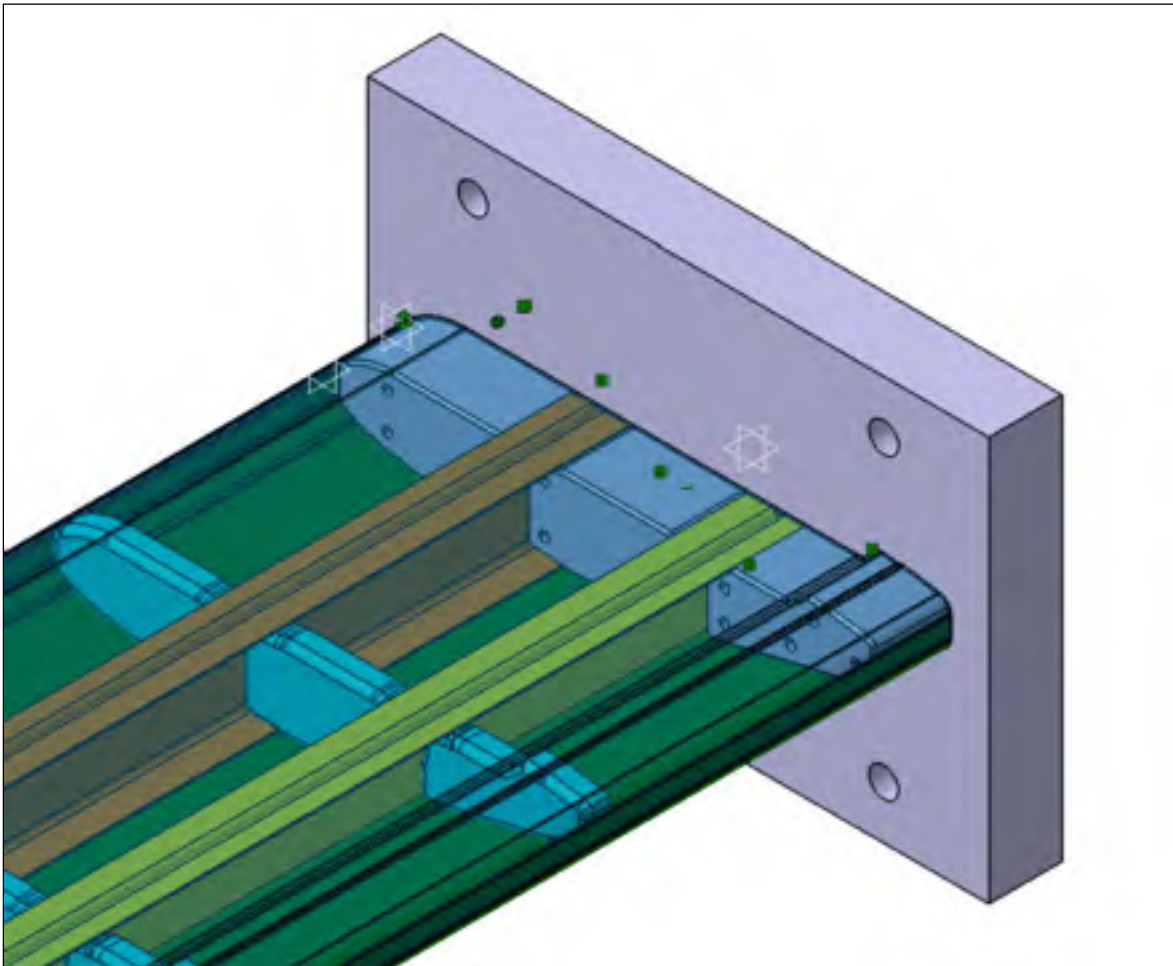


Figure 3.23 Assemblage de la structure et du gabarit de test

### 3.3 Fabrication et assemblage de la structure en composite

La section suivante présente rapidement les infusions de certaines pièces en composite et l'assemblage de la structure. La Figure 3.24 présente les infusions de l'intrados et des longerons.

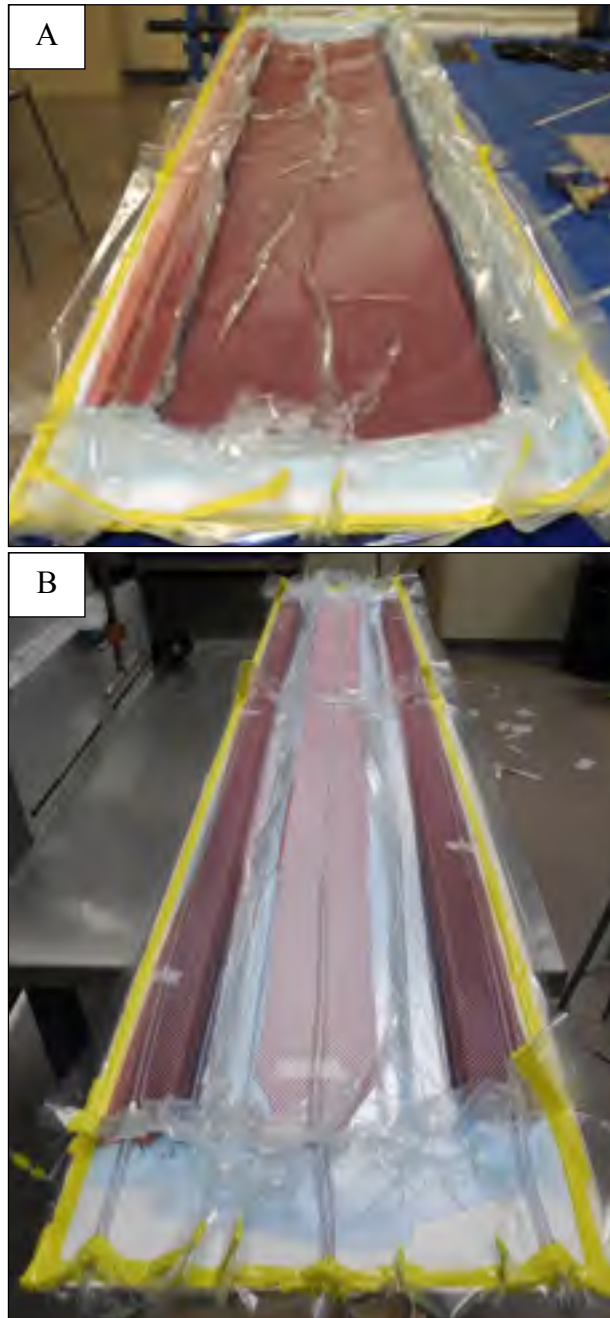


Figure 3.24 Infusion A) Intrados B) Longerons

La Figure 3.25 présente l'intrados après le démoulage. Les surplus de matériel doivent être découpés pour donner à l'intrados ses dimensions finales.

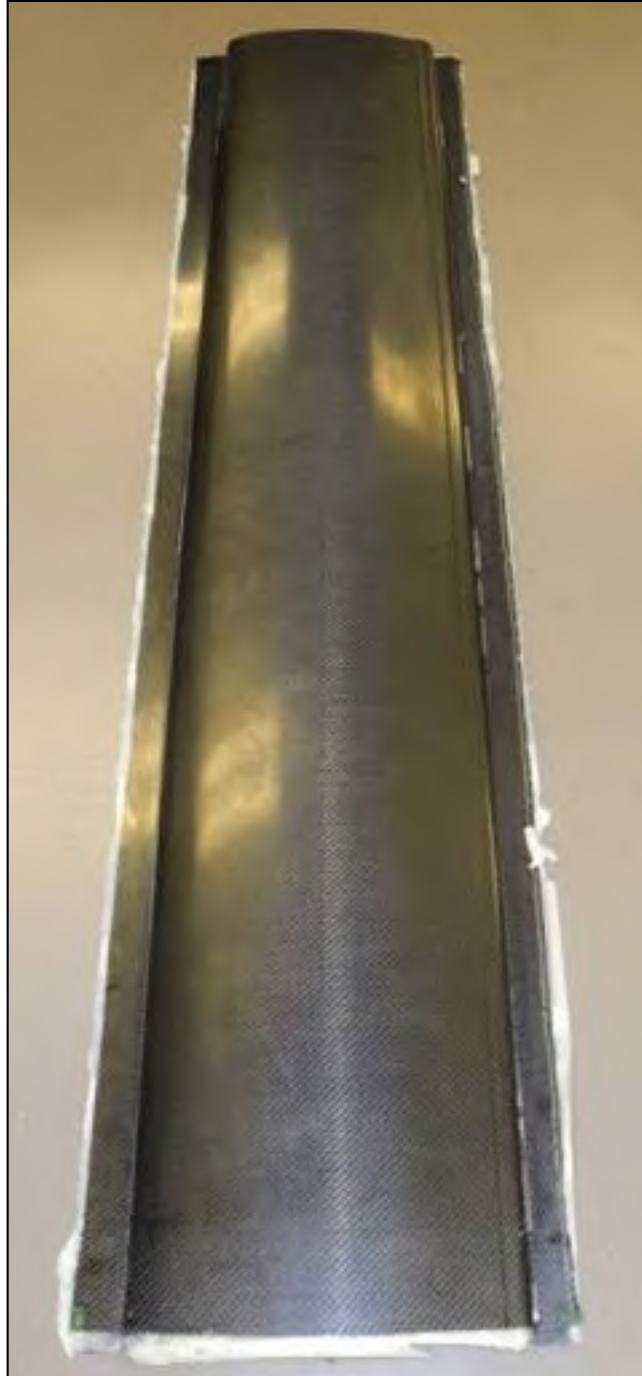


Figure 3.25 Intrados après démoulage

Une fois que toutes les pièces sont infusées, démoulées, découpées aux dimensions finales et nettoyées à l'acétone, les surfaces de collage sont légèrement sablées à l'aide d'un papier de grade 320. Un dernier nettoyage à l'eau est ensuite réalisé. La Figure 3.26 présente la section en « C » et le renfort, qui une fois assemblée, forment le longeron 2. Les zones de collage sont reconnaissables par leur fini mat.

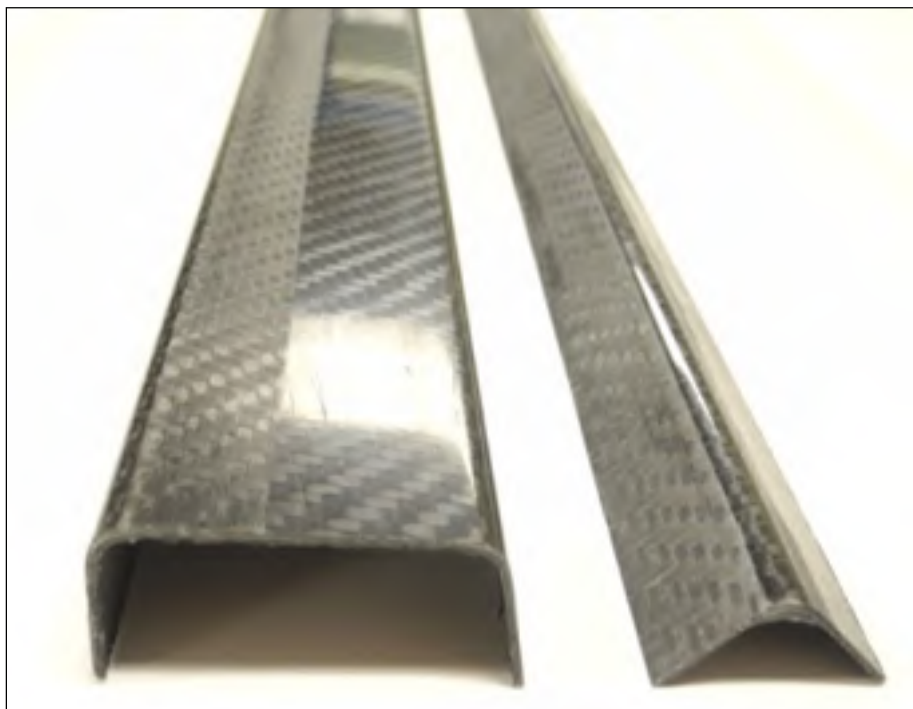


Figure 3.26 Section en « C » et le renfort qui constituent le longeron 2 avant le collage

Après avoir assemblé les deux longerons, la structure interne est construite en ajoutant les nervures. La Figure 3.27 présente le modèle 3D de la structure interne de l'aile. Cette structure est ensuite collée à l'intrados à l'aide des gabarits de collage.

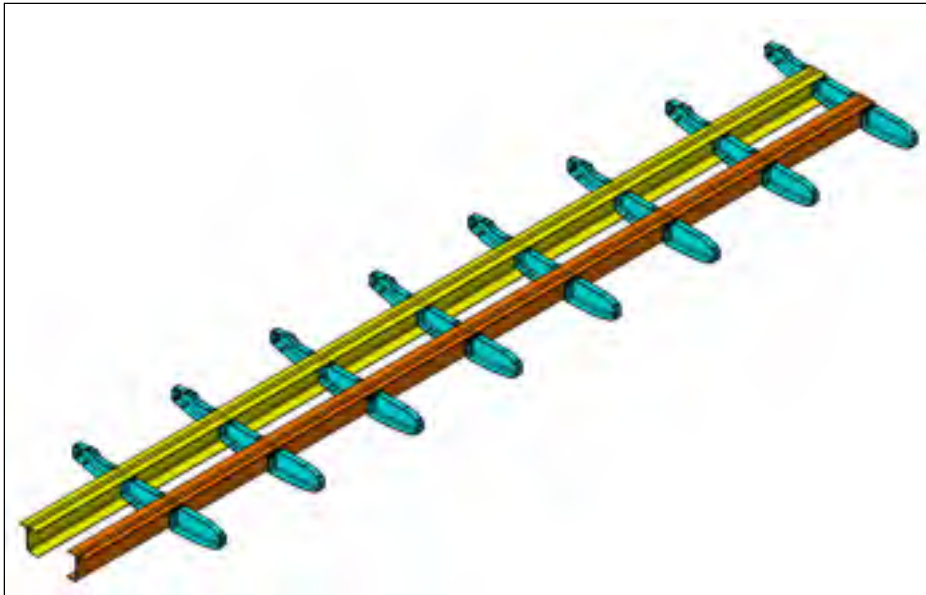


Figure 3.27 Modèle 3D de la structure interne de l'aile

Les Figure 3.28 à Figure 3.32 présentent les résultats réels de l'assemblage entre la structure interne et l'intrados.



Figure 3.28 Extrémité de la structure interne de l'aile

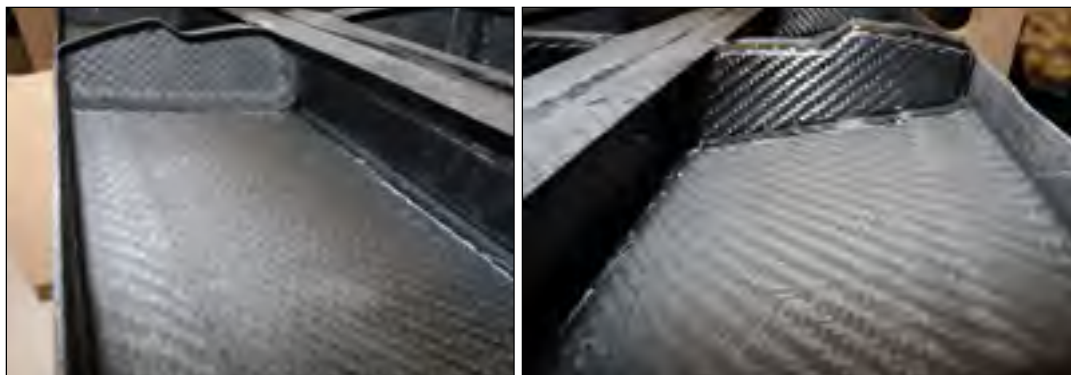


Figure 3.29 Nervures assemblées section BF

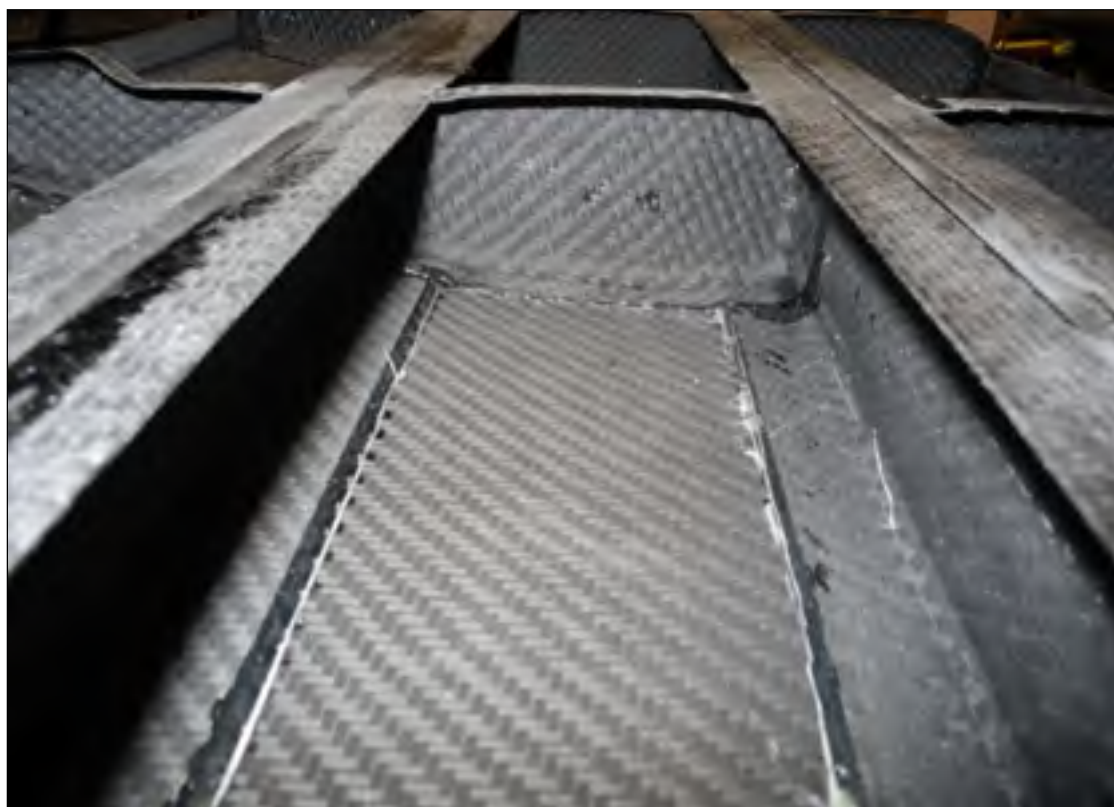


Figure 3.30 Nervure assemblée section centre

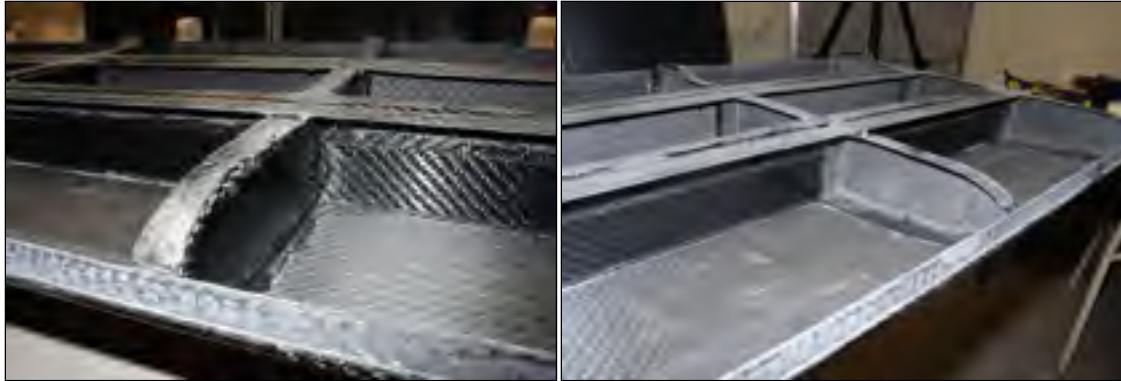


Figure 3.31 Nervure assemblée section BA



Figure 3.32 Ensemble de la structure interne de l'aile



La dernière étape consiste en la fermeture de la structure. L'extrados est collé à la structure interne et l'intrados à l'aide du gabarit de collage. La Figure 3.33 présente le gabarit de test, l'assemblage intrados et structure interne et l'extrados. L'image de gauche présente le positionnement du papier à masquer servant à délimiter les zones devant être sablées avant le collage. La figure de droite présente l'extrados après avoir retiré le ruban à masquer.

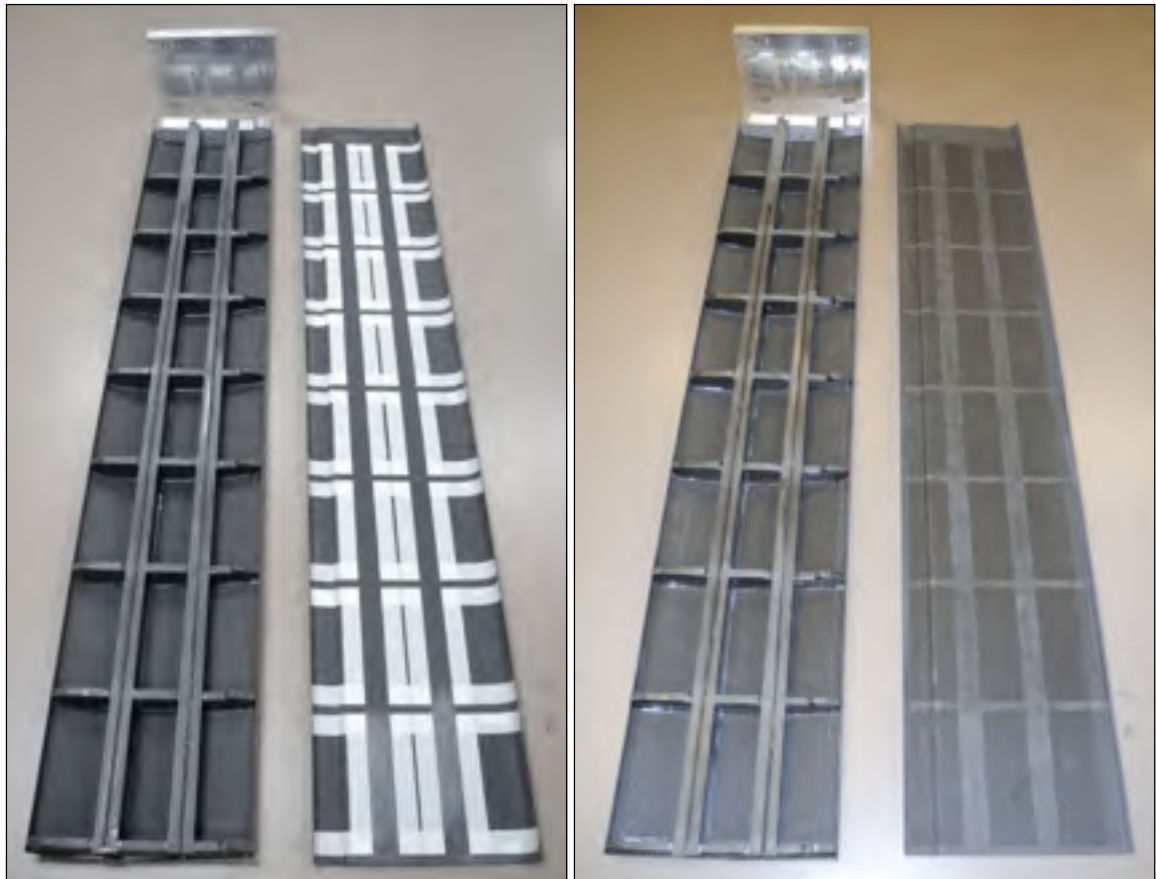


Figure 3.33 Préparation pour le collage de l'extrados

Le joint de collage entre l'intrados et l'extrados est présenté à la Figure 3.34. Ceux-ci sont mis en forme lors de l'infusion de l'intrados.

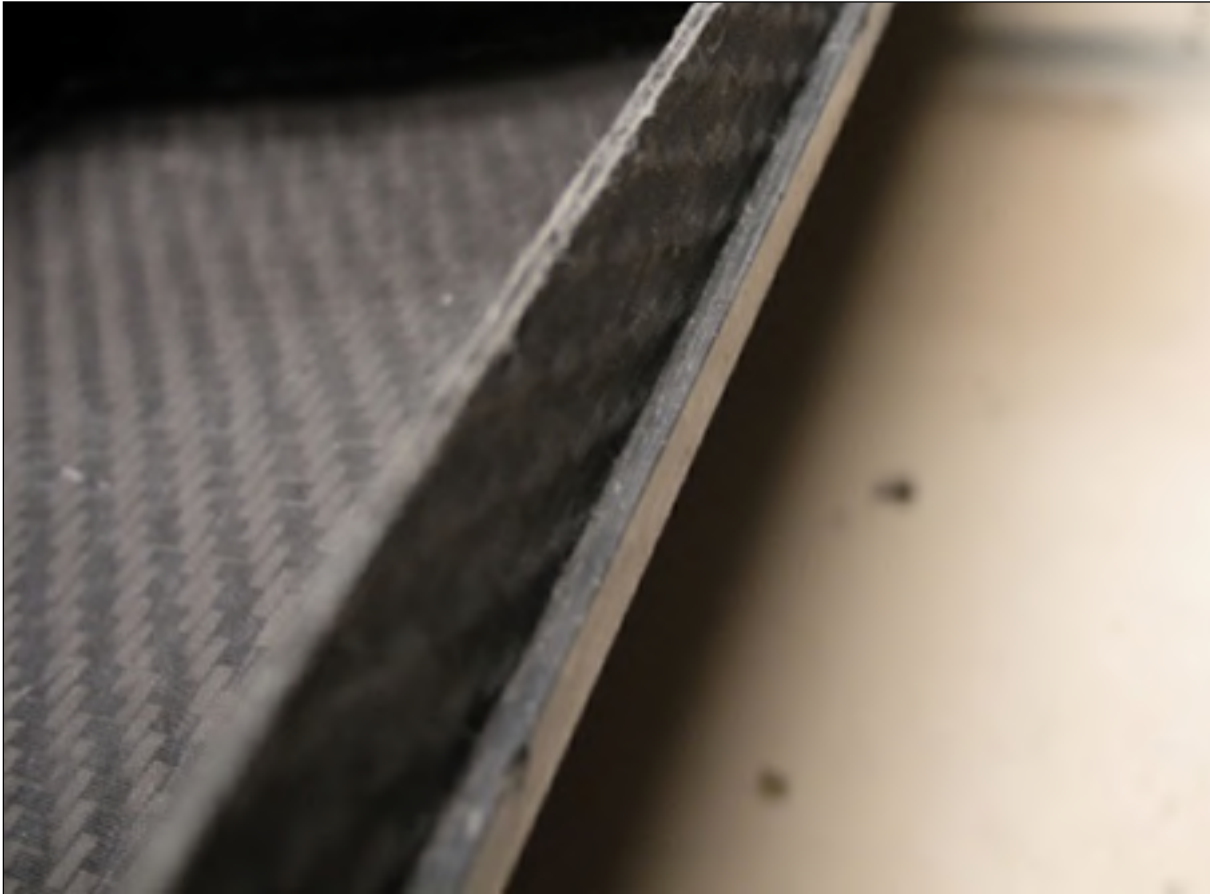


Figure 3.34 Décalage de la surface de collage du BA de l'intrados

Finalement, l'adhésif à base d'époxy (Araldite 2011) est appliqué sur toutes les surfaces de collage et l'extrados est mis en place. Les parties supérieures des gabarits de collage sont fermement positionnées à l'aide de pinces pour assurer le respect des dimensions du profil. La Figure 3.35 présente l'arrangement pour l'assemblage final de la structure.



Figure 3.35 Collage de l'extrados. Fermeture à l'aide des gabarits de collage

Une fois l'assemblage par collage terminé, la structure est découpée à la dimension finale de 2050 mm selon l'envergure à l'aide d'un bas de scie équipé d'une lame au diamant et d'un système de refroidissement à l'eau. Les 50 mm de plus servent à positionner les nervures en aluminium sans affecter la longueur en porte-à-faux de 2000 mm imposés aux modèles numériques. La Figure 3.36 présente le résultat de la structure après la découpe.



Figure 3.36 Structure après l'assemblage et la découpe du surplus de matériel

### 3.4 Collage du gabarit de test et des lignes d'application des chargements.

Les nervures en aluminium sont ensuite fixées à la structure par un adhésif à base d'époxy (Araldite 2015). Les gabarits de collage sont réutilisés pour appliquer une pression uniforme sur l'ensemble du collage. La Figure 3.37 présente la méthodologie de serrage utilisée pour le collage des nervures du gabarit de test.



Figure 3.37 Collage des nervures en aluminium pour la fixation au gabarit de flexion

La fixation des barres en aluminium sur l'extrados en composite carbone/époxy est aussi réalisée par collage à l'aide de la colle Araldite 2015 de Huntsman spécialement conçue pour assembler des substrats de nature différente. Celle-ci a préalablement été testée dans le cadre du projet CRIAQ 7.1 pour l'assemblage des lignes d'action en acier et des fixations en aluminium à l'extrados flexible en composites carbone/aramide/époxy. Les gabarits de collages permettent de positionner les extrusions afin de délimiter les zones à protéger par du ruban à masquer. La Figure 3.38 présente le positionnement des extrusions. Les surfaces sont préalablement toutes nettoyées à l'acétone et la manipulation des pièces est faite avec des gants.



Figure 3.38 Positionnement des lignes d'application des chargements à l'aide des gabarits de collage

La Figure 3.39 démontre où le ruban à masquer est positionné. Les surfaces non couvertes sont ensuite minutieusement sablées à l'aide d'un papier de grade 320 et nettoyées à l'eau. Les étapes de nettoyage et de sablage sont aussi réalisées pour les surfaces de collage des quatre extrusions. La Figure 3.40 présente les surfaces de l'extrados et de l'extrusion avant l'application de l'adhésif.



Figure 3.39 Positionnement du ruban à masquer pour protéger la surface de l'extrados lors du collage



Figure 3.40 Extrusion et crochets de fixation après le sablage des surfaces de collage

Finalement, l'adhésif est appliqué à toutes les surfaces de collage et les gabarits de collage sont repositionnés pour assurer le bon positionnement des lignes d'application des chargements. La Figure 3.41 démontre les étapes du collage

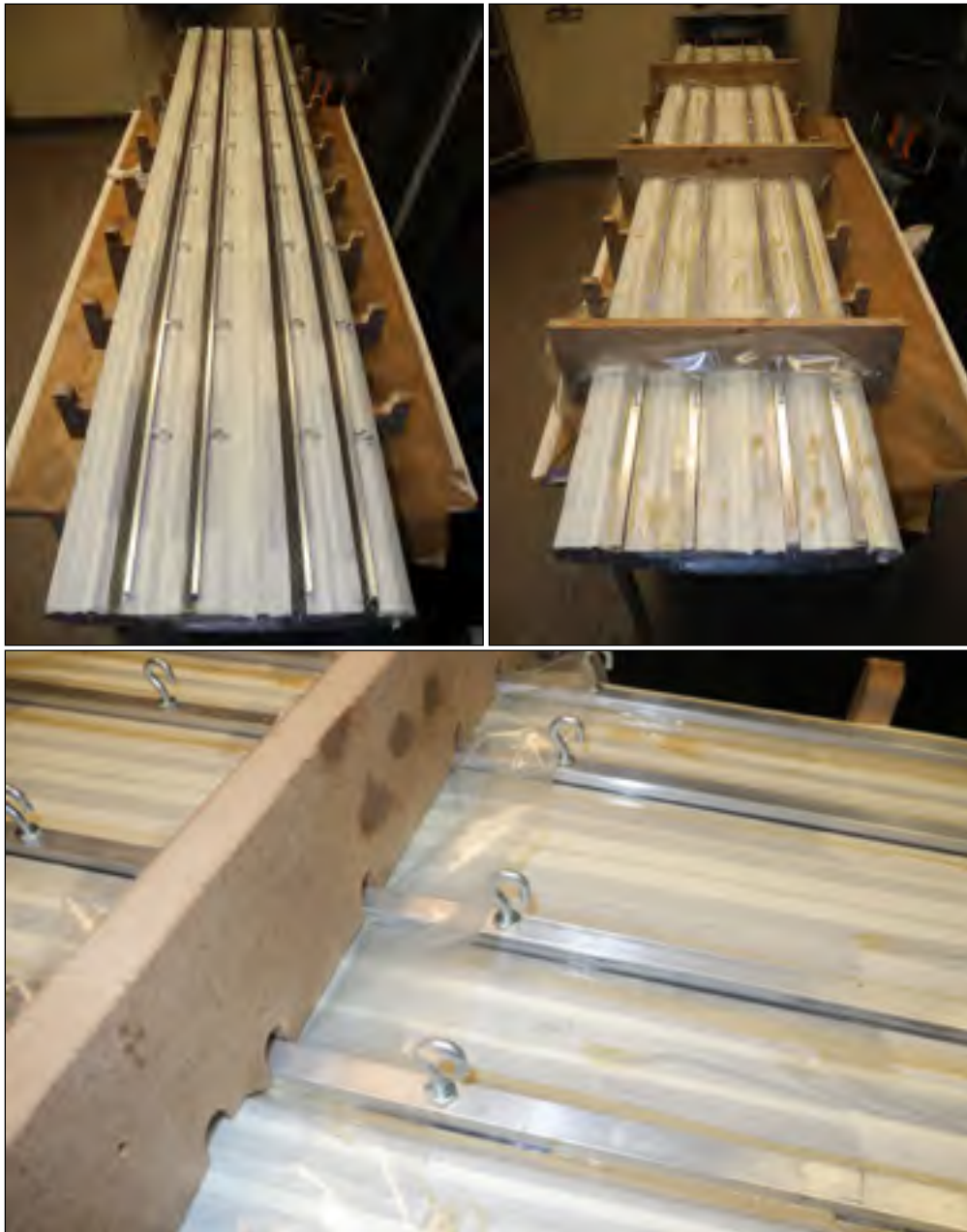


Figure 3.41 Collage des lignes d'application des chargements



### 3.5 Présentation du prototype de la structure de l'aile

Le prototype de la structure de l'aile est maintenant complet et prêt à être sollicité en flexion et en torsion. La Figure 3.42 présente en détail le résultat du collage des extrusions sur l'extrados. La Figure 3.43 présente le prototype final au complet



Figure 3.42 Résultats finaux du collage des lignes d'applications des chargements

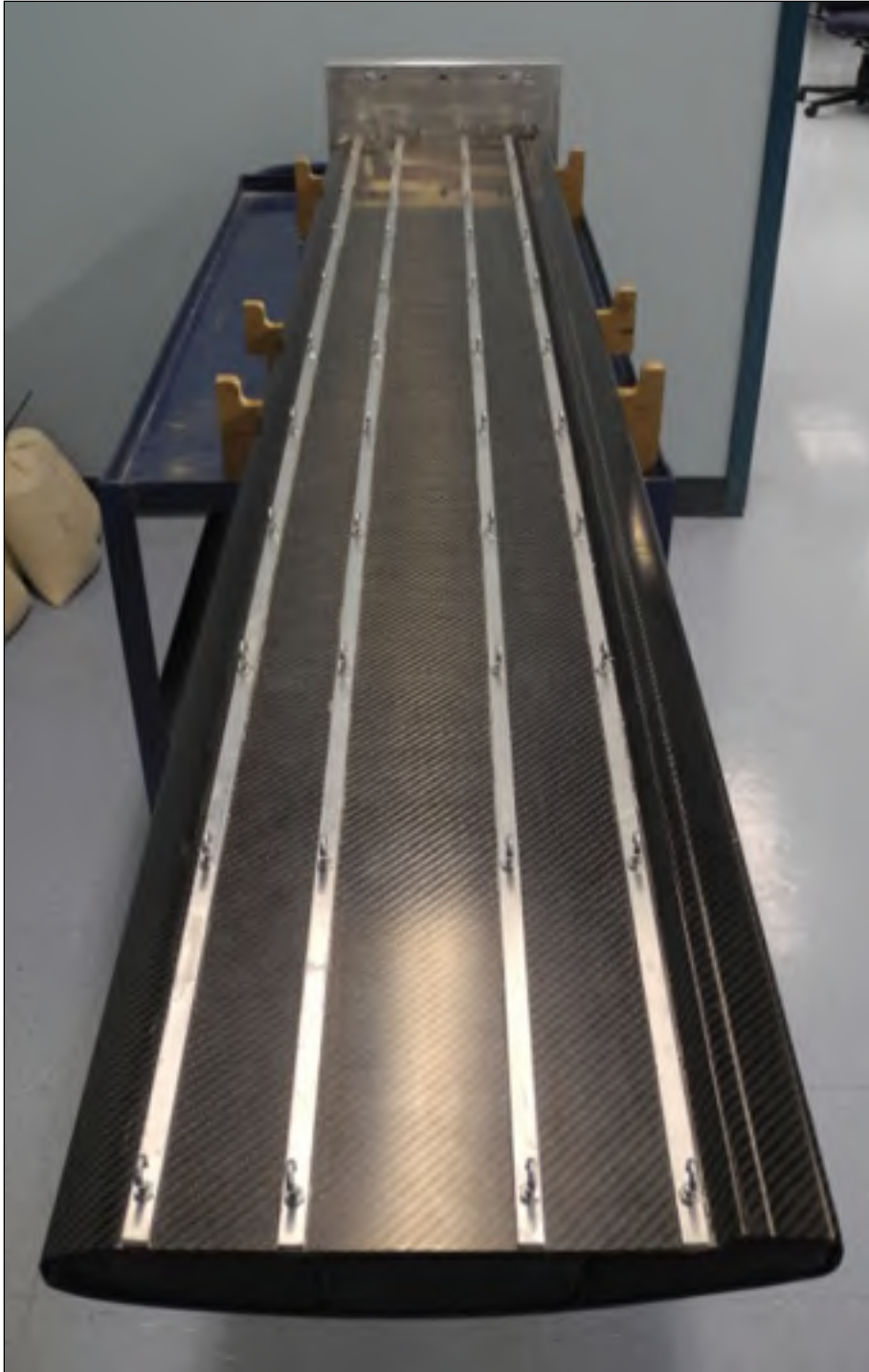


Figure 3.43 Assemblage final de la structure, du gabarit de test et des lignes d'applications des chargements

### 3.6 Conclusion

Malgré leur caractère très technique, la mise en forme et l'assemblage de la structure constituent une section aussi importante que la caractérisation, la conception et les tests expérimentaux. Une compréhension des limitations des procédés de fabrication et d'assemblage disponibles permet de concevoir des pièces et des assemblages dont la mise en forme est plus simple et moins coûteuse. La compréhension des étapes de fabrication facilite la résolution des problèmes lorsque la comparaison des résultats numériques et expérimentaux doit être réalisée. La connaissance des difficultés rencontrées lors de la mise en forme peut fournir des pistes pour cerner les sources d'erreurs.

La mise en forme des composites et leur assemblage nécessitent une compréhension de plusieurs phénomènes complexes comme la polymérisation des résines et leurs cheminements via une matière poreuse (Fibres). En plus de demander une grande habileté manuelle pour réaliser la quantité élevée de travail nécessaire à l'obtention de composantes de qualité. La combinaison de connaissances techniques et d'habiletés manuelles permet de créer un pont entre toute la théorie développée sur la résistance mécanique des matériaux composites et l'aspect grandement artisanal de la mise en forme par infusion.

Finalement, plusieurs améliorations peuvent être apportées à toutes les étapes de la réalisation de la structure. Il faut considérer l'objectif qui est la validation du modèle EF et non l'installation pour une utilisation réelle. L'usinage direct des moules et l'utilisation de gabarit d'assemblages plus fonctionnels et rigides permettraient d'augmenter la qualité du produit fini, mais à des coûts relativement élevés.



## CHAPITRE 4

### VALIDATION EXPÉRIMENTALE DU MODÈLE EF

#### 4.1 Tests expérimentaux

À cette étape, un prototype réel de la structure de l'aile est fabriqué et assemblé et un modèle EF complet de cette structure est développé. L'étape des tests expérimentaux a pour objectif de valider les déplacements calculés par le modèle numérique. Les déformations de la structure ne sont donc pas acquisitionnées lors de ces tests. Comme dans le modèle EF, les déplacements verticaux sont mesurés pour différents chargements. Il est donc nécessaire de reproduire ces chargements à l'aide du modèle EF pour permettre la comparaison. Comme il a été mentionné précédemment, les chargements 1 et 2 provenant des conditions aérodynamiques sont difficilement reproductibles à l'extérieure d'une soufflerie. Donc, des sacs de sable sont suspendus aux crochets permettant ainsi d'obtenir les différentes conditions de chargements. Ces dernières sont présentées au Tableau 4.1. Les lignes L1 à L4, constituent les 4 lignes d'actions présentés à la Figure 3.43.

Tableau 4.1 Conditions de chargements expérimentaux

Cas Expérimentaux	Combinaison de chargements	$F_{portance}$	$M_{flexion}$	$C_{torsion}$
		N	Nmm	Nmm
1	L1	900	877500	-132570
2	L1+L2	1800	1755000	-195840
3	L1+L2+L3	2700	2632500	-159210
4	L1+L2+L3+L4	3600	3510000	-53280

Le Tableau 4.2 sert de référence pour le calcul des chargements présenté au Tableau 4.1. Les chargements indiqués comme approximatifs sont précisément répertoriés et leurs points d'application réels et numériques sont identiques. Les valeurs sont toutes de  $100N \pm 5N$ . Malheureusement, la condition de test expérimental 4 n'a pu être imposée étant donné

l'instabilité de la table de montage sous le moment de flexion trop élevé. Donc, seulement les cas de 1 à 3 sont appliqués.

Tableau 4.2 Positions et valeurs des chargements appliqués

Numéros des points de chargements	Positions des points des chargements selon l'envergure	Numéro de ligne	Ligne 1	Ligne 2	Ligne 3	Ligne 4
	mm	Position des lignes selon la corde (mm)	50	127	238	315
10	1975	Chargement (N)	0	0	0	0
9	1775		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
8	1575		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
7	1375		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
6	1175		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
5	975		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
4	775		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
3	575		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
2	375		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100
1	175		≈ 100	≈ 100	≈ 100	≈ 100

La table de montage et les tiges filetées nécessaires à la fixation du gabarit de test sont présentées à la Figure 4.1. Les tiges filetées sont fixées à l'aide de blocs en « T » filetés et positionnés dans les rainures horizontales de la table. Une masse de 250 kg est positionnée derrière la table pour augmenter la stabilité du montage.



Figure 4.1 Table de montage utilisée pour la fixation du gabarit de test

La structure de l'aile est solidement fixée extradados vers le sol à la table de montage. Les sacs de sable numérotés sont positionnés à proximité du montage et la session de test est enregistrée sous vidéo (Figure 4.2). La Figure 4.3 présente la structure lors des tests.

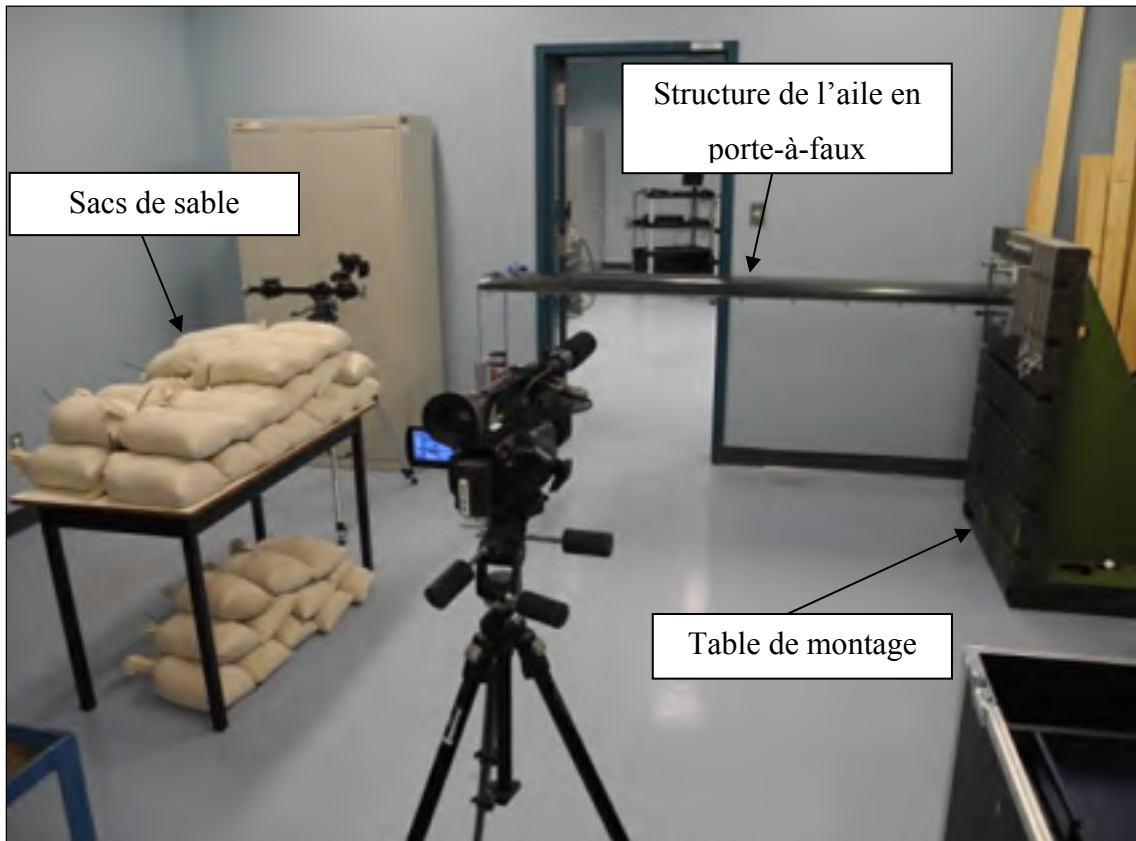


Figure 4.2 Environnement des tests pratiques



Figure 4.3 Chargement statique de la structure vue de face.  
A) À vide B) Cas 1 C) Cas 2 D) Cas 3



Les déplacements de chacune des extrémités de la section de profil (Les deux mêmes points que le modèle EF) sont obtenus par des rubans à mesurer, un repère fixe et un appareil photo. Les valeurs sont ainsi enregistrées après l'ajout de chacune des masses. La Figure 4.4 présente quelques photos prises lors des tests.

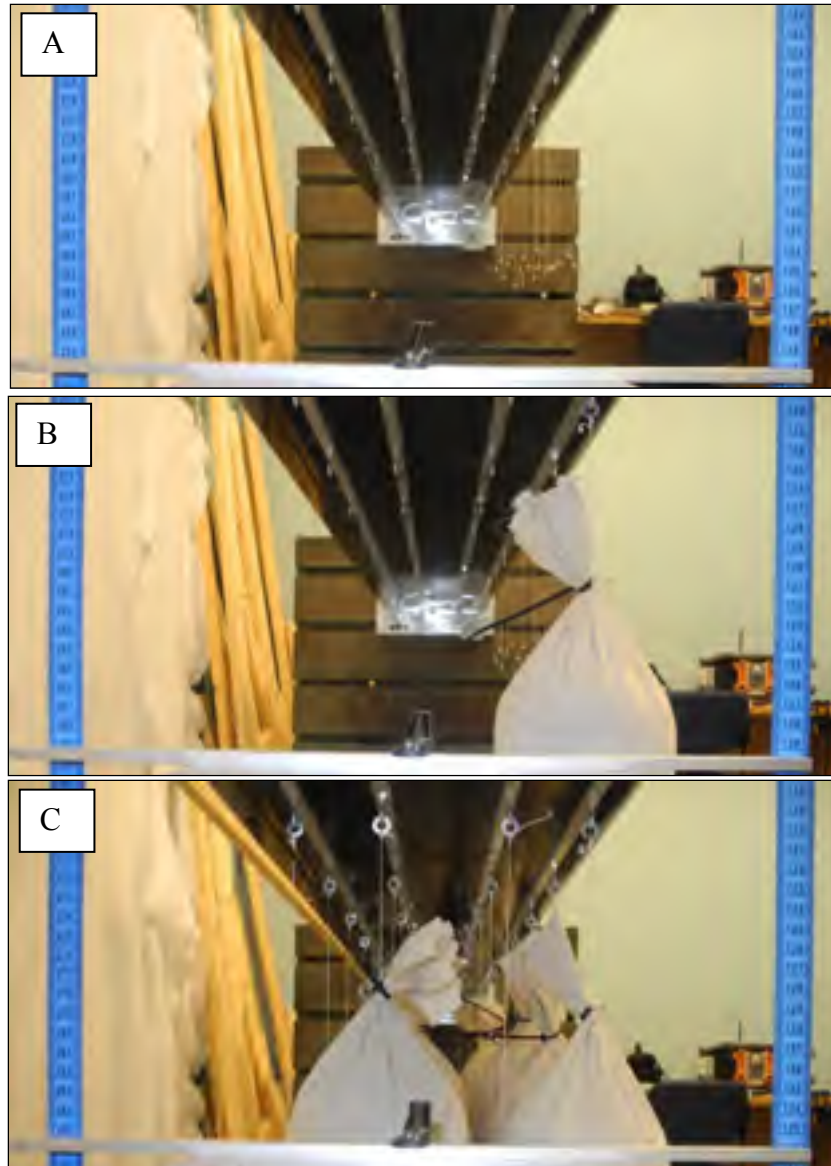


Figure 4.4 Chargements statiques de la structure vue de profil.  
A) Structure non sollicitée. B) Application du chargement 9 de la ligne L1. C) Application du cas de chargement expérimental 2

#### 4.2 Comparaison des résultats expérimentaux et numériques

Les chargements appliqués lors des tests expérimentaux sont maintenant reproduits chez le modèle EF final présenté à la section 2.10. Les valeurs de flèche et rotation en bout d'aile sont comparées dans le Tableau 4.3. Les valeurs expérimentales présentent une erreur due à la prise de mesure qui est considérée comme étant la moitié de la plus petite dimension de l'outil. Donc, la tolérance de  $\pm 0.5$  mm engendre des valeurs expérimentales minimum et maximum. Les pourcentages d'erreurs sont donc donnés en fonction des deux bornes.

Tableau 4.3 Comparaison des résultats expérimentaux et numériques pour la flèche et la rotation en bout d'aile

<b>Flèche moyenne en bout d'aile (mm)</b>					
<b>Cas de chargement</b>	<b>E.F</b>	<b>Min Exp.</b>	<b>Max. Exp</b>	<b>Erreur min</b>	<b>Erreur max</b>
1	<b>8,36</b>	8,6	9,6	3%	13%
2	<b>16,50</b>	18	19	8%	13%
3	<b>24,76</b>	27	28	8%	12%
<b>Rotation en bout d'aile (deg)</b>					
<b>Cas de chargement</b>	<b>E.F</b>	<b>Min Exp.</b>	<b>Max. Exp</b>	<b>Erreur min.</b>	<b>Erreur max.</b>
1	<b>0,28</b>	0,04	0,40	0%	61%
2	<b>0,39</b>	0,18	0,54	0%	115%
3	<b>0,27</b>	0,00	0,36	0%	100%

Les résultats pour la flèche sont concluants étant donné les déviations toutes situées entre 3 % et 13 %. Il est donc possible d'affirmer que le modèle permet de prédire les déformations de la structure réelle au niveau de la flèche. Par contre, les valeurs de rotation en bout d'aile étant très faibles, les erreurs de manipulation et de prises de mesure engendrent des déviations toutes situées entre 0 % et 115 % ce qui est relativement élevé et de peut être considérée comme validation définitive. Il serait donc nécessaire d'imposer des couples de torsion beaucoup plus élevés afin de produire des déplacements plus grands et ainsi une erreur de prise de mesure plus faible.

Le modèle EF est maintenant légèrement modifié afin de diminuer la déviation au niveau de la flèche. L'étude des modèles simples réalisée à la section 0 a permis de conclure que les modèles numériques en flexion étaient plus rigides que ceux réalisés en laboratoires et que la diminution du module de rigidité axiale permet de diminuer l'erreur pour les modèles simples. Le même exercice est réalisé pour le modèle de la structure finale. Les valeurs de flèches moyennes en bout d'aile ont donc été numériquement calculées pour différentes valeurs de rigidités axiales du composite unidirectionnel T300/8604. La Figure 4.5 présente les résultats obtenus pour le cas de chargement expérimental 2.

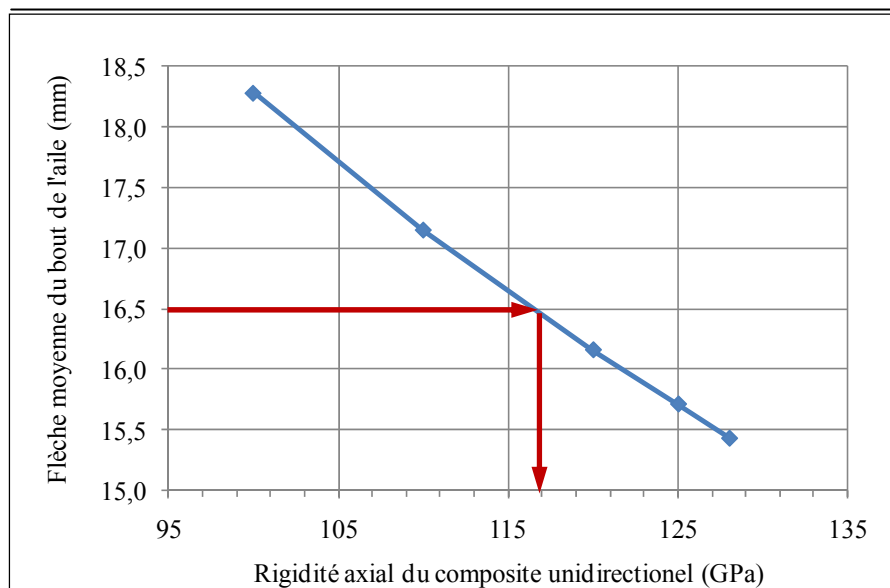


Figure 4.5 Flèche moyenne en bout d'aile en fonction du module de rigidité axiale du composite unidirectionnel T300/8604 pour le cas de chargements expérimental 2

Il est ainsi possible de modifier la valeur de la rigidité axiale du composite unidirectionnel de 128 GPa à 118 GPa pour obtenir un modèle qui prédit les déplacements en flexion de la structure réelle à l'intérieur de 1 % d'erreur pour le cas de chargements 2.

### 4.3 Conclusion

La réalisation des tests expérimentaux ne s'est pas exactement déroulée comme elle se devait. L'instabilité de la table de montage a limité les cas de chargements à 3 sur 4 et a probablement introduit une source d'erreur indésirable par le fait que certains déplacements ont pu avoir lieu lors des cas de chargements expérimentaux 1 à 3. De plus, les rotations en bout d'aile très faibles combinées aux instruments de mesure à faible précision ont contribué à l'impossibilité de conclure définitivement si le modèle EF est représentatif ou non pour les rotations. Il serait donc nécessaire de développer un gabarit pour permettre l'application de couple de torsion beaucoup plus élevé et ainsi diminuer les erreurs reliées aux prises de mesures.

Par contre, les déplacements en flexion ont pu être mesurés avec une précision acceptable et ont ainsi permis de conclure que la rigidité en flexion du modèle EF est plus élevée que le prototype réel. Ainsi, les conclusions réalisées par l'analyse des modèles simples à la section 0 ont permis d'apporter un ajustement au module de rigidité axial du composite unidirectionnel (128 GPa à 118 GPa) et ainsi diminuer les pourcentages d'erreur à 1 % pour le cas du chargements 2.

## CONCLUSION

La comparaison entre les résultats numériques et expérimentaux a permis la validation du modèle EF en flexion seulement. Les faibles rotations en bout d'aile n'ont pu être convenablement comparées. Ceci amène le besoin de développer un gabarit de tests permettant l'application d'un couple de torsion beaucoup plus élevé et l'utilisation d'une table de montage fixée au sol.

La réalisation de ce travail a permis de développer plusieurs aptitudes et connaissances face à la caractérisation mécanique, la mise en forme par infusion assistée du vide, la conception des stratifiés, l'analyse par EF et la validation expérimentale de pièces et structures en matériaux composites assemblées par collage. Chacune de ces étapes a été réalisée en ayant comme objectif global la validation des déplacements du modèle d'analyses par EF d'une structure en composites. Ainsi, un juste milieu a dû être ciblé entre la qualité et le temps nécessaire à la réalisation de toutes ces étapes. Le développement d'une structure d'aile prête à l'installation pour des utilisations en vol récréatif, commercial ou militaire ne peut être réalisé par une seule personne à l'intérieur d'un délai raisonnable. Chacune des étapes peut faire place à plusieurs améliorations qui cependant augmentent la quantité d'investissements nécessaires.

Globalement, je suis très fier du travail réalisé. La grande quantité de difficultés rencontrées et surmontées au cours de ce cheminement m'a permis de développer des outils qui me seront utiles autant au niveau professionnel que personnel et ce tout au long de ma vie.



## **RECOMMANDATIONS**

La section présente liste les principales recommandations pour améliorer le travail dans une situation où il serait à refaire. Ces suggestions portent sur toutes les étapes exécutées dans le cadre de ce projet et sont ainsi regroupées.

### **DESCRIPTION ET CARACTÉRISATION DES MATÉRIAUX ET DU PROCÉDÉ DE FABRICATION**

- a) Découpage des éprouvettes à l'aide d'une fraiseuse afin d'augmenter la précision des dimensions.
- b) Caractérisation complète des propriétés mécaniques des deux composites selon les normes ASTM.
- c) Caractérisation en fatigue des deux composites utilisés
- d) Caractérisation complète des adhésifs utilisés pour l'assemblage.
- e) Investigation de l'influence des changements de direction de la fibre sur l'uniformité des  $\%v_f$  et  $\%v_v$  à l'intérieure d'une même pièce.
- f) Investigation de l'influence du matériel d'infusion sur la répartition et le cheminement de la résine lors de l'infusion.

### **CONCEPTION DES STRATIFIÉS**

- a) Raffinement de la sélection des stratifiés pour diminuer la masse.
- b) Étude des stratifiés pour les longerons et les nervures.

### **CONCEPTION DE LA STRUCTURE**

- c) Sélection d'un type d'avion sujet à l'installation d'un système adaptatif.
- d) Définition du cahier de charge de l'avion
- e) Définition du cahier de charge de la structure de l'aile.
- f) Conception en fonction de l'enveloppe complète de vol.
- g) Application des normes de l'industrie aéronautique en vigueur.
- h) Introduction des systèmes mécaniques, des systèmes de contrôles et des réservoirs à essences à l'intérieure de la structure.
- i) Introduction du système adaptatif à la structure.
- j) Développement du système d'attache de la structure de l'aile au fuselage.
- k) Introduction de raidisseurs pour permettre la diminution de l'épaisseur des peaux.
- l) Analyse de flambage pour la structure complète.

### **FABRICATION ET ASSEMBLAGE DE LA STRUCTURE**

- a) Usinage des moules.
- b) Développement de gabarits d'assemblage plus fonctionnels et rigides.
- c) Utilisation de fraiseuse pour le découpage final des pièces et de la structure.
- d) Développement d'une méthodologie d'inspection des dimensions.

### **VALIDATION EXPÉRIMENTALE DU MODÈLE EF**

- a) Utilisation d'une table de montage fixée au sol.
- b) Utilisation d'un système d'acquisition des déplacements plus précis.
- c) Développement d'un gabarit pour l'application de couples de torsion élevés.
- d) Réalisation de tests de ruptures et de fatigue.



## ANNEXE I

### FICHES TECHNIQUES DES MATÉRIAUX

TECHNICAL  
DATA SHEET  
No. CFA-001

# TORAYCA® T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

## FIBER PROPERTIES

		English	Metric	Test Method
Tensile Strength		512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus		33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain		1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density		0.084 lbs/in <sup>3</sup>	1.76 g/cm <sup>3</sup>	TY-030B-02
Filament Diameter		2.8E-04 in.	7 µm	
Yield	1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
	3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
	6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
	12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	40A, 40B		1.0 %	TY-030B-05
& Amount	40D		0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B		1.0 %	TY-030B-05
	Twist	Twisted, Untwisted, or Never twisted		

## FUNCTIONAL PROPERTIES

CTE	-0.41 $\alpha 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.19 Cal/g $^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm-s $^{\circ}\text{C}$
Electric Resistivity	$1.7 \times 10^{-3} \Omega \cdot \text{cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

## COMPOSITE PROPERTIES \*

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/mm <sup>2</sup>	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

\* Toray 250 F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

**TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.**

# T300

## COMPOSITE PROPERTIES \*\*

Tensile Strength	255 ksi	1,760 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	19.5 Msi	130 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	18.5 Msi	125 GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm <sup>2</sup>	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.5 ksi	80 MPa	ASTM D-3039

\*\* Toray Semi-Toughened 350T Epoxy Resin. Normalized to 50% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values. These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

## PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist <sup>1</sup>	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type <sup>2</sup>	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
					a	b	c	d	e		
1K	A	40A, 50A	1.0	I	94	99	320	135	260	15	15
	A	40A, 50A	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
	B	50B	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
3K	A	40A, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40B, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
6K	A	40D, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40D, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
12K	A	50A	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24
	B	50B	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24

<sup>1</sup> Twist: A: Twisted yarn; B: Unbraided yarn made from a twisted yarn through an untwisting process.

<sup>2</sup> Bobbin Type: I: Toray Design bobbin.



## TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hattak Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92701 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750  
Sales@torayca.com Technical@torayca.com www.torayusa.com

**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

**Advanced Materials****Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System****EPOXY RESIN SYSTEM****DESCRIPTION :**

Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System is a two-component, low-viscosity epoxy system developed for use in the production of advanced composites using vacuum-assisted resin transfer molding (VARTM), resin transfer molding (RTM), Seemans Composite Resin Injection Molding Process (SCRIMP<sup>SM</sup>), or other infusion processes. The low-mixed viscosity and wet-out potential of Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System enhance processability parameters.

Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System has enhanced temperature performance after only a room temperature cure and maintains excellent toughness. Composites produced with this product can achieve a glass transition of 176°F (80°C) without a post cure.

**ADVANTAGES :**

- Exceptionally long work life
- Excellent high-heat resistance with a room temperature cure
- Superior properties
- Remains transparent after cured

**MIX RATIO :**

By weight:	100 to 15	Resin to Hardener
By volume:	100 to 19	Resin to Hardener

**Mixing Instructions:** Measure each component accurately (±5%) into clean containers. Thoroughly mix resin and hardener together (minimum 2 minutes) scraping container sidewalls, bottom, and mixing stick several times to assure a uniform mix.

**TYPICAL HANDLING PROPERTIES :**

Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.

Property	Criteria	ASTM Test Method	Test Value
Color	Mixed		Transparent
Specific Gravity	Resin	D-792	1.14
	Hardener		0.90
Viscosity, cP	Resin	D-2393	750
	Hardener		20
	Mixed		370
Gel Time, minutes	4 fl.oz.	D-2471	220
	14 fl.oz.		120

**NOTE:** Typical Properties – These physical properties are reported as typical test values obtained by our test laboratory. If assistance is needed in establishing product specifications, please consult with our Quality Control Department.



Enriching lives through innovation

---

**ACCESSORIES :**

The following sealer and release agent have been specifically identified for use with the Araldite® LY 8604 System to achieve maximum results.

Mold Sealer:	RenShape-Express® Sealer No.1
Release Agent:	Frekote® 700-NC

---

**PROCESSING :**

Mold Preparation:

- Clean mold with acetone or ethanol solvent.
- Apply two coats of sealer allowing time to dry to touch between each coat.
- Apply five coats of release agent allowing time to dry to touch between each coat.

---

**RECOMMENDED CURE SCHEDULE :**

24 hours minimum @ 77°F (25°C).

---

**NEAT SYSTEM**

---

**TYPICAL CURED PROPERTIES :**

Cured 7 days @ 77°F (25°C)

Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.

Property	ASTM Test Method	Test Value
Density, lb./ft <sup>3</sup> (g/cm <sup>3</sup> )	D-792	71 (1.14)
Cubic inch per Pound	D-792	24.3
Hardness (Shore D)	D-2240	81
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	11,411
Flexural Modulus, psi	D-790	0.41 x 10 <sup>6</sup>
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	7,600
Tensile Modulus, psi		0.45 x 10 <sup>6</sup>
Tg by DMA, E' onset, °F (°C)	D-4065	164 (73)
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	17,790
% Elongation	D-638	2.0

\*All properties are of neat product form (non-composite).

**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

**INFUSION PROCESS**

<b>TYPICAL CURED PROPERTIES :</b>			
	Cured 7 days @ 77°F (25°C)		
	Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.		
Property	ASTM Test Method	Test <sup>1</sup> Value	Test <sup>2</sup> Value
Hardness (Shore D)	D-2240	92	91
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	47,324	88,487
Flexural Modulus, psi	D-790	$2.3 \times 10^6$	$5.6 \times 10^6$
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	48,380	73,253
Tensile Modulus, psi		$0.89 \times 10^6$	$7.0 \times 10^6$
Tg by DMA, E' onset, °F (°C)	D-4065	176 (80)	176 (80)
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	29,031	34,400
Compressive Modulus, psi		$3.2 \times 10^6$	--
% Elongation	D-638	--	1.0

**LAY-UP PROCESS :**

	Glass Laminate <sup>1</sup>	Graphite Laminate <sup>2</sup>
Panel Type:	Approx. 2 ft. x 2 ft. flat panel	Approx. 2 ft. x 2 ft. flat panel
Cloth Type:	8 layer, Volan A 7500, 10 oz.	8 layer, 3K, 70P
Cloth Rotation:	0 degrees	0 degrees
Procedure:	VARTM, flat panel	VARTM, flat panel
Laminate Thickness:	0.085"	0.080"
Laminate Resin Content:	36%	38%

**PACKAGING :**

Unit		Weight
5 gallon	Resin	43 lb.
1 gallon	Hardener	6.5 lb.
Drum	Resin	467 lb.
5 gallon	Hardener	33.75 lb.
Drum	Hardener	350 lb.

**HANDLING :**

Work in a well ventilated area and use clean, dry tools for mixing and applying. For two component system, combine the resin and hardener according to mix ratio. Mix together thoroughly and use immediately after mixing. Material temperature should not be below 65°F (18°C) when mixing.

**SHELF LIFE :**

Provided materials are stored under the recommended storage conditions in their original containers, they will remain in useable condition for at least one year from date of shipping.



---

**SAFETY/HANDLING PRECAUTIONS :**

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

**Araldite® LY 8604 System**

**WARNING!** Causes skin and eye irritation. May cause allergic skin reaction.

Avoid contact with eyes, skin, or clothing.

Avoid prolonged or repeated contact with skin.

Wash thoroughly after handling.

**Aradur® 8604 System**

**DANGER!** COMBUSTIBLE, CORROSIVE – Causes eye burns and skin burns. May cause allergic skin reaction. Keep away from heat and flame.

Do not get in eyes, on skin, or on clothing.

Avoid breathing vapor or mist.

Keep container closed.

Use with adequate ventilation.

Wash thoroughly after handling.

---

**FIRST AID :**

In case of contact with:

**Skin:** Immediately wash with soap and water. Remove contaminated clothing and launder before reuse.

Destroy contaminated shoes.

**Eyes:** Immediately flush with water for at least 15 minutes. Call a physician.

**Ingestion:** If conscious, give plenty of water to drink. Do not induce vomiting. Call a physician.

**Inhalation:** Remove to fresh air. Administer oxygen or artificial respiration if necessary. Call a physician.

**Other:** Referral to physician is recommended if there is any question about the seriousness of any injury.

---

**PRECAUTIONARY NOTE :**

Thermosetting systems generate heat when curing. The amount of heat and the period of time in which heat is released vary significantly between systems. Additionally, ambient or compound temperature, amount of material mixed, and construction and shape of the mold or container can also be factors in the temperature profile of a mixed system. In some cases, the thermosetting reaction can be vigorous, generating heat sufficient to cause decomposition of the system with subsequent liberation of large volumes of acid smoke.

A good rule of thumb is never mix more material than can be applied during the stated pot life or gel time. Also take care when using materials in applications other than stated on the Product Data Sheet, i.e., a laminating resin for casting.

---

**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

Please feel welcome to call our Product Information Department or your local Res representative for instructions before you start your job.

**Caution**

To protect against any potential health risks presented by our products, the use of proper personal protective equipment (PPE) is recommended. Eye and skin protection is normally advised. Respiratory protection may be needed if mechanical ventilation is not available or is insufficient to remove vapors. For detailed PPE recommendations and exposure control options consult the product MSDS or a Huntsman EHS representative.

---

**IMPORTANT LEGAL NOTICE**

Huntsman Advanced Materials warrants only that its products meet the specifications agreed with the user. Typical properties, where stated, are to be considered as representative of current production and should not be treated as specifications.

The manufacture of materials is the subject of granted patents and patent applications; freedom to operate patented processes is not implied by this publication.

While all the information and recommendations in this publication are, to the best of Huntsman Advanced Material's knowledge, information and belief, accurate at the date of publication, **NOTHING HEREIN IS TO BE CONSTRUED AS A WARRANTY, WHETHER EXPRESS OR IMPLIED, INCLUDING BUT WITHOUT LIMITATION, AS TO MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE. IN ALL CASES, IT IS THE RESPONSIBILITY OF THE USER TO DETERMINE THE APPLICABILITY OF SUCH INFORMATION AND RECOMMENDATIONS AND THE SUITABILITY OF ANY PRODUCT FOR ITS OWN PARTICULAR PURPOSE.**

The behavior of the products referred to in this publication in manufacturing processes and their suitability in any given end-use environment are dependent upon various conditions such as chemical compatibility, temperature, and other variables, which are not known to Huntsman Advanced Materials. It is the responsibility of the user to evaluate the manufacturing circumstances and the final product under actual end-use requirements and to adequately advise and warn purchasers and users thereof.

Products may be toxic and require special precautions in handling. The user should obtain Safety Data Sheets from Huntsman Advanced Materials containing detailed information on toxicity, together with proper shipping, handling and storage procedures, and should comply with all applicable safety and environmental standards.

Hazards, toxicity and behavior of the products may differ when used with other materials and are dependent on manufacturing circumstances or other processes. Such hazards, toxicity and behavior should be determined by the user and made known to handlers, processors and end users.

Except where explicitly agreed otherwise, the sale of products referred to in this publication is subject to the general terms and conditions of sale of Huntsman Advanced Materials LLC or of its affiliated companies including without limitation, Huntsman Advanced Materials (Europe) BVBA, Huntsman Advanced Materials Americas Inc., and Huntsman Advanced Materials (Hong Kong) Ltd. Huntsman Advanced Materials is an international business unit of Huntsman Corporation. Huntsman Advanced Materials trades through Huntsman affiliated companies in different countries including but not limited to Huntsman Advanced Materials LLC in the USA and Huntsman Advanced Materials (Europe) BVBA in Europe.



Enriching lives through innovation

Reinfusion, Ren and RenShape Express are registered trademarks of Huntsman Corporation or an affiliate thereof in one or more, but not all, countries.

Copyright © 2007 Huntsman Corporation or an affiliate thereof. All rights reserved.

**Main Offices :**

**Huntsman Corporation**  
10003 Woodloch Forest Dr.  
The Woodlands  
Texas 77380  
(281) 719-6000

**Huntsman Advanced Technology  
Center**

8600 Gosling Rd.  
The Woodlands  
Texas 77381  
(281) 719-7400  
Website :

[www.huntsman.com/advanced\\_materials](http://www.huntsman.com/advanced_materials)



**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

**Advanced Materials****Araldite® 2011**

Colles structurales

**Araldite® 2011  
Adhésif époxyde bicomposant****Propriétés  
essentielle**

- Multi-usages
- Longue durée de vie
- Faible retrait
- Bonne résistance aux sollicitations dynamiques
- Collage d'une grande variété de matériaux d'usage courant

**Description**

L'Araldite 2011 est un adhésif pâteux, bicomposant, multi-usages, très résistant aux chocs, qui durcit à température ambiante. Il est adapté au collage d'une grande variété de métaux, des céramiques, du verre, du caoutchouc, des plastiques rigides et de la plupart des matériaux d'usage courant. Il constitue un adhésif polyvalent pour la plupart des applications industrielles et artisanales.

**Données  
concernant le  
produit**

	2011/A	2011/B	2011 (mélange)
Couleur (visuelle)	Neutre	Jaune pâle	Jaune pâle
Densité	env. 1,15	env. 0,95	env. 1,05
Viscosité à 25°C (Pa.s)	30-50	20-35	30-45
Durée d'utilisation (100 g à 25°C)	-	-	env. 100 minutes

**Mise en œuvre****Prétraitement**

La résistance et la durée de vie d'un joint collé dépendent de la qualité du prétraitement des surfaces à assembler. Les surfaces à encoller doivent au minimum être nettoyées au moyen d'un bon agent dégraissant tel que l'acétone ou le méthylopropanol ou autres dégraissants de marque déposée afin d'éliminer toute trace d'huile, de graisse ou de poussière. Alcool, essence ou diluants pour peintures ne doivent jamais être utilisés. Les joints les plus solides et durables sont obtenus par abrasion mécanique ou attaque chimique (« décapage ») des surfaces dégraissées. Une abrasion doit être suivie d'un second dégraissage.

Rapport de mélange	Parties pondérées	Parties volumiques
Araldite 2011/A	100	100
Araldite 2011/B	60	100

L'Araldite 2011 est disponible en cartouches munies de mélangeurs et peut être appliquée comme un adhésif monocomposant à l'aide de l'équipement recommandé par Huntsman Advanced Materials.

#### Application de l'adhésif

Le mélange résine / durcisseur est appliqué directement ou de manière robotisée sur les surfaces à assembler. Le service d'assistance technique de Huntsman sera heureux d'aider l'utilisateur dans le choix de la méthode d'application appropriée et de suggérer une série de sociétés de renom qui fabriquent et distribuent des équipements pour l'application d'adhésif.

Une épaisseur de 0,05 à 0,10 mm d'adhésif procurera normalement au joint une résistance optimale au cisaillement. Huntsman précise que la conception correcte du joint adhésif est également critique pour un collage durable. Les pièces à assembler doivent être accostées et sécurisées dans une position fixe immédiatement après l'application de l'adhésif.

Pour de plus amples explications sur la préparation et le prétraitement de la surface, la conception du joint adhésif et le système de dispersion à seringue double, consultez notre site [www.araldite2000plus.com](http://www.araldite2000plus.com).

#### Entretien de l'équipement

Tous les outils doivent être nettoyés à l'eau chaude et au savon avant que les résidus d'adhésif ne durcissent. Enlever des résidus durcis est une opération longue et difficile.

Si des solvants tels que l'acétone sont utilisés pour le nettoyage, les personnes chargées de cette opération doivent prendre les précautions nécessaires et éviter tout contact avec la peau et les yeux.

#### Temps nécessaires pour obtenir une résistance au cisaillement minimale

Température	°C	10	15	23	40	60	100
Temps de durcissement pour atteindre RC = 1MPa	heures	24	12	7	2	-	-
	minutes	-	-	-	-	30	6
Temps de durcissement pour atteindre RC = 10MPa	heures	36	18	10	3	-	-
	minutes	-	-	-	-	45	7

RC = Résistance au cisaillement.

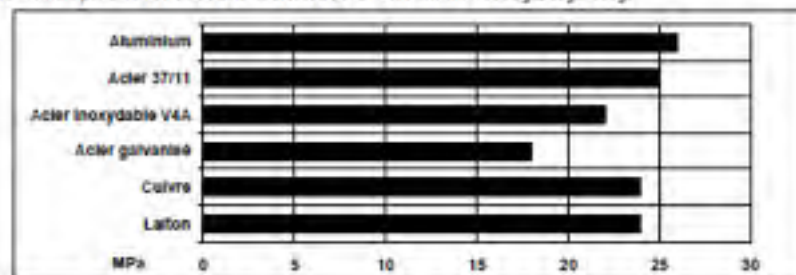
#### Propriétés types après durcissement

Sauf indication contraire, les chiffres indiqués ci-dessous ont tous été obtenus à partir de coupons de test standard constitués par collage de pièces en alliage d'aluminium de 114 x 25 x 1,5 mm, le recouvrement étant dans tous les cas 12,5 x 25 mm. Ces résultats ont été déterminés à partir de lots de production types en utilisant des méthodes de test standard. Ils ne constituent qu'une information technique et ne doivent être en aucun cas considérés comme une spécification du produit.

Note : les données indiquées dans cette édition sont fondées sur des tests récents du produit.

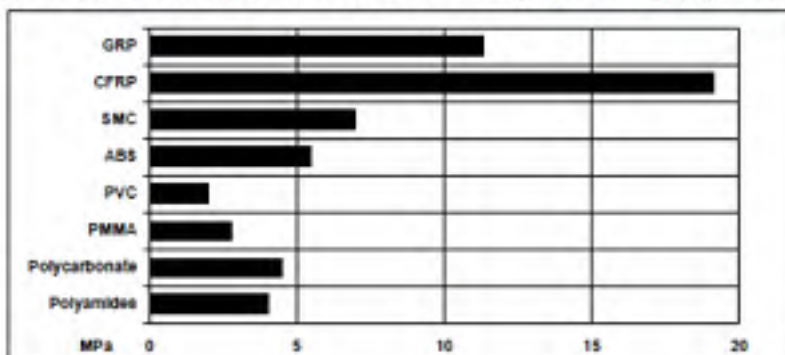
#### Résistances moyennes au cisaillement des collages types métal-métal (ISO 4587)

Durcissement pendant 16 heures à 40°C et test à 23°C Prétraitement – sablage, dégraissage

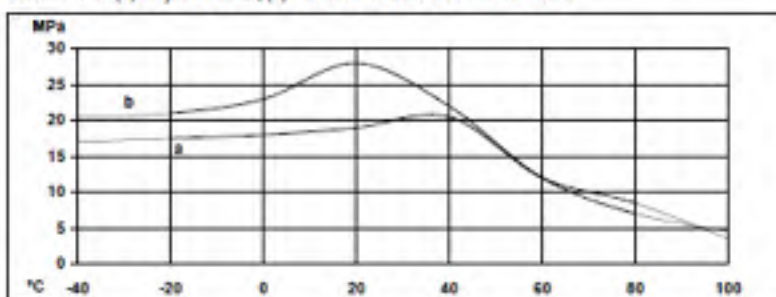


**Résistances moyennes au cisaillement des collages types plastique-plastique (ISO 4587)**

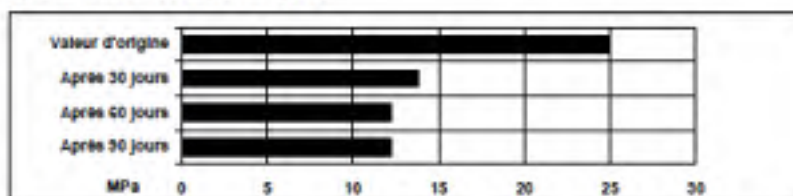
Durcissement pendant 16 heures à 40°C et test à 23°C Prétraitement – légère abrasion et dégraissage à l'alcool.


**Résistance au cisaillement en fonction de la température (ISO 4587) (valeurs moyennes types)**

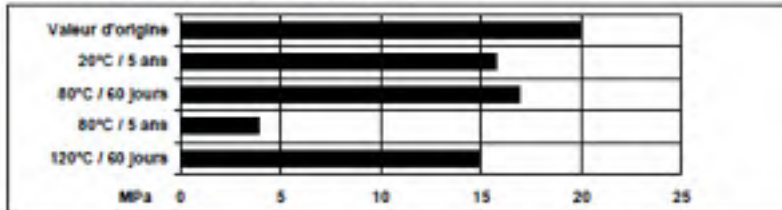
Durcissement : (a) = 7 jours à 23°C ; (b) = 24 heures à 23°C + 30 minutes à 60°C


**Résistance au cisaillement en conditions tropicales (40°C/ 92% HR, DIN 50017 ; valeurs moyennes types)**

Durcissement : 16 heures / 40°C . Test à 23°C.

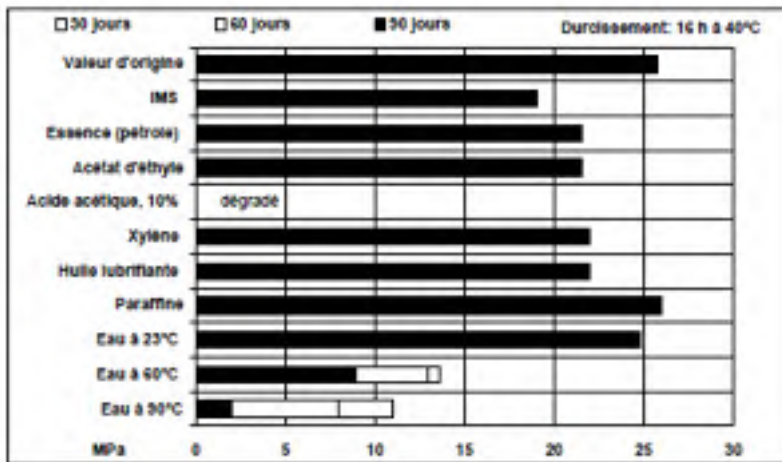


Résistance au cisaillement après un vieillissement en température  
Durcissement : 16 heures / 40°C. Test : à 23°C, 50% HR.



Résistance au cisaillement après une immersion dans différents milieux (valeurs moyennes types)

Sauf indication contraire, la résistance au cisaillement est déterminée après une immersion jusqu'à 90 jours à 23°C dans le milieu indiqué. Test à 23°C



**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

<b>Test de patage au rouleau (ISO 4578)</b>	Durcissement 16 heures à 40°C	5 N/mm
<b>Température de transition vitreuse</b>	Durcissement : 16 heures à 40°C	env. 45°C
<b>Corrosion électrolytique (DIN 53489)</b> (durcissement : 16 h à 40°C ou 20 min. à 100°C)		
Test : 4 jours dans une enceinte climatisée en climat 40/92 conformément à la norme DIN 50015		
Classification selon la norme spécifiée		A-AB 1,2
<b>Résistance diélectrique minimale à 50 Hz, 24°C (VSM 77170)</b>		
Rapport de mélange	Valeur instantanée :	25-27 kV/mm
100:50 parties pondérales	Valeur en une minute :	22-24 kV/mm
<b>Perméabilité à la vapeur d'eau (NF 41001) (30°C, 90% HR)</b> Durcissement : 5 jours/23°C		
Test sur un film d'une épaisseur de 1 mm		16g/m <sup>2</sup> /24 heures
<b>Absorption d'eau (ISO 62-80)</b>		
24 heures à 23°C		0,6%
30 min. à 100°C		1,3%
<b>Conductivité thermique (ISO 8894/90)</b> Durcissement : 20 minutes/100°C		
Test : à 23°C		0,22 W/mK
<b>Module de cisaillement (DIN 53445)</b> Durcissement : 16 heures / 40°C		
	-50°C	- 1,5 GPa
	0°C	- 1,2 GPa
	50°C	- 0,2 GPa
	100°C	- 7,0 Mpa
<b>Propriétés en flexion (ISO 178)</b> Durcissement pendant 16 heures à 40°C .Test à 23°C		
Résistance en flexion		60,4 MPa
Module d'élasticité en flexion		1904,1 MPa
<b>Test de fatigue sur des joints à simple recouvrement (DIN 53285)</b> Durcissement : 20 minutes/100°C		
Résistance statique moyenne au cisaillement :		16,3 MPa
Le test a été réalisé avec une fréquence de cycle d'effort de 90 Hz.		

Charge fluctuante (en % de la résistance au cisaillement statique)	Nombre de cycles en charge avant rupture du collage
30	10 <sup>2</sup> - 10 <sup>3</sup>
20	10 <sup>3</sup> - 10 <sup>7</sup>
15	> 10 <sup>7</sup>



<b>Stockage</b>	Les Araldite 2011/A et Araldite 2011/B peuvent être stockées jusqu'à 3 ans à température ambiante si les composants sont conservés dans des emballages scellés. La date de péremption figure sur l'étiquette.
<b>Précautions d'emploi</b>	<p><b>Attention</b></p> <p>Les produits Huntsman Advanced Materials peuvent généralement être manipulés sans risque à condition de respecter certaines précautions prises normalement lorsque l'on manipule des produits chimiques. Les matériaux non durcis ne doivent pas par exemple entrer en contact avec des produits alimentaires ou des ustensiles de cuisine, et des mesures doivent également être prises pour empêcher tout contact de la peau avec des matériaux non durcis, car cela peut avoir un effet néfaste sur les personnes à la peau particulièrement sensible. Le port de gants imperméables en plastique ou en caoutchouc est normalement nécessaire, ainsi que l'utilisation de protections pour les yeux. Les personnes doivent se nettoyer soigneusement la peau à la fin de chaque période de travail avec de l'eau chaude et du savon. L'utilisation de servants doit être évitée. Elles doivent utiliser des serviettes en papier jetables – et non en tissu – pour se sécher la peau. Une ventilation adéquate du lieu de travail est recommandée. Les précautions d'emploi sont décrites plus en détail dans nos fiches de données de sécurité pour les produits individuels. Ces fiches sont disponibles sur demande et doivent être consultées pour de plus amples informations.</p>
<b>Huntsman Advanced Materials</b>	Nos recommandations et l'assistance technique que nous apportons, fondées sur le niveau actuel de nos connaissances, ont été déterminées en fonction des applications que nous préconisons. Toute utilisation de notre produit à des fins ou conditions autres que celles-ci relève de votre seule responsabilité. Il vous incombe de vérifier la compatibilité de l'utilisation et des processus que vous mettez en œuvre avec notre produit, de respecter les bonnes pratiques professionnelles, et de tenir compte, sous votre responsabilité, des facteurs spécifiques à votre activité. Il vous appartient en outre de respecter les droits de propriété industrielle des tiers. Nous garantissons la parfaite qualité de nos produits en conformité avec leurs spécifications.

Huntsman Advanced Materials garantit explicitement que ses produits achetés aux conditions commerciales sont utilisables. Les propriétés générales, lorsque indiquées, doivent être considérées comme représentatives de la production courante et ne doivent pas être utilisées comme spécifications.

La fabrication des matériaux fait l'objet des travaux d'équipe et des dérivés de travail. La durée d'expiration des processus industriels est une fréquence sur la présente publication.

Toutes les informations et les recommandations fournies dans la présente publication sont, à la connaissance de Huntsman Advanced Materials, valables à la date de publication. RIEN NE DOIT ÊTRE INTERPRÉTÉ COMME UNE GARANTIE, EXPRIMÉE OU IMPLICITE, Y COMPRIS MAIS SANS LIMITATION, QUANT À LA QUALITÉ MARCHANDE OU LA CONFORMITÉ À UN USAGE PARTICULIER. DANS TOUTS LES CAS, IL EST DE LA RESPONSABILITÉ DE L'UTILISATEUR DE DÉTERMINER L'APPLICABILITÉ DE TELLES INFORMATIONS ET RECOMMANDATIONS ET L'ACQUISITION DE TOUT PRODUIT À SON PROPRE USAGE PARTICULIER.

Le comportement des produits mentionnés dans la présente publication lors des processus de fabrication et leur adhérence dans tout environnement d'usage final sont dépendants de diverses conditions telles que la compatibilité chimique, la température et autres variables, qui ne sont pas couverts de Huntsman Advanced Materials. Il est de la responsabilité de l'utilisateur d'évaluer les conditions de fabrication et le produit final dans les conditions réelles d'usage final et de surveiller et d'évaluer de manière adéquate les acheteurs et les utilisateurs.

Certains produits peuvent être soumis et nécessiter des précautions particulières lors de la manipulation. L'utilisateur doit obtenir des fiches de données de sécurité de Huntsman Advanced Materials contenant des informations détaillées sur la toxicité, ainsi que les précautions adéquates (stockage, de manipulation et de stockage), et se conformer avec l'ensemble des autres pratiques appropriées l'environnement et la sécurité.

Les risques de santé et le comportement des produits peuvent varier lorsque ceux-ci sont utilisés avec d'autres matériaux et dépendent des conditions de fabrication ou autres processus. Les risques de santé, d'incendie et d'explosion doivent être déterminés par l'utilisateur et signalés aux responsables, aux opérateurs et aux utilisateurs finaux.

Tout dépôt explicite contraire, la vente des produits mentionnés dans la présente publication est soumise aux conditions générales de vente de Huntsman Advanced Materials LLC ou de ses sociétés affiliées, y compris sans limitation, Huntsman Advanced Materials (Europe) NV/SA, Huntsman Advanced Materials Americas Inc et Huntsman Advanced Materials (Hong Kong) Ltd.

Huntsman Advanced Materials est une entité internationale de Huntsman Corporation. Huntsman Advanced Materials traite via ses sociétés affiliées Huntsman dans différents pays, y compris mais sans limitation, Huntsman Advanced Materials LLC aux États-Unis et Huntsman Advanced Materials (Europe) NV/SA en Europe.

[Araldite® 2011] est une marque déposée de Huntsman Corporation ou société affiliée.

Copyright © 2017 Huntsman Corporation ou société affiliée. Tous droits réservés.

**Huntsman Advanced Materials**  
(Switzerland) GmbH  
Klybeckstrasse 200  
4057 Bâle  
Suisse

Tél. : +41 (0)61 966 33 33  
Fax : +41 (0)61 966 33 13  
[www.huntsman.com/advanced\\_materials](http://www.huntsman.com/advanced_materials)

**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

**Advanced Materials****Araldite® 2015**

Colles structurales

**Araldite® 2015**  
**Adhésif époxyde bicomposant en pâte****Propriétés  
essentielle**

- Adhésif résilient (résistance aux chocs)
- Idéal pour le collage des structures GRP, des SMC et des substrats hétérogènes
- Faible retrait
- Propriété de remplissage, ne coule pas en surface verticale jusqu'à une épaisseur de 10 mm
- Grande résistance au pelage et au cisaillement

**Description**

L'Araldite 2015 est un adhésif en pâte bicomposant, durcissant à température ambiante et résilient. Il est thixotrope et ne coule pas en surface verticale jusqu'à une épaisseur de 10 mm. Il est particulièrement adapté au collage des SMC et des structures GRP.

**Données  
concernant le  
produit**

Propriété	2015 A	2015 B	Mélange
Couleur (visuelle)	Pâte neutre	Pâte neutre	Pâte neutre
Densité	1,4	1,4	1,4
Viscosité à 25°C (Pas)	thixotrope	thixotrope	thixotrope
Durée d'utilisation (100 g à 25°C)	-	-	30 - 40 minutes

**Mise en œuvre****Prétraitement**

La résistance et la durée de vie d'un joint collé dépendent de la qualité du prétraitement des surfaces à assembler. Les surfaces à encoller doivent au minimum être nettoyées au moyen d'un bon agent dégraissant tel que l'acétone ou le méthoxy-propanol ou autres dégraissants de marque déposée afin d'éliminer toute trace d'huile, de graisse ou de poussière.

Alcool, essence ou diluants pour peintures ne doivent jamais être utilisés.

Les joints les plus solides et durables sont obtenus par abrasion mécanique ou attaque chimique (« décapage ») des surfaces dégraissées. Une abrasion doit être suivie d'un second dégraissage.

Rapport de mélange	Parties pondérales	Parties volumiques
Araldite 2015/A	100	100
Araldite 2015/B	100	100

L'Araldite 2015 est disponible en cartouches munies de mélangeurs et peut être appliquée comme un adhésif monocomposant à l'aide de l'équipement recommandé par Huntsman Advanced Materials.

# HUNTSMAN

Enriching lives through innovation

### Application de l'adhésif

Le mélange résine / durcisseur est appliqué directement ou de manière robotisée sur les surfaces à assembler. Le service d'assistance technique de Huntsman sera heureux d'aider l'utilisateur dans le choix de la méthode d'application appropriée et de suggérer une série de sociétés de renom qui fabriquent et distribuent des équipements pour l'application d'adhésif.

Une épaisseur de 0,05 à 0,10 mm d'adhésif procurera normalement au joint une résistance optimale au cisaillement. Huntsman précise que la conception correcte du joint adhésif est également critique pour un collage durable. Les pièces à assembler doivent être accostées et secourées dans une position fixe immédiatement après l'application de l'adhésif.

Pour de plus amples explications sur la préparation et le prétraitement de la surface, la conception du joint adhésif et le système de dispersion à seringue double, consultez notre site [www.araldite2000plus.com](http://www.araldite2000plus.com).

### Entretien de l'équipement

Tous les outils doivent être nettoyés à l'eau chaude et au savon avant que les résidus d'adhésif ne durcissent. Enlever des résidus durcis est une opération longue et difficile.

Si des solvants tels que l'acétone sont utilisés pour le nettoyage, les personnes chargées de cette opération doivent prendre les précautions nécessaires et éviter tout contact avec la peau et les yeux.

### Temps nécessaires pour obtenir une résistance au cisaillement minimale

Température	°C	10	15	23	40	60	100
Temps de durcissement pour atteindre RC = 1MPa	heures	12	7,5	4	1	-	-
	minutes	-	-	-	-	17	6
Temps de durcissement pour atteindre RC = 10MPa	heures	21	13	6	2	-	-
	minutes	-	-	-	-	38	7

RC = Résistance au cisaillement.

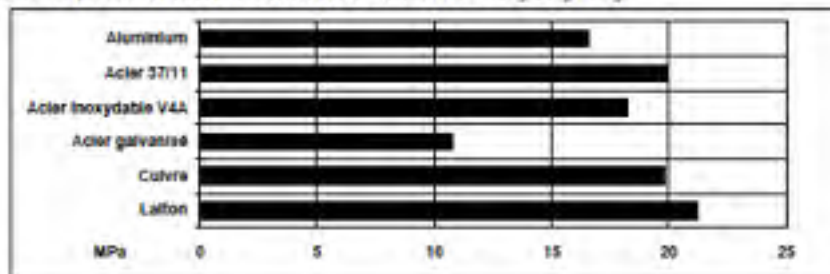
### Propriétés types après durcissement

Sauf indication contraire, les chiffres indiqués ci-dessous ont tous été obtenus à partir de coupons de test standard constitués par collage de pièces en alliage d'aluminium de 114 x 25 x 1,5 mm, le recouvrement étant dans tous les cas 12,5 x 25 mm. Ces résultats ont été déterminés à partir de lots de production types en utilisant des méthodes de test standard. Ils ne constituent qu'une information technique et ne doivent être en aucun cas considérés comme une spécification du produit.

Note : les données indiquées dans cette édition sont fondées sur des tests réalisés sur le produit.

### Résistances moyennes au cisaillement des collages types métal-métal (ISO 4587)

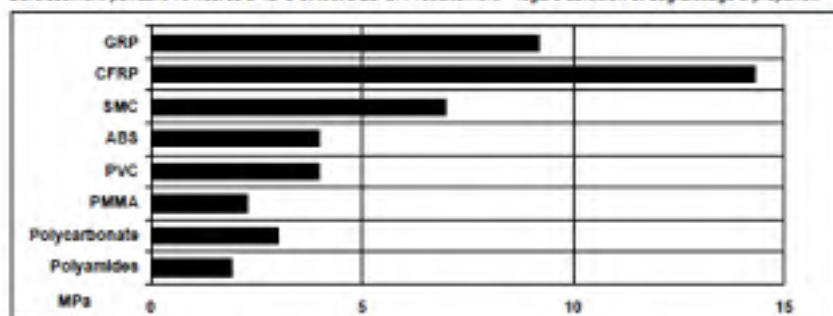
Durcissement pendant 16 heures à 40°C et test à 23°C Prétraitement – sablage, dégraissage





**Résistances moyennes au cisaillement des collages types plastique-plastique (ISO 4587)**

Durcissement pendant 16 heures à 40°C et test à 23°C. Prétraitement – légère abrasion et dégraissage à propanol.


**Résistance à la traction à 23°C (ISO 527)**

30 MPa

Module de traction

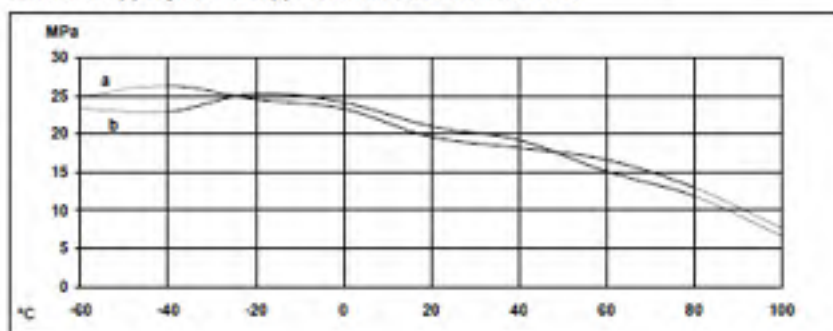
2 GPa

Allongement à la rupture

4,4 %

**Résistance au cisaillement en fonction de la température (ISO 4587) (valeurs moyennes types)**

Durcissement : (a) = 7 jours à 23°C ; (b) = 24 heures à 23°C + 30 minutes à 80°C


**Test de pelage au rouleau (ISO 4578)**

4 N/mm

Durcissement : 16 heures à 40°C

**Température de transition vitreuse**

Durcissement : 16 heures à 40°C (mesure par DSC)

67°C

Durcissement : 1 heure à 80°C (mesure du module de cisaillement DIN 53445)

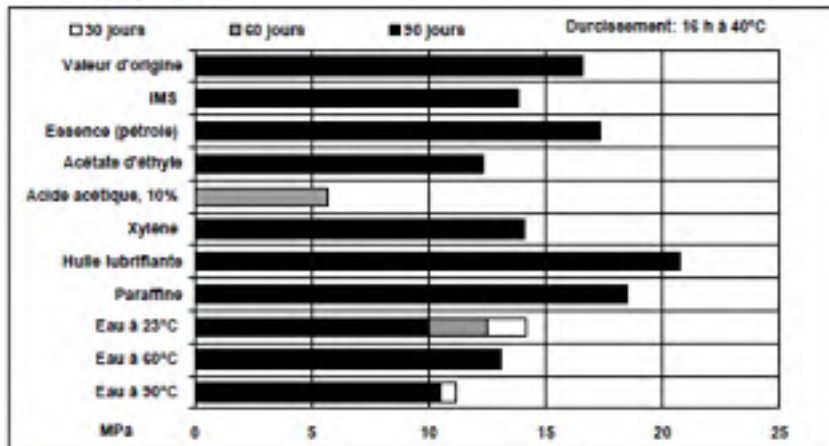
87°C

**Constante diélectrique (500 V à 25°C)**

5,6 à 1 kHz

**Résistance au cisaillement après une immersion dans différents milieux (valeurs moyennes types)**

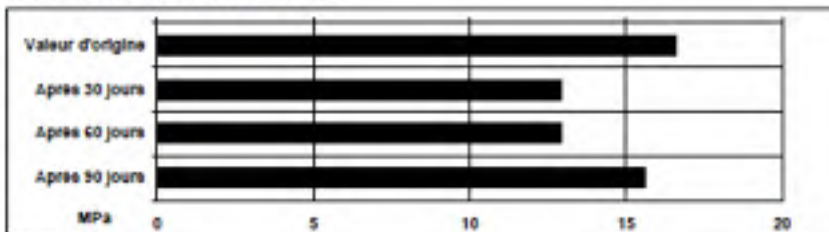
Sauf indication contraire, la résistance au cisaillement est déterminée après une immersion jusqu'à 90 jours à 23°C dans le milieu indiqué. Test à 23°C



**Résistance au cisaillement en conditions tropicales**

(40°C/ 92% HR, DIN 50017 ; valeurs moyennes types)

Durcissement : 16 heures à 40°C. Test à 23°C

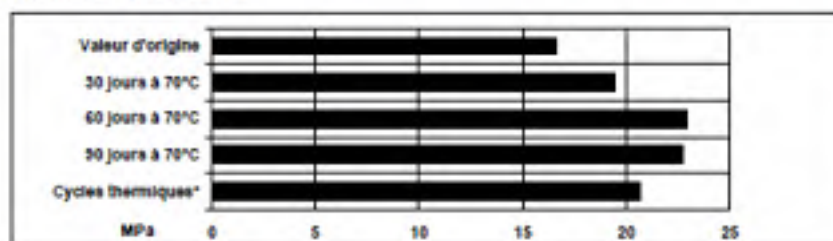


**HUNTSMAN**

Enriching lives through innovation

**Résistance au cisaillement après un vieillissement en température**

Durcissement : 16 heures à 40°C



\*25 cycles de -30°C à +70°C

**Module de cisaillement (DIN 53445)**

Durcissement : une heure à 80°C

Température	G'	ν
0°C	1,0 Gpa	0,25
25°C	0,9 Gpa	0,25
50°C	0,8 Gpa	0,35
75°C	0,2 Gpa	1,9
100°C	2 MPa	0,5

**Propriétés en flexion (ISO 178) Durcissement pendant 16 heures à 40°C, test à 23°C**

Résistance en flexion 42,7 MPa

Module d'élasticité en flexion 1813,6 MPa

**Résistance à la fatigue (40 Hz à 23°C) (exprimée en nombre de cycles avant rupture)**

Charge appliquée maximale	Aluminium sablé	Aluminium decapé chromaté
20% de la charge de rupture statique	$\sim 10^7$	$\sim 10^7$
25% de la charge de rupture statique	$> 10^7$	$10^7$
30% de la charge de rupture statique	$3 \times 10^6$	$8 \times 10^6$

(Charge de rupture statique : 15 Mpa)

<b>Stockage</b>	Les Araalite 2015A et Araalite 2015B peuvent être stockés jusqu'à 3 ans à température ambiante si les composants sont conservés dans des emballages scellés. La date de péremption figure sur l'étiquette.
<b>Précautions d'emploi</b>	<p><b>Attention</b></p> <p>Les produits Huntsman Advanced Materials peuvent généralement être manipulés sans risque à condition de respecter certaines précautions prises normalement lorsque l'on manipule des produits chimiques. Les matériaux non durcis ne doivent pas par exemple entrer en contact avec des produits alimentaires ou des ustensiles de cuisine, et des mesures doivent également être prises pour empêcher tout contact de la peau avec ces matériaux non durcis, car cela peut avoir un effet néfaste sur les personnes à la peau particulièrement sensible. Le port de gants imperméables en plastique ou en caoutchouc est normalement nécessaire, ainsi que l'utilisation de protections pour les yeux. Les personnes doivent se nettoyer soigneusement la peau à la fin de chaque période de travail avec de l'eau chaude et du savon. L'utilisation de solvants doit être évitée. Elles devront utiliser des serviettes en papier jetables – et non en tissu – pour se sécher la peau. Une ventilation adéquate du lieu de travail est recommandée. Les précautions d'emploi sont décrites plus en détail dans nos fiches de données de sécurité pour les produits individuels. Ces fiches sont disponibles sur demande et doivent être consultées pour de plus amples informations.</p>
<b>Huntsman Advanced Materials</b>	Nos recommandations et l'assistance technique que nous apportons, fondées sur le niveau actuel de nos connaissances, ont été déterminées en fonction des applications que nous préconisons. Toute utilisation de notre produit à des fins ou conditions autres que celles-ci relèverait de votre seule responsabilité. Il vous incombe de vérifier la compatibilité de l'utilisation et des processus que vous mettez en œuvre avec notre produit, de respecter les bonnes pratiques professionnelles, et de tenir compte, sous votre responsabilité, des facteurs spécifiques à votre activité. Il vous appartient en outre de respecter les droits de propriété industrielle des tiers. Nous garantissons la parfaite qualité de nos produits en conformité avec leurs spécifications.

**Huntsman Advanced Materials**  
 (Switzerland) GmbH  
 Oybeckstrasse 200  
 4057 Essle  
 Suisse  
 Tél. : +41 (0)61 966 33 33  
 Fax : +41 (0)61 966 35 19  
[www.huntsman.com/advanced\\_materials](http://www.huntsman.com/advanced_materials)

Huntsman Advanced Materials garantit seulement que ses produits satisfont aux applications convenant avec l'utilisateur. Les propriétés générales, lorsque indiquées, doivent être considérées comme représentatives de la production courante et ne doivent pas être traitées comme qualifications.

La fabrication des matériaux HMI, l'état des pièces obtenus et les performances de travail de l'usure (résistance) des processus peuvent être pas indiqués par la présente publication.

Tant que des informations et les recommandations fournies dans la présente publication sont, à la connaissance de Huntsman Advanced Materials, prises à la date de publication, NE DOIT ÊTRE INTERPRÉTÉ COMME UNE GARANTIE, EXPLICITE OU IMPLICITE, Y COMPRIS MAIS SANS LIMITATION QUANT À LA QUALITÉ MARCHANDE OU LA CONFORMITÉ À UN USAGE PARTICULIER. DANS TOUTS LES CAS, IL EST DE LA RESPONSABILITÉ LE CLIENT/USATEUR D'ÉTUDIER L'APPLICABILITÉ DE TELLES INFORMATIONS ET RECOMMANDATIONS ET L'ACQUISITION DE TOUT PRODUIT À SON PROPRE USAGE PARTICULIER.

Le comportement des produits mentionnés dans la présente publication lors des processus de fabrication et les applications dans tout environnement d'usage final sont dépendent de diverses conditions telles que la compatibilité chimique, la température et autres variables, qui ne sont pas connues de Huntsman Advanced Materials. Il est de la responsabilité de l'utilisateur d'évaluer les conditions de fabrication et le produit final dans les conditions réelles d'usage final et de concevoir et d'essayer de manière adéquate les articles et les matériaux.

Certains produits peuvent être fournis et recevoir des précautions particulières lors de la manipulation. Consultez les fiches de données de sécurité de Huntsman Advanced Materials contenant des informations détaillées sur le produit, ainsi que les procédures adéquates d'expédition, de manipulation et de stockage, et se conformer avec l'ensemble des normes applicables concernant l'environnement et la sécurité.

Les liques, le solvant et le comportement des produits peuvent varier lorsque utilisés avec d'autres matériaux et dépendent des conditions de fabrication de autres processus. Lesdits liques, solvants et comportements doivent être déterminés par l'utilisateur et signalés aux responsables, aux opérateurs et aux utilisateurs finaux.

Tout breveter explicite formant, le texte des produits mentionnés dans la présente publication est soumis aux conditions générales de vente de Huntsman Advanced Materials LLC ou de ses sociétés affiliées, à moins que l'initiale, Huntsman Advanced Materials (Suisse) GmbH, Huntsman Advanced Materials Americas Inc, et Huntsman Advanced Materials (Hong Kong) Ltd.

Huntsman Advanced Materials est une entité commerciale internationale de Huntsman Corporation. Huntsman Advanced Materials agit via des sociétés affiliées Huntsman dans différents pays, y compris mais sans limitation, Huntsman Advanced Materials LLC aux États-Unis et Huntsman Advanced Materials (Europe) GmbH en Europe.

© Avallite® 2015 est une marque déposée de Huntsman Corporation ou société affiliée.

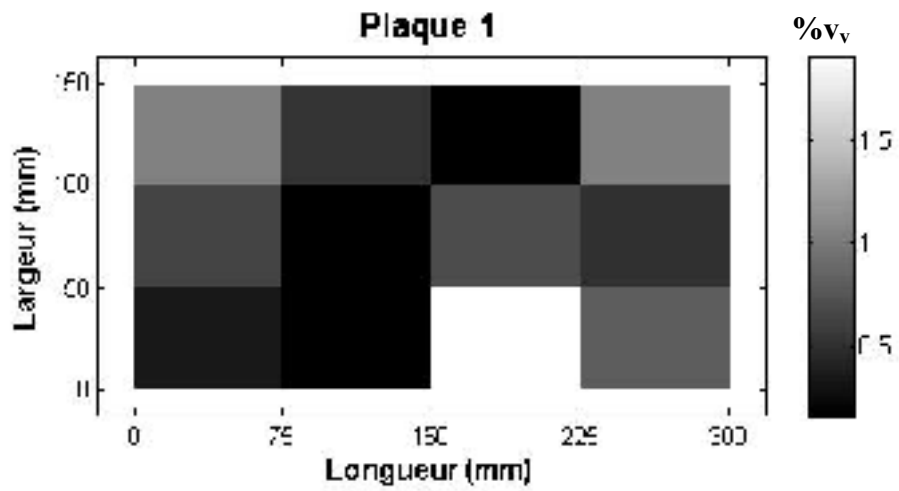
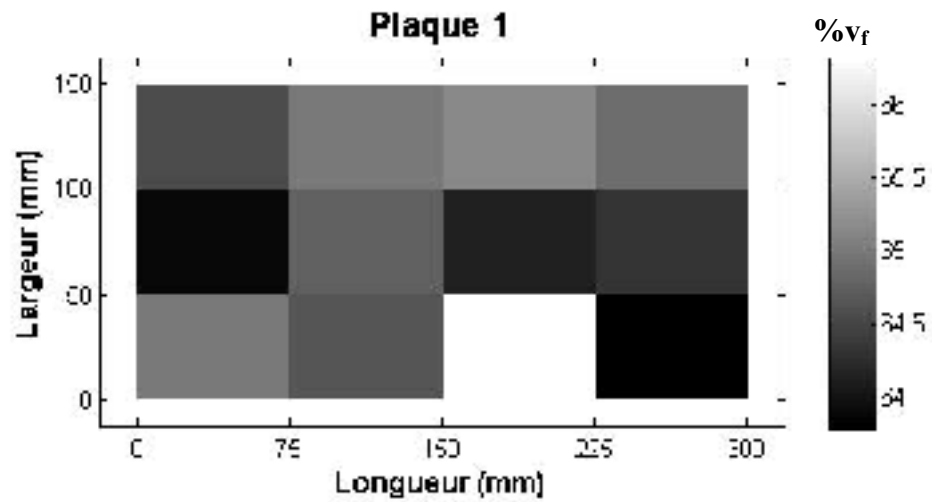
Copyright © 2017 Huntsman Corporation ou société affiliée. Tous droits réservés.

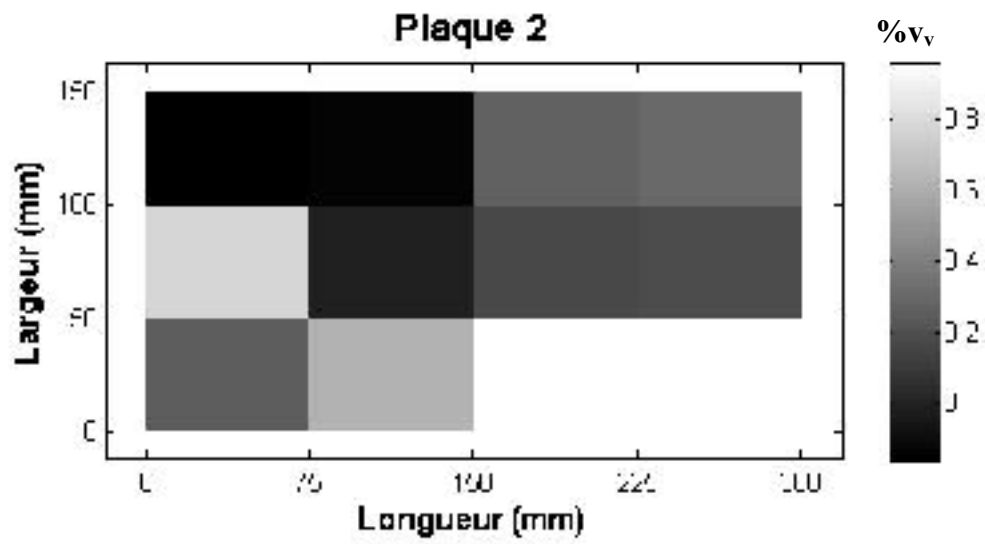
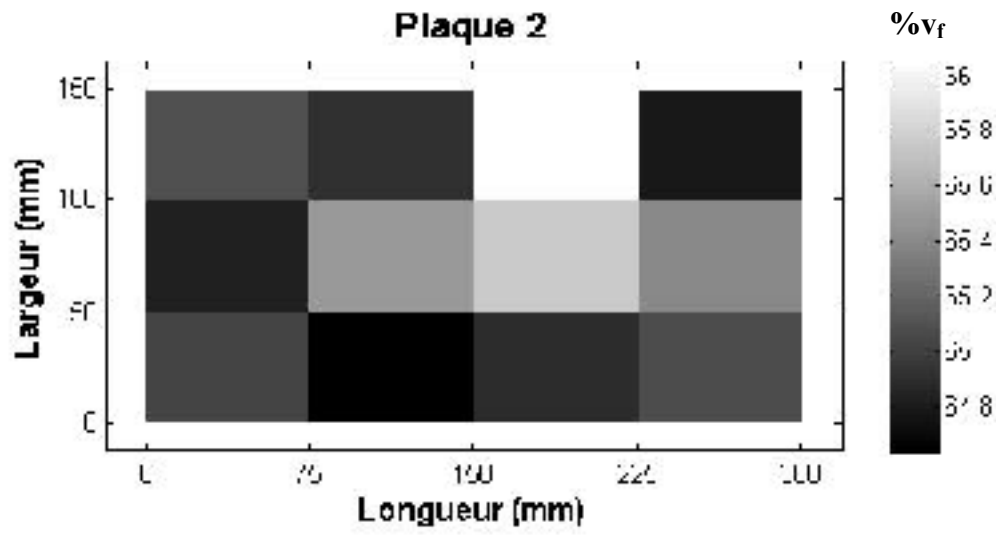




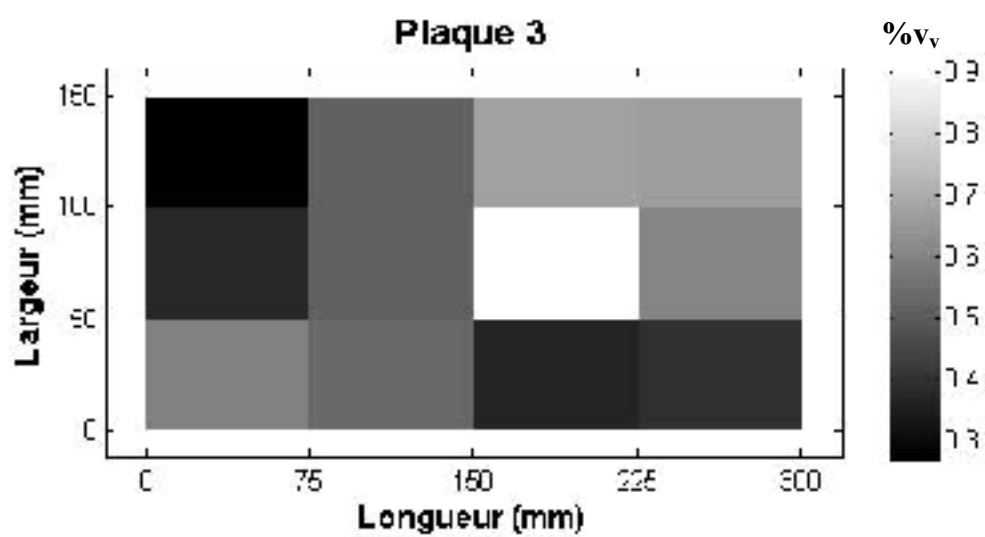
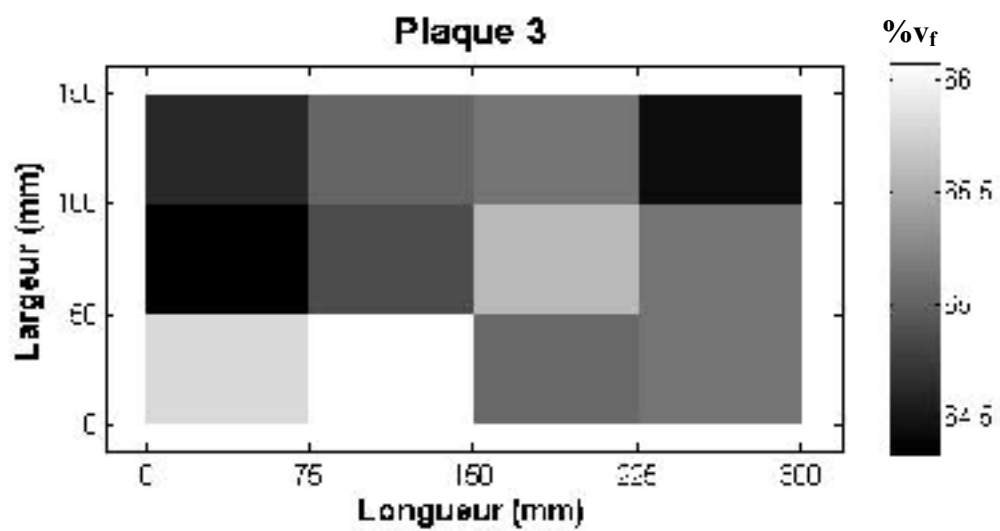
## ANNEXE II

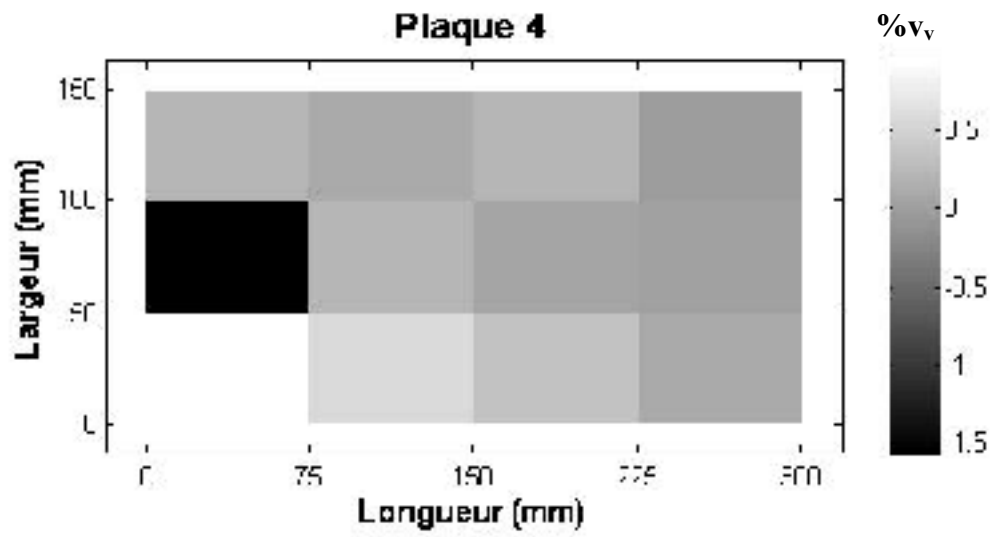
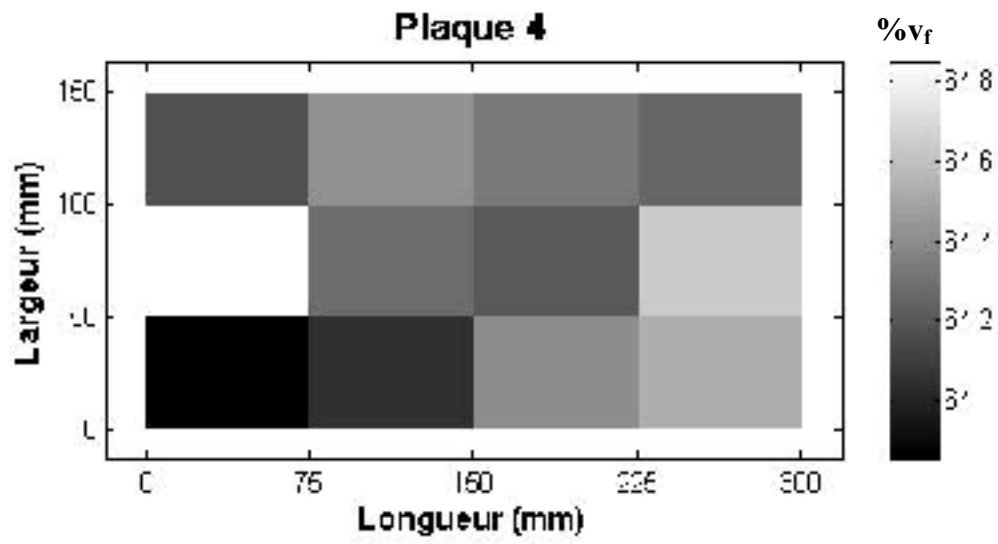
### RÉPARTITION DES %V<sub>F</sub> ET %V<sub>V</sub> DES PLAQUES TESTS

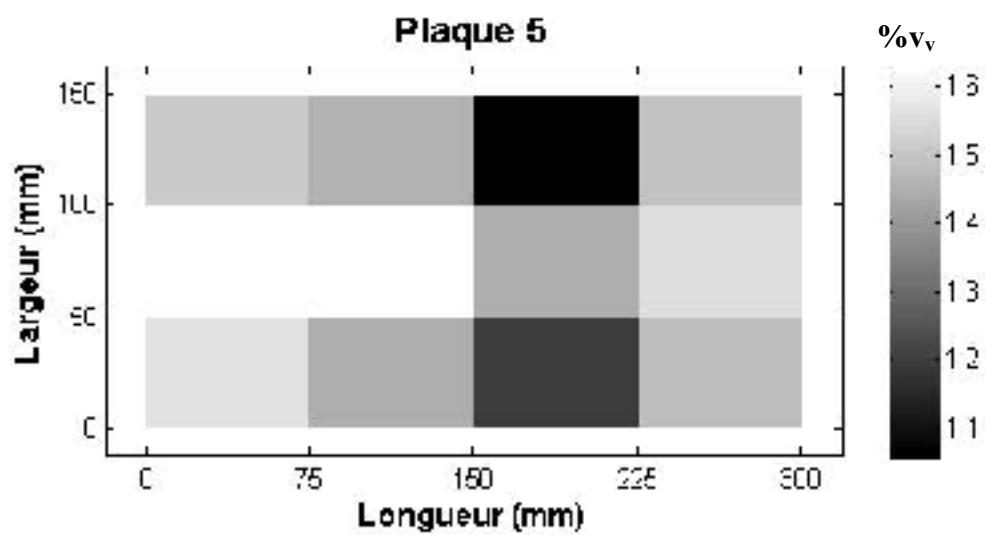
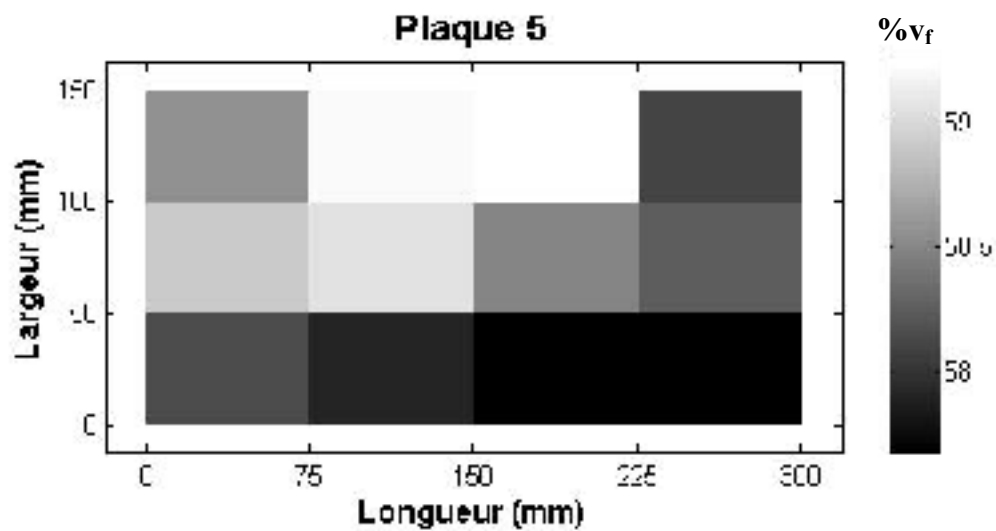


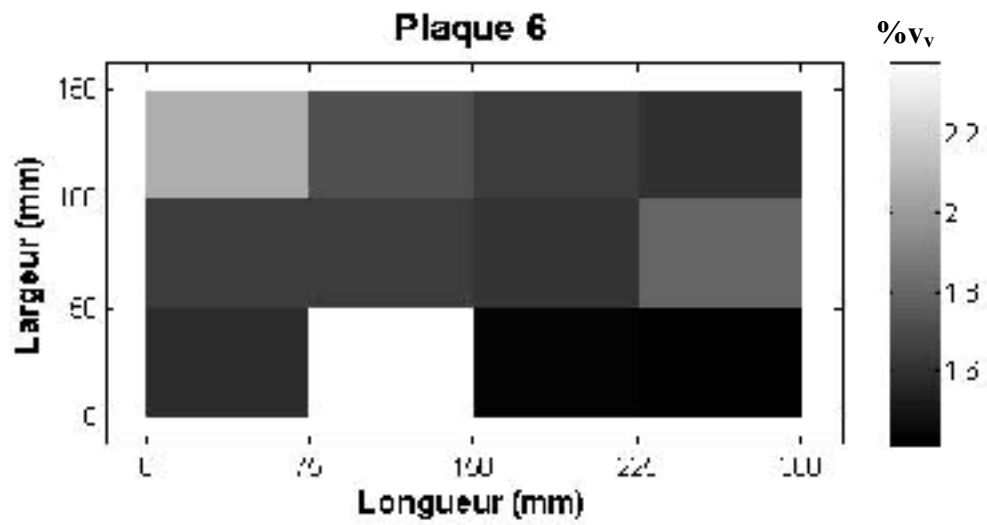
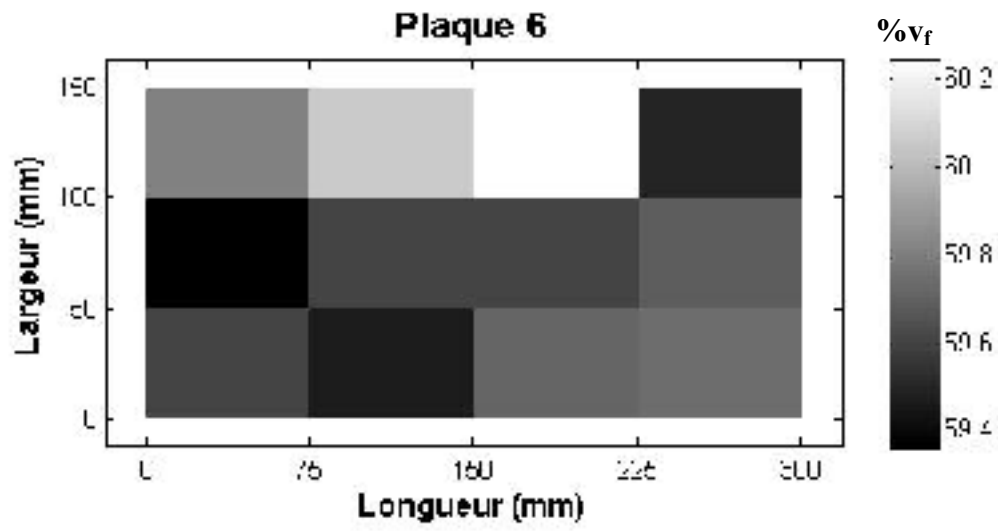


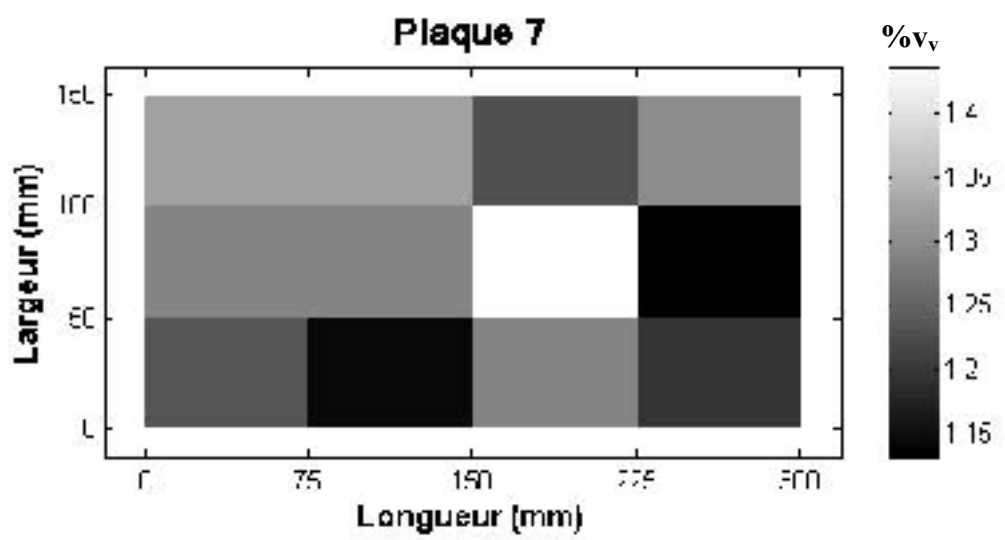
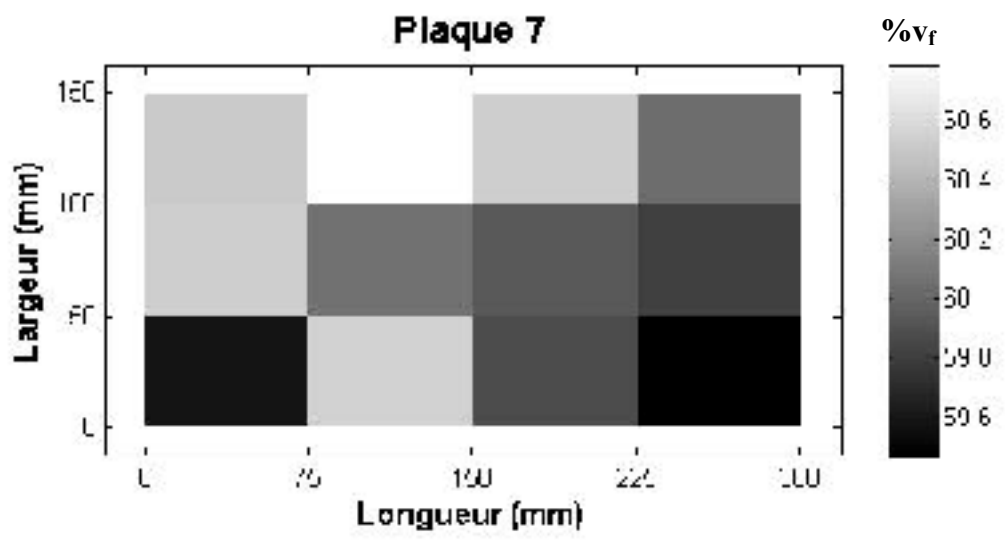


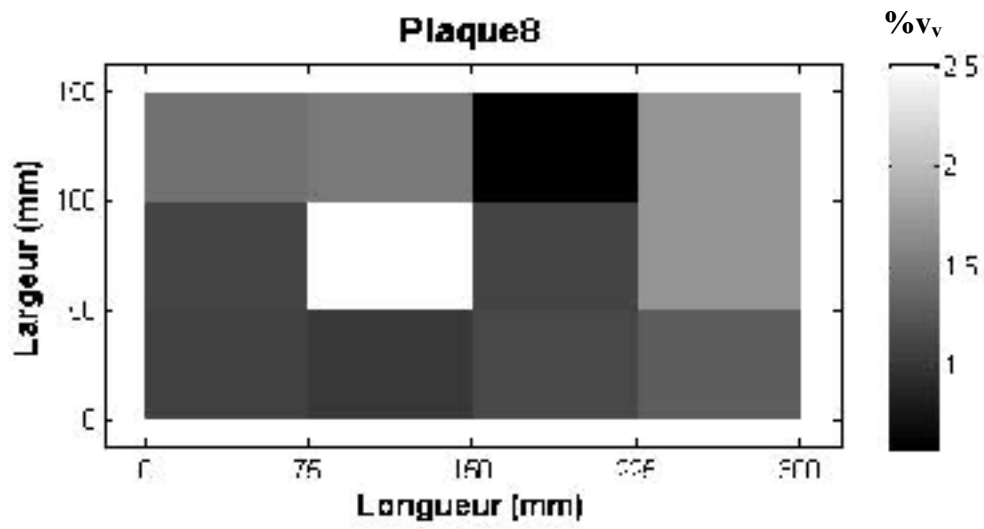
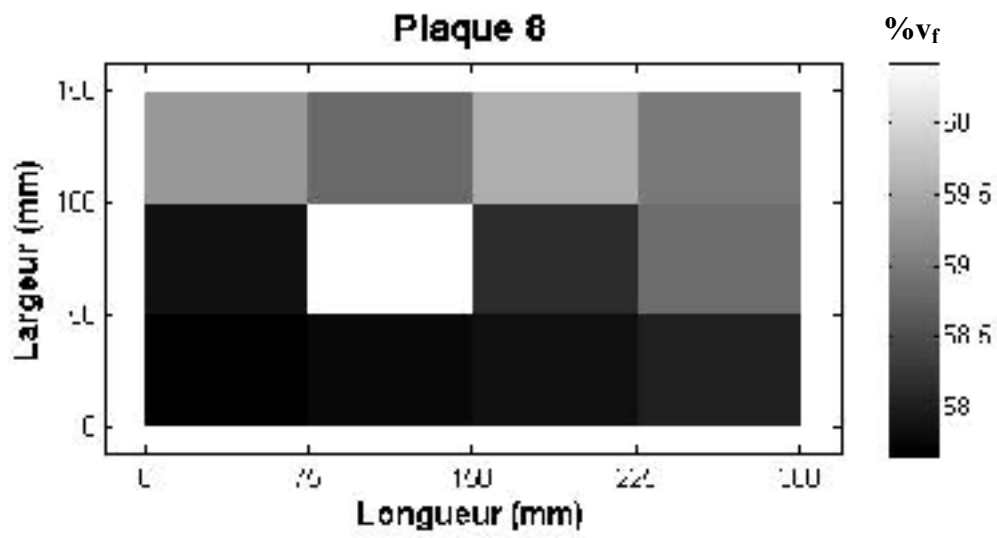










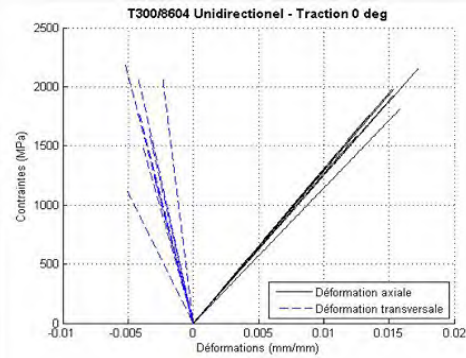
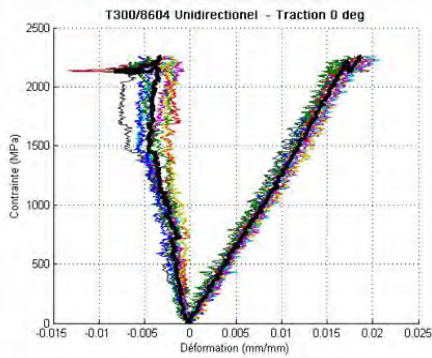


## ANNEXE III

### RÉSULTATS DES TESTS DE CARACTÉRISATION MÉCANIQUES

#### Composites carbone/époxy tissu unidirectionnel

#### Traction 0 degré



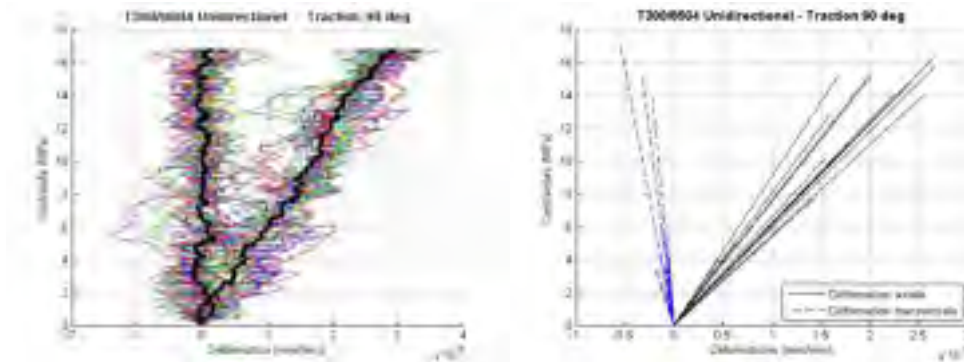
#### Résultats Tissu Unidirectionnel - Traction 0 deg

Numéro d'éprouvette	Pente Direction 1 : $E_1$			Pente Direction 2		
	Manuelle	ASTM	Différence	Manuelle	ASTM	Différence
	Gpa	Gpa		Gpa	Gpa	
TU0005CM01ve'	125,60	88,21	42,4%	-885,53	-	-
TU0005CM02ve'	128,90	125,12	3,0%	-387,26	-208,33	85,9%
TU0005CM03ve'	126,71	108,80	16,5%	-412,20	-158,16	160,6%
TU0005CM04ve'	114,38	90,90	25,8%	-475,21	-180,25	163,6%
TU0005CM06ve'	130,75	110,54	18,3%	-493,30	-278,51	77,1%
TU0005CM07ve'	128,78	132,78	-3,0%	-300,38	-	-
TU0005CM08ve'	130,69	108,01	21,0%	-221,35	-89,37	147,7%
TU0005CM09ve'	124,99	113,21	10,4%	-429,27	-293,00	46,5%
TU0005CM10ve'	130,00	122,31	6,3%	-419,86	-176,01	138,5%

#### T300/8604 - Tissu Unidirectionnel

Numéro d'éprouvette	$\nu_{12}$	
	Manuelle	ASTM
TU0005CM01ve'	0,142	-
TU0005CM02ve'	0,333	0,601
TU0005CM03ve'	0,307	0,688
TU0005CM04ve'	0,241	0,504
TU0005CM06ve'	0,265	0,397
TU0005CM07ve'	0,429	-
TU0005CM08ve'	0,590	1,209
TU0005CM09ve'	0,291	0,386
TU0005CM10ve'	0,310	0,695

## Traction 90 degrés



### Résultats Tissu Unidirectionnel - Traction 90 deg

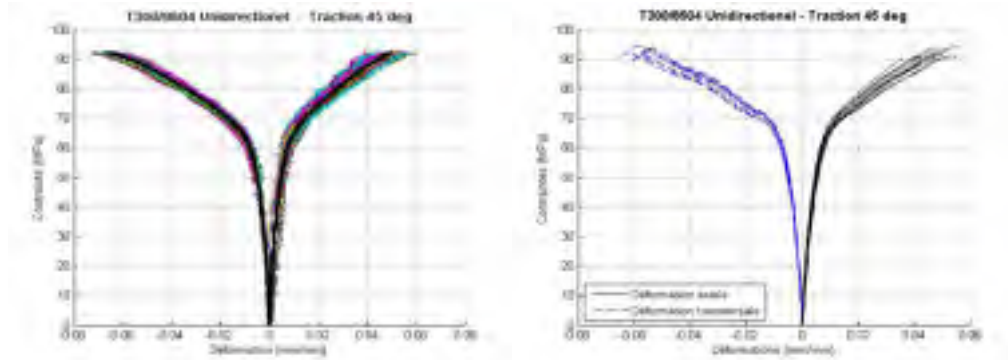
Numéro d'éprouvette	Pente Direction 1 : $E_2$			Pente Direction 2		
	Manuelle Gpa	ASTM Gpa	Différence	Manuelle Gpa	ASTM Gpa	Différence
TU9009CM01ve'	5,40	7,80	-30,9%	-38,58	-	-
TU9009CM02ve'	6,12	6,40	-4,3%	-34,91	-15,50	125,2%
TU9009CM04ve'	5,51	4,73	16,4%	-45,09	-11,20	302,4%
TU9009CM05ve'	9,09	5,31	71,2%	-53,42	-0,75	7050,1%
TU9009CM08ve'	7,64	6,29	21,4%	-23,82	-	-
TU9009CM09ve'	7,96	7,22	10,2%	-20,38	-7,65	166,3%
TU9009CM11ve'	6,19	6,26	-1,2%	-71,78	-6,36	1027,9%
TU9009CM12ve'	5,92	4,93	20,1%	-63,53	-7,88	705,8%
TU9009CM13ve'	18,73	5,44	244,5%	-49,09	-8,21	498,2%
TU9009CM15ve'	7,54	6,29	19,9%	-29,83	-	-
TU9009CM16ve'	8,82	7,22	22,1%	-17,10	-7,65	123,4%
TU9009CM17ve'	6,25	6,26	-0,2%	-81,40	-6,36	1179,0%
TU9009CM18ve'	6,16	4,93	24,8%	-47,18	-7,88	498,5%
TU9009CM19ve'	6,58	5,32	23,8%	-45,54	-7,16	536,3%
TU9009CM20ve'	8,07	5,23	54,3%	-31,23	-	-

### T300/8604 - Tissu Unidirectionnel

Numéro d'éprouvette	$\nu_{21}$	
	Manuelle	ASTM
TU9009CM01ve'	0,140	-
TU9009CM02ve'	0,175	0,413
TU9009CM04ve'	0,122	0,422
TU9009CM05ve'	0,170	7,102
TU9009CM08ve'	0,321	-
TU9009CM09ve'	0,390	0,943
TU9009CM11ve'	0,086	0,984
TU9009CM12ve'	0,093	0,626
TU9009CM13ve'	0,382	0,663
TU9009CM15ve'	0,253	-
TU9009CM16ve'	0,516	0,943
TU9009CM17ve'	0,077	0,984
TU9009CM18ve'	0,131	0,626
TU9009CM19ve'	0,145	0,743
TU9009CM20ve'	0,258	-



**Traction 45 degrés**



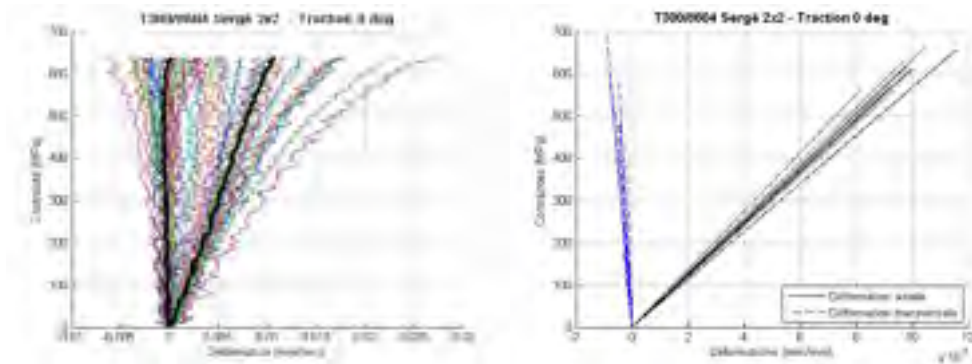
<b>Résultats Tissu Unidirectionnel - Traction 45 deg</b>						
Numéro d'éprouvette	Pente Direction 1 : $E_{x=45^\circ}$			Pente Direction 2		
	Manuelle Gpa	ASTM Gpa	Différence	Manuelle Gpa	ASTM Gpa	Différence
TU4508CMD1ve'	9,60	9,52	0,8%	-13,59	-13,96	-2,6%
TU4508CMD2ve'	10,77	10,38	3,8%	-14,75	-14,38	2,6%
TU4508CMD3ve'	10,18	10,09	0,9%	-12,24	-11,74	4,3%
TU4508CMD4ve'	11,82	11,65	1,4%	-12,92	-12,85	0,5%
TU4508CMD5ve'	12,25	10,59	15,7%	-11,03	-9,03	22,2%
TU4508CMD6ve'	11,49	11,37	1,1%	-12,60	-10,65	18,3%
TU4508CMD7ve'	11,20	10,33	8,3%	-13,35	-11,60	15,1%
TU4508CMD8ve'	11,22	11,93	-5,9%	-10,93	-11,14	-1,9%
TU4508CMD9ve'	11,07	10,64	4,0%	-12,01	-11,24	6,8%
TU4508CMD10ve'	10,01	10,09	-0,8%	-9,51	-9,04	5,2%



<b>T300/8604 - Tissu Unidirectionnel</b>				
Numéro d'éprouvette	$\nu_{xy=45^\circ}$		$G_{12}$	
	Manuelle	ASTM	Manuelle Gpa	ASTM Gpa
TU4508CMD1ve'	0,706	0,682	2,81	2,83
TU4508CMD2ve'	0,730	0,722	3,11	3,01
TU4508CMD3ve'	0,831	0,860	2,78	2,71
TU4508CMD4ve'	0,915	0,906	3,09	3,06
TU4508CMD5ve'	1,111	1,172	2,90	2,44
TU4508CMD6ve'	0,912	1,068	3,01	2,75
TU4508CMD7ve'	0,839	0,891	3,04	2,73
TU4508CMD8ve'	1,027	1,070	2,77	2,88
TU4508CMD9ve'	0,921	0,947	2,88	2,73
TU4508CMD10ve'	1,053	1,116	2,44	2,38

## Composites carbone/époxy tissu sergé 2x2

### Traction 0 degré



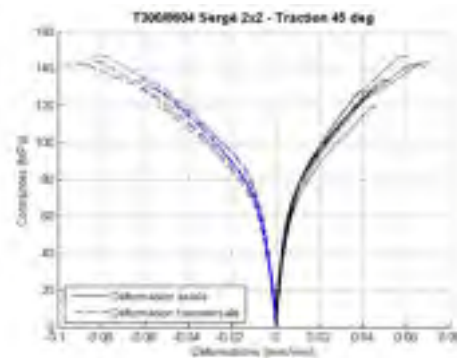
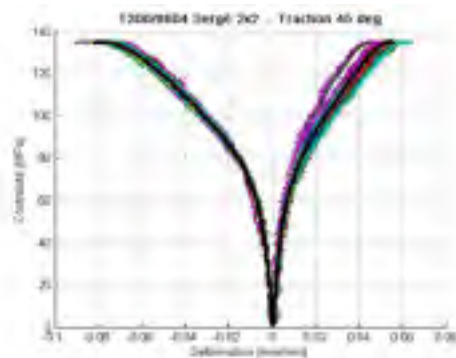
#### Résultats Tissu Sergé 2x2 - Traction 0 deg

Numéro d'éprouvette	Pente Direction 1 : $E_1 = E_2$			Pente Direction 2		
	Manuelle	ASTM	Différence	Manuelle	ASTM	Différence
	Gpa	Gpa		Gpa	Gpa	
TT0005CM01ve'	56,68	55,01	3,0%	-2182,48	-87,66	2389,6%
TT0005CM02ve'	64,93	62,82	3,3%	-1231,02	-	-
TT0005CM03ve'	63,40	64,25	-1,3%	-1096,40	-117,33	834,4%
TT0005CM04ve'	61,77	59,47	3,9%	-1159,64	-12,40	9253,1%
TT0005CM05ve'	56,79	52,70	7,7%	-578,73	-	-
TT0005CM06ve'	59,94	55,12	8,7%	-1525,12	-85,14	1691,4%
TT0005CM07ve'	61,43	61,06	0,6%	-876,22	-136,77	540,6%
TT0005CM08ve'	62,90	61,59	2,1%	-774,50	-118,29	554,8%
TT0005CM09ve'	68,75	70,69	-2,7%	-752,59	-	-
TT0005CM10ve'	60,95	54,74	11,3%	-885,57	-	-

#### T300/8604 - Tissu Sergé 2x2

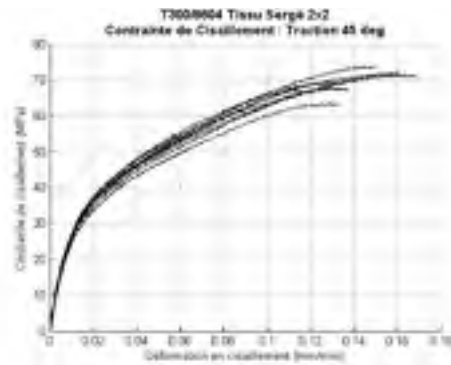
Numéro d'éprouvette	$\nu_{12}$	
	Manuelle	ASTM
TT0005CM01ve'	0,026	0,628
TT0005CM02ve'	0,053	-
TT0005CM03ve'	0,058	0,548
TT0005CM04ve'	0,053	4,796
TT0005CM05ve'	0,098	-
TT0005CM06ve'	0,039	0,647
TT0005CM07ve'	0,070	0,446
TT0005CM08ve'	0,081	0,521
TT0005CM09ve'	0,091	-
TT0005CM10ve'	0,069	-

## Traction 45 degrés



### Résultats Tissu Sergé 2x2 - Traction 45 deg

Numéro d'éprouvette	Pente Direction 1 : $E_{x=45^\circ}$			Pente Direction 2		
	Manuelle	ASTM	Différence	Manuelle	ASTM	Différence
	Gpa	Gpa		Gpa	Gpa	
TT4508CM01ve'	11,47	11,56	-0,8%	-12,06	-11,76	2,5%
TT4508CM02ve'	11,91	11,33	5,1%	-11,21	-9,77	14,7%
TT4508CM04ve'	11,23	10,36	8,4%	-10,44	-8,84	18,2%
TT4508CM06ve'	12,05	10,39	16,0%	-9,51	-8,26	15,1%
TT4508CM07ve'	14,02	11,50	22,0%	-10,87	-8,85	22,8%
TT4508CM08ve'	11,27	10,42	8,2%	-8,54	-7,75	10,3%
TT4508CM09ve'	11,29	10,26	10,1%	-11,43	-9,78	16,9%
TT4508CM10ve'	10,50	10,67	-1,6%	-11,22	-11,88	-5,6%



### T300/8604 - Tissu Sergé 2x2

Numéro d'éprouvette	$\nu_{xy=45^\circ}$		$G_{12}$	
	Manuelle	ASTM	Manuelle Gpa	ASTM Gpa
TT4508CM01ve'	0,952	0,983	2,84	2,92
TT4508CM02ve'	1,063	1,160	2,89	2,62
TT4508CM04ve'	1,076	1,173	2,71	2,38
TT4508CM06ve'	1,268	1,258	2,66	2,30
TT4508CM07ve'	1,290	1,299	3,06	2,50
TT4508CM08ve'	1,319	1,345	2,43	2,22
TT4508CM09ve'	0,988	1,049	2,84	2,50
TT4508CM10ve'	0,936	0,898	2,71	2,81



## ANNEXE IV

### FAMILLES DE STRATIFIÉS DE BASE POUR L'ANALYSE PRIMAIRE

<

Nb. plis	Famille de laminés de bases							
3	1		2		3		4	
	0°	S	45°	S	0°	S	45°	S
	0°	U	0°	U	45°	S	0°	S
	0°	S	45°	S	0°	S	45°	S
4	5		6					
	45°	S	0° + $\theta_1$	S				
	0°	U	0° - $\theta_1$	S				
	0°	U	0° - $\theta_1$	S				
	45°	S	0° + $\theta_1$	S				
5	7		8		9		10	
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
	45°	S	0°	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0°	U	90°	U	0	U	90°	U
	45°	S	0°	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
6	11		12		13		14	
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U
	0° - $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	U	0°	U	90°	U
	0° + $\theta_1$	U	0° + $\theta_1$	U	0° - $\theta_1$	S	0° - $\theta_1$	S
	0°	S	45°	S	0° + $\theta_1$	S	0° + $\theta_1$	S
7	15		16		17		18	
	0	S	0	S	45	S	45	S
	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U
	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U	0 - $\theta_1$	U
	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U	0 + $\theta_1$	U
	0	S	0	S	45	S	45	S
	19		20					
	0 + $\theta_1$	S	0 + $\theta_1$	S				
	0 - $\theta_1$	S	0 - $\theta_1$	S				
	0	U	90	U				
	90	U	0	U				
	0	U	90	U				
	0 - $\theta_1$	S	0 - $\theta_1$	S				
0 + $\theta_1$	S	0 + $\theta_1$	S					

8	21		22		23		24	
	0	S	0	S	45	S	45	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0	S	0	S	45	S	45	S
	25		26		27			
	0	S	0 + 01	S	0 + 01	S		
	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S		
	0	U	0	U	0 + 02	U		
	90	U	90	U	0 - 02	U		
	90	U	90	U	0 - 02	U		
	0	U	0	U	0 + 02	U		
	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S		
0	S	0 + 01	S	0 + 01	S			
9	28		29		30		31	
	0	S	0	S	0	S	45	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0	U	0	U	90	U	0	U
	0	U	90	U	0	U	0	U
	0	U	0	U	90	U	0	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0	S	0	S	0	S	45	S
	32		33		34		35	
	45	S	45	S	0	S	0	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	0 - 01	U	0 - 01	U	0	U	0	U
	0	U	90	U	90	U	90	U
	90	U	0	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	90	U	90	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0	U	0	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	45	S	45	S	0	S	0	S
	36		37					
0 + 01	S	0 + 01	S					
0 - 01	S	0 - 01	S					
0 + 02	U	0 + 02	U					
0 - 02	U	0 - 02	U					
0	U	90	U					
0 - 02	U	0 - 02	U					
0 + 02	U	0 + 02	U					
0 - 01	S	0 - 01	S					
0 + 01	S	0 + 01	S					

10	38		39		40		41	
	0	S	45	S	0	S	0	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0	U	90	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	0	S	45	S	0	S	0	S
	42		43					
	0 + 01	S	0 + 01	S				
	0 - 01	S	0 - 01	S				
	0 + 02	U	0 + 02	U				
	0 - 02	U	0 - 02	U				
	0	U	90	U				
	0	U	90	U				
0 - 02	U	0 - 02	U					
0 + 02	U	0 + 02	U					
0 - 01	S	0 - 01	S					
0 + 01	S	0 + 01	S					
11	44		45		46		47	
	0	S	0	S	45	S	45	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0	S	0	S	45	S	45	S
	48		49		50		51	
	0	S	0	S	0 + 01	S	0 + 01	S
	45	S	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	90	U	0	U	90	U	0	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 02	U	0 - 02	U	
0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 02	U	0 + 02	U	
45	S	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S	
0	S	0	S	0 + 01	S	0 + 01	S	

12	52		53		54		55	
	0	S	0	S	45	S	45	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0	S	0	S	45	S	45	S
	56		57					
	0	S	0 + 01	S				
	45	S	0 - 01	S				
	0 + 01	U	0 + 02	U				
	0 - 01	U	0 - 02	U				
	0 + 02	U	0 + 03	U				
	0 - 02	U	0 - 03	U				
	0 - 02	U	0 - 03	U				
0 + 02	U	0 + 03	U					
0 - 01	U	0 - 02	U					
0 + 01	U	0 + 02	U					
45	S	0 - 01	S					
0	S	0 + 01	S					



13	58		59		60		61	
	0	S	0	S	0	S	0	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	90	U	0	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0	S	0	S	0	S	0	S
	62		63		64		65	
	45	S	45	S	45	S	45	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0	U	90	U	90	U	0	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	45	S	45	S	45	S	45	S
	66		67		68		69	
	0	S	0	S	0 + 01	S	0 + 01	S
	45	S	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 03	U	0 + 03	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 03	U	0 - 03	U
	0	U	90	U	0	U	90	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 - 03	U	0 - 03	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 + 03	U	0 + 03	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	45	S	45	S	0 - 01	S	0 - 01	S
	0	S	0	S	0 + 01	S	0 + 01	S

14	70		71		72		73	
	0	S	45	S	0	S	0	S
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 + 03	U	0 + 03	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 - 03	U	0 - 03	U	0	U	90	U
	0 - 03	U	0 - 03	U	0	U	90	U
	0 + 03	U	0 + 03	U	0 - 02	U	0 - 02	U
	0 - 02	U	0 - 02	U	0 + 02	U	0 + 02	U
	0 + 02	U	0 + 02	U	0 - 01	U	0 - 01	U
	0 - 01	U	0 - 01	U	0 + 01	U	0 + 01	U
	0 + 01	U	0 + 01	U	45	S	45	S
	0	S	45	S	0	S	0	S
	74		75					
	0 + 01	S	0 + 01	S				
	0 - 01	S	0 - 01	S				
	0 + 02	U	0 + 02	U				
	0 - 02	U	0 - 02	U				
	0 + 03	U	0 + 03	U				
	0 - 03	U	0 - 03	U				
	0	U	90	U				
	0	U	90	U				
	0 - 03	U	0 - 03	U				
	0 + 03	U	0 + 03	U				
	0 - 02	U	0 - 02	U				
0 + 02	U	0 + 02	U					
0 - 01	S	0 - 01	S					
0 + 01	S	0 + 01	S					

>

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] Coutu, D. 2010. Conception et Exploitation d'une Structure Active Pour une Aile laminaire Adaptative Expérimentale. Montréal, École de Technologie Supérieure
  
- [2] Sun, C. T. 2006. *Mechanics of Aircraft Structures*, 2<sup>e</sup> édition. New York: John Wiley & Sons, 9 à 11-16-87-91 à 96 p.
  
- [3] Gay, D. and S. V. Hoa. 2007. *Composite Material Design and Applications* (éd. 2). New York: Taylor & Francis Group. 2<sup>e</sup> édition. New York: CRC Press, xxx p.
  
- [4] Bathias, C. et coll. 2005, *Matériaux Composites*. 1<sup>er</sup> édition. Paris: Dunod, xxx p.
  
- [5] Strong, A. B. 2008. *Fundamentals of Composites Manufacturing: Material, Method and Applications*. 2<sup>e</sup> édition. Michigan: Society of Manufacturing Engineers, xxx p.
  
- [6] ASTM D792-00, Standard Test Method for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastic by Displacement.
  
- [7] ASTM D2734-94, Standard Test Method for Void Content of Reinforced Plastics
  
- [8] ASTM D3171-99, Standard Test Method for Constituent Content of Composites material.
  
- [9] ASTM D3039/D3039M-00 (2006), Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials,
  
- [10] ASTM D3518/3518M-94 (2001), Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of à ±45° Laminate.

- [11] Barbero, E. J. 2008. *Finite Element Analysis of Composites Materials*. 1<sup>er</sup> edition. New York: CRC Press, xxx p.
- [12] Niu, M. C. Y. 1995. *Airframe Structural Design*. 1<sup>er</sup> edition. California: Lockheed Aeronautical System Company, xxx p.
- [13] Kundu, A. K. 2010. *Aircraft Design*. 1<sup>er</sup> edition. New York: Cambridge University Press, xxx p.
- [14] Anderson, J. D. 2001. *Fundamentals of Aerodynamics*, 4<sup>e</sup> édition. Coll.«Aeronautical and Aerospace Engineering ». Boston: McGraw-Hill Higher Education, 892 p.
- [15] Daniel, I. M. and O. Ishai. 1994. *Engineering Mechanics of Composites Materials*, 1<sup>er</sup> edition. New York: Oxford University Press, 147-170-171 p.
- [16] Gibson, R. F. 1994. *Principles of Composites Material Mechanics*, 1<sup>er</sup> édition. Boston: McGraw-Hill Custom Publishing, XXX p.
- [17] Beer, F. P., E. R. Johnston,Jr. and J. T. DeWolf. 2002. *Mechanics of Material*, 3<sup>e</sup> edition. Boston: McGraw-Hill, 217-762 p.
- [18] Ugural, A. C. and S. K. Fenster. 1995. *Advanced Strength and Applied Elasticity*, 3<sup>e</sup> edition. New Jersey: P T R Prentice Hall, 263 à 265 p.

