

Optimisation structurale par éléments finis d'un gousset en
matériaux composites et de sa caractérisation par tests
mécaniques

par

Valérie VICERIAT

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
COMME EXIGENCE PARTIELLE À L'OBTENTION DE LA MAÎTRISE
AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE MECANIQUE
M. Sc. A.

MONTRÉAL, LE 24 AOÛT 2021

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

©Tous droits réservés

Cette licence signifie qu'il est interdit de reproduire, d'enregistrer ou de diffuser en tout ou en partie, le présent document. Le lecteur qui désire imprimer ou conserver sur un autre media une partie importante de ce document, doit obligatoirement en demander l'autorisation à l'auteur.

PRÉSENTATION DU JURY

CE RAPPORT DE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Simon Joncas, directeur de mémoire
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

M. Sébastien Gordon, codirecteur de mémoire
Secteur composite au Centre Technologique en Aérospatial

M. Christian Belleau, président du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Philippe Causse, membre du jury
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

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

LE 12 AOÛT 2021

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

J'aimerais tout d'abord remercier mon directeur de recherche, Simon Joncas, pour son soutien et ses conseils qui m'ont guidée inlassablement pendant ces deux années de maîtrise.

Je veux aussi remercier Sébastien Gordon, mon co-directeur pour sa patience, son aide et son support infailible. Tu as été un véritable sensei et les "Wax on, Wax off" (Mr. Miyagi, The Karate Kid, 1984) auront finalement porté leurs fruits.

Merci à toute l'équipe composite du CTA, à Robin Dubé, initiateur avec Simon Joncas de cette association entre le CTA et l'ETS. C'est une chance incroyable de pouvoir travailler aux côtés d'experts et d'avoir un accès privilégié aux laboratoires du CTA. Merci aux techniciens Luc Pelletier et Hugo Dubreuil, à Philippe, Carl et François pour leur bienveillance, leurs conseils et leur assistance. J'aimerais aussi porter une mention spéciale à tous les étudiants présents au CTA, Tiphaine, Yining, Aubin et Lucas, en vous souhaitant le meilleur pour la suite de votre parcours professionnel.

Je tiens aussi à remercier Serge Plamondon, Technicien d'application technologique à l'ETS et Julien Chaussée, Spécialiste d'Applications Sénior à Altair, pour leur aide, leurs conseils et leur patience.

Enfin j'aimerais remercier ma famille et mes amis, en particulier mes parents, qui n'ont jamais cessé de croire en moi et m'ont toujours soutenue et encouragée dans mes études, même depuis l'autre côté de l'océan. Merci à toi aussi, Guillaume, merci d'être assez fou pour me supporter, me suivre et vivre cette expérience à mes côtés.

Optimisation structurale par éléments finis d'un gousset en matériaux composites et de sa caractérisation par tests mécaniques

Valérie VICERIAT

RÉSUMÉ

L'allègement des pièces structurelles est un axe moteur d'innovation dans le secteur de l'aéronautique. Par ailleurs, beaucoup d'intérêt est actuellement porté sur les plis unidirectionnels de carbone très minces, conférant de meilleures caractéristiques mécaniques générales aux stratifiés. Couplés à l'optimisation composite, ils deviennent alors d'autant plus intéressants : ils permettent beaucoup plus de liberté vis à vis du design d'une pièce (transition plus progressive de plis), et permettent ainsi de réduire la masse de pièces en optimisant leur séquence d'empilement.

L'objectif de ce projet est de développer un procédé d'infusion optimal pour les plis unidirectionnels secs minces, de caractériser le matériau obtenu, d'optimiser une pièce couramment utilisée dans le renfort de structures (aéronautiques ou non) : « un gousset d'assemblage en composite », d'infuser cette pièce et enfin de tester et valider l'optimisation.

Le projet a été découpé en quatre étapes. Tout d'abord, le procédé d'infusion a été optimisé et développé pour pallier au manque de perméabilité des plis unidirectionnels secs minces. Ensuite, une fois l'infusion de plaques rendue possible, les propriétés du matériau ont été déterminées par tests mécaniques, par comparaison avec la littérature et par calculs. Ceci a permis d'alimenter un modèle par éléments finis, utilisé pour la troisième étape du projet : l'optimisation composite en trois phases à l'aide du logiciel d'Altair® du gousset, répondant à un chargement en traction et en compression. Enfin, la pièce optimisée a été fabriquée et testée selon les deux cas de chargements, afin d'observer la rupture de la pièce en matage et en flambage. Une simulation des tests a aussi été réalisée, afin de procéder à une évaluation de l'optimisation composite du gousset.

L'optimisation du gousset en plis unidirectionnels secs minces a permis une réduction de l'ordre de 30% par rapport à un gousset ayant la même épaisseur maximale, mais constante sur toute sa surface. Par ailleurs, les tests mécaniques ont démontré que le gousset optimisé a un comportement mécanique post flambage et en matage meilleur qu'un gousset en aluminium pour les deux tiers de la masse du gousset en aluminium.

Mots clés : plis unidirectionnels secs minces, infusion, optimisation composite, flambage, gousset d'assemblage, modélisation, matériau composite

Structural optimization by finite elements of a composite gusset and its characterization by mechanical tests

Valérie VICERIAT

ABSTRACT

Nowadays, mass reducing of structural parts is a key factor in aeronautical innovation. Moreover, there is a lot of interest regarding the unidirectional dry thin plies, as they provide better mechanical behavior for laminates in general.

Used in composite optimization, they get another kind of interest: indeed, as they are thinner, they enable more ply drop off and as a consequence more design freedom. Thus, the lay up optimization of parts made in such composite material leads to an interesting mass loss.

The objective of this project is to develop an optimal infusion process for UD dry thin plies, to characterize the material, optimize a current part in structural reinforcement: “a 2D corner gusset in composite”, and finally infuse this part, test and validate the optimization.

The project was divided in 4 steps. First of all, the infusion process was optimized and developed in order to overcome the lack of permeability in unidirectional dry thin plies. Then, once the infusion made possible, mechanical characterization of the material was determined, by mechanical tests, comparison to the literature and calculus. All the data obtained were required to define a finite element model. This model was used for the third step of the project: the composite optimization in three phases -with the Altair software- of the 2D corner gusset, answering a tension load case and a compressing one. Finally, the optimized part was infused and tested, according to the two load cases in order to observe the bearing and the buckling failures. A simulation of the tests was achieved to evaluate the composite optimization of the gusset.

The optimization of the gusset made of unidirectional dry thin plies resulted in a reduction of the order of 30% compared to a gusset with the same maximum thickness, but constant over its surface. Furthermore, mechanical tests have shown that the optimized gusset has better post-buckling and bearing mechanical behavior compared to an aluminum gusset for two thirds of the mass of the aluminum gusset.

Keywords : unidirectional dry thin plies, infusion, composite optimization, buckling, 2D corner gusset, modeling, composite material

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE	5
1.1 Les matériaux composites.....	5
1.1.1 Tissus bidirectionnels vs unidirectionnels	6
1.1.2 Plis unidirectionnels minces	7
1.2 Le procédé d’infusion	11
1.2.1 Physique de l’écoulement et loi de Darcy.....	12
1.2.2 Revue des cas d’infusion de plis unidirectionnel secs minces et perméabilité.....	13
1.3 Optimisation composite	13
1.3.1 Phase 1: “design initial → composite free size optimization”.....	16
1.3.2 Phase 2: “free size optimization → size optimization”	17
1.3.3 Phase 3: “size optimization → stacking sequence : final design (composite shuffling)”	19
CHAPITRE 2 LE PROCEDE D’INFUSION ET MATERIAUX UTILISES.....	21
2.1 Matériaux sélectionnés.....	21
2.1.1 La fibre.....	21
2.1.2 La résine.....	21
2.2 Tentatives d’infusion et constats.....	22
2.3 Solutions envisagées et optimisation de l’infusion.....	24
2.3.1 Viscosité et Loi d'Arrhenius	24
2.3.2 Proposition du montage "optimisé" pour l'infusion de plis sec UD minces ...	27
2.4 Résultats d’infusion et inspections micrographiques.....	34
CHAPITRE 3 PROPRIETES MECANIQUES ET CARACTERISATION DU MATERIAU COMPOSITE.....	37
3.1 Caractérisation du stratifié infusé	41
3.1.1 Tests de traction	43
3.1.2 Tests de cisaillement inter-laminaire	48
3.1.3 Tests de traction avec joint boulonné.....	49
3.2 Propriétés mécaniques calculées et estimées	51
3.2.1 Propriétés calculées.....	51
3.2.2 Propriétés estimées.....	52
CHAPITRE 4 OPTIMISATION COMPOSITE.....	55
4.1 Présentation du problème d'optimisation.....	55
4.1.1 Étude de cas	55
4.1.2 Cas de chargement envisagé :	57

4.1.3	Requis d'optimisations et règles de conception (design guidelines)	58
4.2	Optimisation.....	59
4.2.1	Phase 0 : mise en place du modèle.....	59
4.2.1.1	Géométrie et maillage de la pièce	59
4.2.1.2	Matériau, propriété et laminé.....	61
4.2.1.3	Application des cas de chargements	62
4.2.1.4	Précision sur le calcul de flambage et interprétation des résultats	63
4.2.2	Phase 1 : design initial → composite free size optimization	65
4.2.2.1	DRCO Phase1	65
4.2.2.2	Résultats et analyse de la phase 1	67
4.2.3	Phase 2 : free size optimization → size optimization	69
4.2.3.1	Mise en place phase2	69
4.2.3.2	DRCO Phase 2	71
4.2.3.3	Résultats de la phase 2	72
4.2.4	Phase 3 : size optimization → stacking sequence : final design.....	73
4.2.4.1	Résultats.....	74
4.3	Résultats d'optimisation et vérification.....	76
CHAPITRE 5 ÉVALUATION PAR TESTS DE L'OPTIMISATION STRUCTURELLE ET VALIDATION DU FEM.....79		
5.1	Description générale des tests mécaniques	79
5.1.1	Présentation du montage de test utilisé et des chargements appliqués	79
5.1.2	Descriptions des différents goussets fabriqués et testés	81
5.2	Validations et comparaisons des simulations FEA avec les tests réalisés	82
5.2.1	Description du FEM du montage utilisé pour les tests mécaniques	82
5.2.2	Présentation des résultats de simulations et validations	84
5.3	Comparaison des performances mécaniques entre différents goussets	91
5.3.1	Présentation des résultats expérimentaux entre les différents goussets	91
CONCLUSION.....95		
RECOMMANDATIONS		
ANNEXE I FICHE TECHNIQUE DE LA RÉSINE		
ANNEXE II FICHE TECHNIQUE DE LA FIBRE		
ANNEXE III TRAITEMENT DES PLIS PHASE 2.....		
ANNEXE IV DESSIN DES DIFFÉRENTS PLIS OPTIMISÉS		
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....		

LISTE DES TABLEAUX

		Page
Tableau 1.1	Comparaison de caractéristiques mécanique pour des stratifiés faits de plis minces, standards et épais.....	9
Tableau 1.2	Valeurs de perméabilités pour des plis minces et épais.....	13
Tableau 2.1	Liste des composants et consommables du montage.....	28
Tableau 2.2	Calcul du taux de porosité moyen.....	35
Tableau 3.1	Propriétés de la résine époxyde Araldite LY 8601/ Aradur 8602 de Huntsman®	38
Tableau 3.2	Propriétés de la fibre de carbone Toray T700 SC (tissu UD CF323-B de CST).....	38
Tableau 3.3	Propriétés physiques et élastiques du stratifié unidirectionnel infusé	39
Tableau 3.4	Propriétés de résistances du stratifié unidirectionnel infusé	40
Tableau 3.5	Information sur les tests de caractérisation mécanique.....	42
Tableau 3.6	Résumé de l'épaisseur par pli (<i>CPT</i>) selon le type d'empilement des plis.....	42
Tableau 3.7	Résultats obtenus par tests de traction sur coupons unidirectionnels	45
Tableau 3.8	Résultats obtenus par tests de traction sur coupons stratifiés bidirectionnels.....	46
Tableau 3.9	Résultats obtenus par tests	48
Tableau 3.10	Résultats obtenus par tests de traction avec joint boulonné sur coupons QI.....	50
Tableau 4.1	Exemple d'interprétation et de simplification de plis.....	70
Tableau 4.2	Schématisation de la séquence d'empilement non optimisée.....	74
Tableau 4.3	Schématisation de la séquence d'empilement optimisée.....	75
Tableau 4.4	Comparatif des valeurs de masse et de flambage selon les différentes phases.....	78
Tableau 5.1	Illustration et explications des différents chargements sur le gousset	80

Tableau 5.2	Information sur les goussets testés.....	81
Tableau 5.3	Analyse de la résistance des joints boulonnés selon la simulation	88

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Différentes armures bidirectionnelles et unidirectionnelle7
Figure 1.2	Schéma d'un toron standard et d'un toron de pli mince9
Figure 1.3	Différence de structure entre des stratifiés faits de plis minces et des stratifiés de plis standards9
Figure 1.4	Micrographies de laminés en préimprégné avec différentes épaisseurs de plis T (μm)10
Figure 1.5	Comparaison de la séquence typique d'apparition des mécanismes de rupture dans un laminé fait de plis standards et un laminé de plis minces10
Figure 1.6	Schéma et photo d'un montage d'infusion "classique" réalisé au CTA11
Figure 1.7	Schéma du problème de Darcy pour un écoulement 1D.....12
Figure 1.8	Schématisation des différents types d'optimisation, dans l'ordre : optimisation dimensionnelle, optimisation de forme, optimisation topologique14
Figure 1.9	Schématisation de l'optimisation composite en 3 phases par Altair15
Figure 1.10	Exemple de sortie de 1ère phase d'optimisation17
Figure 1.11	Exemple de résultats bruts de la phase 1, avec pour une même orientation, 4 plis de formes différentes et d'épaisseurs différentes.....18
Figure 1.12	Exemple de résultat de phase 2.....18
Figure 1.13	Exemple phase 3 d'optimisation19
Figure 2.1	Échantillon de la fibre utilisée21
Figure 2.2	Vue de dessous d'une infusion de type "classique" avec des plis minces.....23
Figure 2.3	Exemple d'une infusion "ratée", avec identification de problèmes.....23
Figure 2.4	Évolution théorique de la viscosité dynamique de la résine en fonction de la température.....26

Figure 2.5	Schéma du montage optimisé d'infusion de plis secs minces	27
Figure 2.6	Schéma des étapes 0, 1 et 2 d'infusion avec le montage optimisé	31
Figure 2.7	Schéma des étapes 3, 4 et 5 d'infusion avec le montage optimisé	32
Figure 2.8	Photo du montage et en particulier de la lampe chauffante avec contrôle de température à l'aide de thermocouples et du Graphtec	33
Figure 2.9	Photo du montage chauffant	33
Figure 2.10	Micrographie d'un échantillon $[0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	34
Figure 2.11	Calcul du taux de porosité par analyse du taux de gris.....	35
Figure 3.1	Illustration de l'effet de la séquence des plis sur la dimension théorique des interstices entre les fibres	43
Figure 3.2	Exemples de courbes de traction σ - ε sur coupons unidirectionnels	45
Figure 3.3	Exemple de courbe de traction σ - ε sur coupons $[90]_{16}$	46
Figure 3.4	Résultats des déformations à la rupture de coupons stratifiés bidirectionnels testés en traction.....	47
Figure 3.5	Exemples de courbes de traction σ - ε sur coupons stratifiés bidirectionnels ..	47
Figure 3.6	Montage à double recouvrement pour évaluer la résistance à la traction avec trou boulonné.....	49
Figure 3.7	Courbes de traction avec trou boulonné sur les coupons QI.....	50
Figure 3.8	Comparaison entre X_t et X_c de 37 unidirectionnels carbone/époxy provenant de la base de données ESAComp TM	53
Figure 3.9	Ratio X_c/X_t de 37 unidirectionnels carbone/époxy provenant.....	53
Figure 4.1	Exemple d'utilisation d'un gousset d'assemblage en composite	55
Figure 4.2	Exemple d'application de gousset d'assemblage dans un fuselage.....	56
Figure 4.3	Représentation schématique des 2 cas de chargements envisagés.....	57
Figure 4.4	Géométrie créée pour la modélisation d'optimisation du gousset.....	59
Figure 4.5	Modèle de gousset maillé avec plan de symétrie (en jaune).....	60
Figure 4.6	Création du laminé initial.....	61

Figure 4.7	Modélisation du problème	62
Figure 4.8	Définition de la section surdimensionnée des poutres sur Hyperbeam® et création des RBE2 pour modéliser les boulons	63
Figure 4.9	Comportement au flambage (Force vs déplacement transversal) pour une pièce sans décalage (a) et avec décalage (b).....	64
Figure 4.10	Désélection des éléments autour des trous pour le calcul des déformations ..	67
Figure 4.11	Résultats de la Phase1: épaisseur de chaque orientation	68
Figure 4.12	Extrait du fichier OUT de fin de phase 1	68
Figure 4.13	Réponses retenues pour la phase 1 d'optimisation.....	68
Figure 4.14	Système de numérotation des plis.....	69
Figure 4.15	Exemple de pli trop "petit", non réalisable	70
Figure 4.16	Résultats phase 2 : épaisseur par orientation	72
Figure 4.17	Extrait du fichier OUT de phase 2	73
Figure 4.18	Extrait du fichier OUT phase 2, respect de la contrainte de flambage	73
Figure 4.19	Aperçu du gousset et de la séquence d'empilement selon différentes coupes et vues	75
Figure 4.20	Résultats (fichier OUT) de l'analyse de fin de phase 3 avec calcul des valeurs propres de flambage	77
Figure 4.21	Visualisation des déformations composites maximales sous le cas de chargement de compression.....	77
Figure 4.22	Visualisation de l'indice de rupture de pli pour le cas en compression.....	78
Figure 5.1	Montage de test du Gousset installé dans une machine de traction et positionnement des jauges	80
Figure 5.2	FEM du montage pour tester le gousset optimisé.....	83
Figure 5.3	Configuration de la propriété PCOMPP pour le stratifié et comparaison entre modélisation d'optimisation et de simulation	83
Figure 5.4	Déformation hors-plan du gousset sollicité en compression et du déplacement vertical du montage en fonction de la force appliquée	85

Figure 5.5	Localisation de l'élément E378 correspondant à l'emplacement des jauges de déformation collées sur la diagonale du gousset.....	85
Figure 5.6	Déformation de la jauge de déformation collée sur la diagonale du gousset en tension comparée à la déformation simulée	86
Figure 5.7	Déformation des jauges de déformation collées sur la diagonale de chaque côté du gousset en compression comparée à la déformation simulée.....	86
Figure 5.8	Réaction aux nœuds CBEAM / RBE3 (boulons) du gousset en tension	88
Figure 5.9	Indice de rupture selon le critère de Hoffman's du gousset en tension	89
Figure 5.10	Indice de rupture selon le critère de Hoffman's du gousset en compression...	89
Figure 5.11	Photo du Gousset UD5 après test en traction, rupture par matage	90
Figure 5.12	Test du gousset UD2 en compression, visualisation de la déformation pendant le test (en haut) et rupture en fin de test (en bas)	90
Figure 5.13	Comparaison de la performance mécanique (force-déformation) des différents goussets en compression.....	92
Figure 5.14	Comparaison de la performance mécanique (force-déformation) des différents goussets en tension	93
Figure 5.15	Gousset en aluminium, état post-flambage avec déformation irréversible.....	94

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

CTA	Centre Technologique en Aérospatial (CTA, St-Hubert, Québec)
DRCO	Design variables, Responses, Constraints, Objectives
CREPIM	Centre de Recherche et d'Étude sur les Procédés d'Ignifugation des Matériaux
CPT	Cured Ply Thickness
ASTM	American Society for Testing Material
ÉTS	École de Technologie Supérieure
UD	Unidirectionnel
1D	Unidimensionnel
2D	Bidimensionnel
QI	Quasi Isotrope
FEA	Analyse par Éléments Finis
FEM	Modèle par Éléments Finis
CST	The Composite Store

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

Q	$m^3 \cdot s^{-1}$	Débit volumique filtrant
K	$m \cdot s^{-1}$	Conductivité hydraulique du milieu poreux
ΔH	m	Différence de hauteurs piézométriques
L	m	Longueur de l'échantillon poreux
S	m^2	Aire de la section de l'échantillon
μ	cP	Viscosité dynamique de la résine
A	cP	Constante de viscosité
E	$J \cdot mol^{-1}$	Energie d'activation de réaction
R	$J \cdot mol^{-1} \cdot K^{-1}$	Constante des gaz parfait = 8,31
T	K	Température
v	$m \cdot s^{-1}$	Vitesse du front de résine
P_1	Pa	Pression d'entrée
P_2	Pa	Pression de sortie
k	m^2	Perméabilité du milieu poreux
k_{UDS}	m^2	Perméabilité de la fibre unidirectionnelle mince
k_{TA}	m^2	Perméabilité du tissu d'arrachage
k_{DM}	m^2	Perméabilité du média d'infusion
v_{UDS}	$m \cdot s^{-1}$	Vitesse du front de résine dans la fibre
v_{TA}	$m \cdot s^{-1}$	Vitesse du front de résine dans le tissu d'arrachage
v_{DM}	$m \cdot s^{-1}$	Vitesse du front de résine dans le média d'infusion
ρ_r	$g \cdot cm^{-3}$ ou $lb \cdot po^{-3}$	Densité de la résine
E_r	GPa ou MSI	Module élastique de la résine
G_r	GPa ou MSI	Module de cisaillement de la résine
ν_r	-	Coefficient de Poisson de la résine
$R_{t,r}$	MPa ou KSI	Résistance ultime en tension de la résine
$R_{c,r}$	MPa ou KSI	Résistance ultime en compression de la résine

ρ_f	g.cm^{-3} ou lb.po^{-3}	Densité de la fibre
$E_{f,L}$	GPa ou MSI	Module Longitudinal de la fibre
$E_{f,T}$	GPa ou MSI	Module Transversal de la fibre
G_f	GPa ou MSI	Module de cisaillement de la fibre
ν_f	-	Coefficient de Poisson de la fibre
R_f	MPa ou KSI	Résistance ultime en tension de la fibre
ε_f	%	Élongation ultime en tension de la fibre
CPT	mm ou po	Épaisseur d'un pli cuit
FAW	g.m^{-2} ou oz.yd^{-2}	Masse surfacique du renfort
V_f	%	Taux de fibre volumique du stratifié
ρ_c	g.cm^{-3} ou lb.po^{-3}	Densité du stratifié
E_{11}	GPa ou MSI	Module Longitudinal du stratifié
E_{22}	GPa ou MSI	Module Transversal du stratifié
G_{12}	GPa ou MSI	Module Cisaillement dans le plan du stratifié
G_{13}	GPa ou MSI	Module Cisaillement hors plan du stratifié
ν_{12}	-	Coefficient de Poisson du stratifié
G_{23}	GPa ou MSI	Module Cisaillement hors plan du stratifié
ν_{23}	-	Coefficient de Poisson du stratifié
X_t	MPa ou KSI	Résistance en tension longitudinale du stratifié
x_t	%	Élongation en tension longitudinale du stratifié
Y_t	MPa ou KSI	Résistance en tension transversale du stratifié
y_t	%	Élongation en tension transversale du stratifié
X_c	MPa ou KSI	Résistance en compression longitudinale du stratifié
x_c	%	Élongation en compression longitudinale du stratifié
Y_c	MPa ou KSI	Résistance en compression transversale du stratifié
y_c	%	Élongation en compression transversale du stratifié
S	MPa ou KSI	Résistance en cisaillement dans le plan du stratifié

s	%	Élongation en cisaillement dans le plan du stratifié
$ILSS$	MPa ou KSI	Résistance en cisaillement inter-laminaire du stratifié
F_{brl}	MPa ou KSI	Résistance limite au matage du stratifié
F_{bru}	MPa ou KSI	Résistance ultime au matage du stratifié
t_c	mm ou po	Épaisseur totale du stratifié
N	-	Nombre de plis total du stratifié
σ	GPa ou MSI	Contrainte (de façon générale)
ϵ	-	Déformation (de façon générale)
P_{max}	N	Charge maximale observée
b	mm	Largeur du coupon de test de cisaillement inter-laminaire
P_{lim}	N	La charge correspondant au premier pic de la courbe
d_{boulon}	mm	Diamètre du boulon (6.35 mm)
ξ	-	Facteur de calcul
R^2	-	Coefficient de corrélation
F_{index}	-	Indice de rupture
σ_1	GPa ou MSI	Contrainte dans la direction longitudinale (direction 1) du pli
σ_2	GPa ou MSI	Contrainte dans la direction transversale (direction 2) du pli
τ_{12}	GPa ou MSI	Contrainte de cisaillement dans le plan (direction 1-2) du pli

INTRODUCTION

0.1 Contexte

Ce projet a pris naissance dans le cadre de la chaire AéroCOMP qui est la chaire industrielle du CRSNG en fabrication de composantes aérospatiales en matériaux composites. Elle regroupe le CTA (centre collégial de transfert technologique affilié au Cégep Edouard-Montpetit), l'ÉTS (affiliée à l'Université du Québec) et différentes compagnies dans le secteur des matériaux composites et de l'aéronautique (en majorité des PME québécoises). L'objectif de la chaire est de soutenir ses partenaires en développant de nouvelles solutions permettant d'augmenter leur productivité et la performance de leurs produits.

Le but du projet est de répondre à leurs intérêts autour des trois axes de développement suivants :

- Les plis unidirectionnels secs minces;
- Le procédé d'infusion;
- L'optimisation structurelle composite.

C'est avec une approche holistique que ces axes de développement, qui sont tous interdépendants, ont été intégrés dans ce projet de recherche appliquée sur la technologie des matériaux composites.

0.2 Objectifs du projet

Découlant directement du triptyque précédent, les différents objectifs sont donc : optimiser, infuser et tester une pièce faite de plis unidirectionnels secs minces. Plus précisément, le projet vise à montrer l'intérêt d'une optimisation composite, notamment dans le cas de plis très minces, de réaliser cette pièce optimisée, de la tester selon des cas de chargements semblables avec lesquels elle a été optimisée, et finalement, comparer ses capacités mécaniques à celles de pièces ayant une géométrie identique mais faites d'autres matériaux aéronautiques typiques.

0.3 Descriptif du projet (intérêts, avantages...)

Chacun des axes de recherche présente des intérêts particuliers qui, une fois combinés, deviennent d'autant plus intéressants dans la complexité du projet et créent une véritable synergie.

Les plis unidirectionnels secs minces suscitent beaucoup d'intérêt, notamment parce qu'ils permettent :

- D'avoir un matériau composite avec une macrostructure plus homogène;
- D'augmenter généralement les résistances mécaniques des stratifiés.

De son côté, le procédé d'infusion a été développé, et est toujours utilisé parce qu'il permet de réduire globalement les coûts d'entreposage, car l'utilisation de plis secs ne nécessite aucun système de congélation (ce qui est requis avec les préimprégnés qui ont une durée de vie limitée).

Enfin, en combinant le procédé d'infusion, intéressant pour tous les avantages cités plus haut, et plis unidirectionnels secs minces, on peut parler d'optimisation d'une structure composite (forme et orientation des plis). En effet, le fait d'avoir un matériau orthotrope fait de plusieurs couches permet d'optimiser la structure et la séquence d'empilement, c'est l'optimisation composite. En effet, il y a un réel intérêt à réaliser de l'optimisation composite et non pas seulement topologique sur des pièces composites faites des plis minces, car plus les plis sont minces, plus les possibilités d'optimisation sont grandes pour une épaisseur définie d'une pièce.

L'intérêt derrière cette optimisation étant bien sûr de réduire la masse sur des pièces aéronautiques, permettant d'alléger toute la structure d'un avion par exemple.

0.4 Problèmes et défis

Derrière les différents objectifs, de nombreux problèmes et défis se posent :

- Comment allons-nous réussir à infuser ces plis secs minces très peu perméables ?
- Quelles vont être les limites du procédé ?
- Quelles vont être les caractéristiques du matériau obtenu par infusion ?
- Quel type de pièce et quel chargement allons-nous retenir pour démontrer les réels effets d'une optimisation composite ? (Intérêt d'optimiser cette pièce, testable, pièce réalisable, chargement intéressant)
- Est-ce que les résultats d'optimisation sont vérifiables par tests mécaniques et sont-ils fiables ?
- Est-ce que l'optimisation d'une pièce en composite apporte un véritable avantage ?

0.5 Les étapes du projet, la démarche

Les étapes du projet sont :

- Définir un montage d'infusion, ainsi que ces limites, afin de réussir à infuser des plaques de stratifié à caractériser. Par exemple, le nombre maximum de plis à infuser avec une résine d'infusion typique ayant une viscosité d'environ 100-200 cP;
- Déterminer les propriétés mécaniques du matériau dans le but de pouvoir alimenter le modèle par éléments finis. Certaines propriétés devront être caractérisées par des tests standards alors que d'autres seront calculées ou proviendront de différentes sources d'informations (fournisseurs de la résine et du renfort, base de données ESAComp[®], revue de la littérature, etc.);

- Définir la géométrie à optimiser et les cas de chargement. Ensuite optimiser la séquence d'empilement et la forme des plis à l'aide des logiciels Hypermesh/Optistruct® d'Altair®. L'optimisation se fera en 3 phases : « Free Size », « Size » et « Shuffle » (Altair, 2020a);
- Fabriquer de cette pièce optimisée et la tester à l'aide d'un montage spécifique. De plus, d'autres pièces avec la même géométrie, mais de matériaux différents seront testées pour valider la performance de la pièce optimisée. Cela permettra de comparer la pièce obtenue à d'autres pièces optimisées ou non, faites de matériaux aéronautiques typiques.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

Cette partie propose un état de l'art sur les trois axes généraux du projet, à savoir :

- Les matériaux composites et en particulier les plis unidirectionnels secs minces et leurs intérêts;
- Le procédé d'infusion, et la physique de l'écoulement intrinsèque au procédé;
- L'optimisation composite, et les étapes proposées par le logiciel d'Altair®.

Certaines parties dans les chapitres de développement nécessiteront une revue de littérature très spécifique, non pertinente ici, mais qui sera ainsi intégrée directement au chapitre en question.

1.1 Les matériaux composites

Un matériau composite est en fait une combinaison de deux matériaux : une matrice et un renfort. Le renfort, souvent des fibres (de carbone ou de verre), permet généralement d'obtenir de bonnes caractéristiques mécaniques (en termes de résistance et de rigidité) et la matrice (résines thermodurcissables ou thermoplastiques) permet la mise en forme.

L'utilisation de matériaux composites présente de nombreux avantages et intérêts pour l'industrie :

- Fabrication de structures de grandes dimensions et à géométries complexes, réduisant le temps d'assemblage ;
- Bonne résistance et rigidité par rapport à la densité du matériau, bon comportement en fatigue et résistant à la corrosion.

1.1.1 Tissus bidirectionnels vs unidirectionnels

Il existe plusieurs types de renforts utilisés dans l'industrie, dont les tissus dits bidirectionnels et les unidirectionnels (voir Figure 1.1).

Les tissus bidirectionnels sont en général des plis tissés, ou cousus, dans lequel la fibre continue est dans 2 directions, comme : $\pm 45^\circ$, $0^\circ/90^\circ$, $\pm 30^\circ$. Ces tissus sont largement utilisés pour fabriquer des pièces ne demandant pas particulièrement d'attention vis-à-vis de la direction du chargement, et présentent en effet de nombreux avantages :

- Facilité de manipulation, car la fibre est maintenue dans le tissage
- Simplification de la séquence d'empilement, car le pli contient déjà 2 directions de fibres
- Obtention de stratifiés quasi-isotropes rapide.

À l'opposé, les plis unidirectionnels sont des plis contenant des fibres ayant la même orientation. Ces plis sont intéressants dans la construction de pièces ayant des chargements spécifiques dans certaines directions. Par exemple, ils permettent de renforcer localement la structure d'une pièce avec l'orientation requise des fibres. Ils présentent donc des avantages à cet effet :

- Permettent la démultiplication des orientations dans un stratifié;
- Permettent d'obtenir localement un renforcement mécanique.

Et des inconvénients :

- Lors de la manipulation des plis, les fibres ne sont pas aussi stables que dans un pli bidirectionnel;
- Présence généralement d'un binder ou d'un liant pour stabiliser les fibres, qui peut parfois atténuer les caractéristiques mécaniques du matériau.

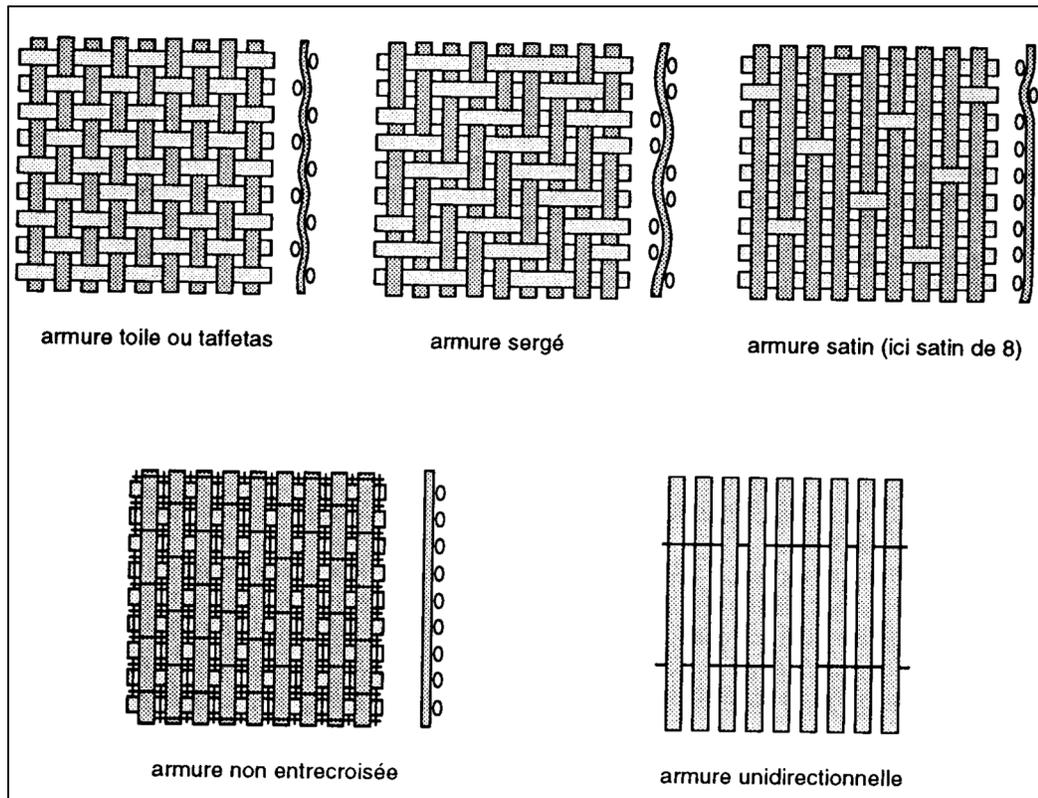


Figure 1.1 Différentes armures bidirectionnelles et unidirectionnelle
Tirée de Daniel Gay (1997)

1.1.2 Plis unidirectionnels minces

La principale différence entre les plis minces et les plis standards est la forme des torons (voir Figure 1.2). En réalité, les deux types de plis sont formés des mêmes fibres, mais dans le cas des plis minces, les torons de fibres sont étalés et aplatis généralement par la technique du « spread tow » (Sihn et al., 2007). Ce procédé qui consiste à étaler les fibres d'un toron circulaire en faisant passer de l'air au travers.

Cela permet donc d'avoir des torons beaucoup plus plats, et de couvrir une même surface avec moins de torons, la conséquence directe étant une forte réduction de l'épaisseur d'un pli, et de sa masse surfacique. Généralement, un pli est considéré comme mince, lorsque sa masse surfacique (FAW) est inférieure à 100 g/m^2 ou quand son épaisseur est inférieure à $100 \mu\text{m}$. La Figure 1.3 illustre la différence que ces plis minces confèrent à l'empilement par rapport à des plis standards.

La principale remarque est que les espaces inter torons des plis minces sont très petits, voire même de la taille d'un espace intra toron (ou inter fibres). Ceci explique donc les zones très faibles en résine dans les stratifiés faits de plis minces, que l'on peut voir dans les exemples de micrographies présentées à la Figure 1.4. Il est à noter que ces micrographies ont été faites à partir de stratifiés pré imprégnés, et non pas des stratifiés obtenus par infusion de plis minces secs. Il n'existe en réalité que très peu d'articles disponibles relatifs à l'infusion de plis unidirectionnels secs minces.

Globalement, les études réalisées sur ces stratifiés faits de plis minces (pré imprégnés) font état d'une augmentation des propriétés mécaniques, avec un changement du mode de rupture (Galos, 2020). En effet, comme vu précédemment, l'aspect des plis et de l'empilement permet aux stratifiés faits de plis minces d'avoir une microstructure presque « homogène », avec très peu de « zone riche en résine ». La diminution de zones riches en résine, qui sont en fait des zones de défauts, permet de diminuer les zones de rupture de matrice. En effet, en réduisant les zones riches en résine, on réduit la possibilité d'endommagement progressif par microfissures et conséquemment on observe une rupture soudaine du laminé. Le matériau a finalement un comportement dit fragile, où toutes les formes de ruptures (rupture de matrice, délamination, rupture de fibre) arrivent simultanément (voir Figure 1.5).

Ces éléments sont corroborés par l'analyse et la comparaison des caractéristiques mécaniques données dans le Tableau 1.1. Différents stratifiés sont comparés dans ce tableau : des stratifiés faits de plis minces ($FAW < 100 \text{g/m}^2$), d'autres de plis standards ($100 < FAW < 200 \text{g/m}^2$), et enfin de plis épais ($FAW > 200 \text{g/m}^2$). Si, pour des stratifiés unidirectionnels on n'observe pas de différence de la résistance en tension ou en compression pour les différentes épaisseurs de plis, pour des stratifiés quasi-isotropes, on constate une augmentation de ces caractéristiques de l'ordre de 10 à 20% pour les stratifiés de plis minces par rapport au plis épais. De même pour la résistance en cisaillement inter-laminaire : elle augmente de plus de 50% entre les stratifiés de plis standards et les stratifiés de plis minces. Ceci peut s'expliquer par la meilleure « homogénéité » et la meilleure « cohésion » entre les plis.

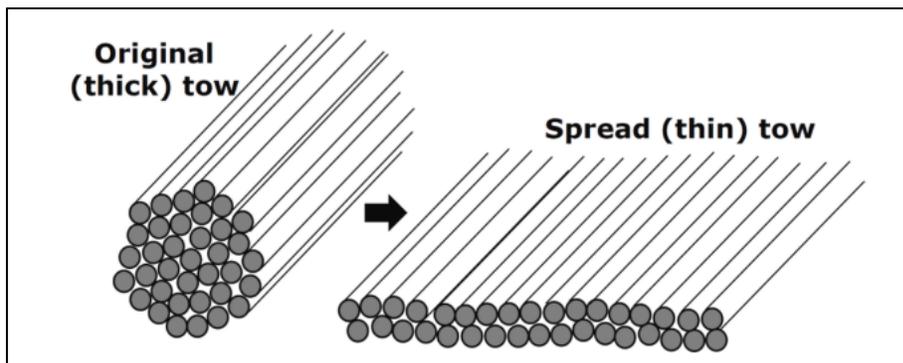


Figure 1.2 Schéma d'un toron standard et d'un toron de pli mince
Tirée de Galos (2020), adapté de Sihm et al., (2007)

	Empilements avec des plis « standards »	Empilements avec des plis minces
<i>Stratifié unidirectionnel</i>		
<i>Stratifié bidirectionnel</i>		

Figure 1.3 Différence de structure entre des stratifiés faits de plis minces et des stratifiés de plis standards
Adaptée de North Thin Ply Technology (2016)

Tableau 1.1 Comparaison de caractéristiques mécaniques pour des stratifiés faits de plis minces, standards et épais
Tiré de Galos (2020)

Ply thickness	Laminate type	Tensile strength (MPa)	Compression strength (MPa)	Compression after (~30 J) impact strength (MPa)	Interlaminar shear strength (MPa)
Thin	Quasi-isotropic	940 ± 48 [13]	770 ± 6 [43]	240 [42]	80 ± 1 [2]
	Unidirectional	2740 ± 130 [13]	1250 [3]	-	80 ± 1 [2]
	Cross-ply	-	-	-	87 ± 1 [2]
Standard	Quasi-isotropic	812 ± 5 [43]	664 ± 3 [43]	220 [42]	71 ± 1 [2]
	Unidirectional	2740 ± 130 [13]	1150 [3]	-	76 ± 1 [2]
	Cross-ply	-	-	-	53 ± 2 [2]
Thick	Quasi-isotropic	850 ± 41 [13]	606 ± 164 [140]	140 [42]	50 ± 4 [2]
	Unidirectional	2740 ± 130 [13]	1100 [3]	-	67 ± 2 [2]
	Cross-ply	-	-	-	55 ± 2 [2]

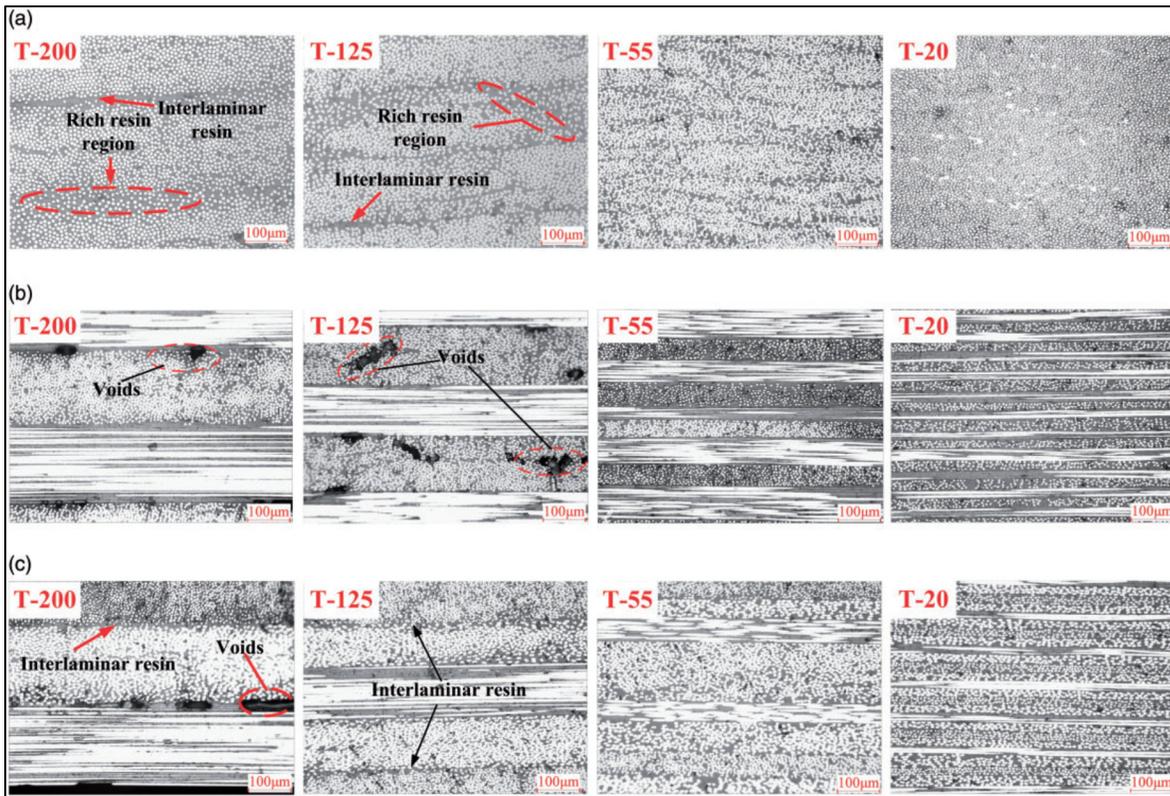


Figure 1.4 Micrographies de laminés en préimprégné avec différentes épaisseurs de plis T (μm)
 (a) Laminés unidirectionnels, (b) Laminés $[0^\circ/90^\circ]$, (c) Laminés QI
 Tirée de Galos (2020) , reproduite avec permission de Huang et al. (2018)

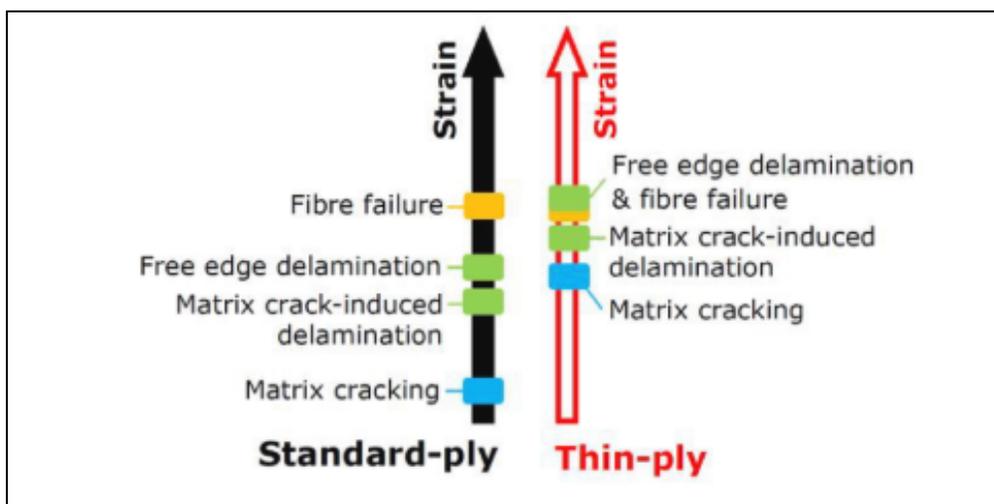


Figure 1.5 Comparaison de la séquence typique d'apparition des mécanismes de rupture dans un laminé fait de plis standards et un laminé de plis minces
 Tirée de Galos (2020), adaptée de Guillamet et al. (2016)

1.2 Le procédé d'infusion

L'infusion est un des nombreux procédés de fabrication de pièce en composites. Il s'agit d'imprégner une préforme sèche par aspiration de résine, se créant par une dépression entre la pression atmosphérique et la mise sous vide du montage. L'infusion ne nécessite en général qu'un moule et un sac à vide servant ainsi de contre moule (voir Figure 1.6).

Le média d'infusion sert de drain pour la résine, sa perméabilité est très grande. Le tissu d'arrachage (peel ply) permet de détacher le média d'infusion de la pièce réalisée lorsque placé entre celui-ci et la préforme. Dans le cas où il est placé entre le moule et la préforme il permet de tirer le vide dans la préforme et il agit en réalité comme un frein pour le front de résine (car sa perméabilité est plus faible que celle des fibres) et permet ainsi de remplir entièrement la préforme de résine.

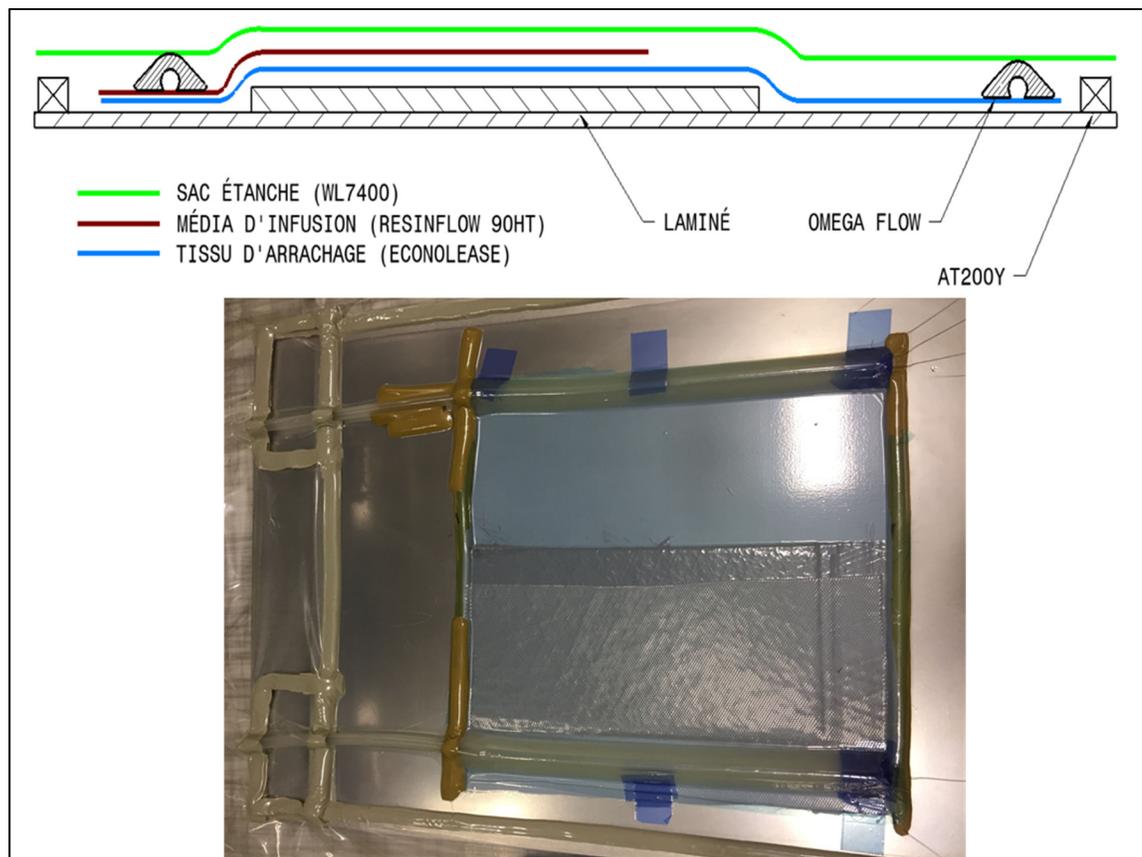


Figure 1.6 Schéma et photo d'un montage d'infusion "classique" réalisé au CTA

1.2.1 Physique de l'écoulement et loi de Darcy

Pour mieux comprendre les problèmes et les limitations liés à l'infusion et particulièrement dans le cas de plis minces, la physique de l'écoulement de la résine dans la préforme est présentée ici. En 1856, Henry Darcy établit une relation entre le débit stationnaire d'un fluide incompressible dans un système poreux et la perméabilité du milieu : c'est la loi de Darcy, qui est présentée sous sa forme brute à l'équation (1.1).

$$Q = KS \frac{\Delta H}{L} \quad (1.1)$$

La loi de Darcy peut être reformulée pour un problème d'écoulement unidirectionnel de la façon suivante :

$$v = -\frac{k}{\mu} * \frac{(P_2 - P_1)}{L} \quad (1.2)$$

Cette équation est valable sous plusieurs hypothèses :

- On considère que la résine a un comportement newtonien incompressible ;
- On suppose le milieu non déformable ;
- On se place dans un contexte d'écoulement 1D uniquement ;
- On néglige les pertes de charges liées à l'air circulant dans la fibre (on ne considère que celles liées à la résine) ;
- On néglige les forces gravitationnelles ;
- On suppose le problème stationnaire.

On comprend par cette équation et selon le schéma de la Figure 1.7, que le comportement du flux de résine est soumis aux conditions de perméabilité du milieu et de la viscosité de la résine.

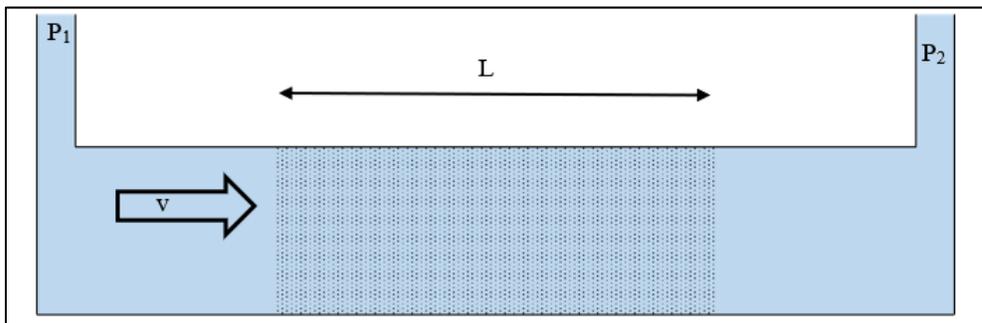


Figure 1.7 Schéma du problème de Darcy pour un écoulement 1D

1.2.2 Revue des cas d'infusion de plis unidirectionnels secs minces et perméabilité

La perméabilité du milieu est donc à prendre en compte dans le procédé d'infusion. Trivialement, il apparaît que la taille des interstices du milieu poreux est directement reliée à sa perméabilité : plus les pores sont petits, plus la perméabilité chute.

Comme vu dans la Figure 1.3, la taille des espaces inter torons est presque égale à celle des intra torons qui est très petite, il n'y a plus de différenciation entre les deux. La perméabilité d'une préforme faite de plis minces diminue donc fortement par rapport à une préforme en plis standards (voir Tableau 1.2). L'exemple du Thin C-Ply™ (CHOMARAT, n.d.), du Tableau 1.2, est en fait un pli bi axial cousu, il y a donc une superposition de deux plis minces de chacun 100g/m² environ. Le Tableau 1.2 compare donc les perméabilités dans le plan et dans l'épaisseur d'un pli mince unidirectionnel, et d'un pli épais unidirectionnel aussi. La principale observation est que la perméabilité transversale (K_z) est 100 fois plus faible que les perméabilités dans le plan (K_x et K_y). Cette très faible perméabilité transversale (à travers l'épaisseur du pli) rend l'infusion d'une préforme en plis minces particulièrement difficile, et elle sera d'autant plus difficile que le nombre de plis sera grand.

Tableau 1.2 Valeurs de perméabilités pour des plis minces et épais ($V_f=51\% - 52\%$)
Tiré de Bhudolia et al. (2017)

Fabric Type	K_x (m ²)	K_y (m ²)	K_z (m ²)	Reference
Thin C-Ply™ (200 g/m ²)	1.27×10^{-11}	1.1×10^{-11}	2.1×10^{-13}	Chomarat
Thick SearTex (322 g/m ²)	2.1×10^{-9}	8.7×10^{-10}	-	[34]

1.3 Optimisation composite

L'optimisation structurelle est un processus combinant les paramètres idéaux d'un ensemble (géométrie, procédé, matériaux, etc.) permettant de maximiser ou minimiser des objectifs (masse, volume, rendement, etc.) tout en respectant des contraintes (déformation, critère de non rupture, etc.).

Il existe différents types d'optimisation de structure, schématisés par la Figure 1.8 :

- L'optimisation dimensionnelle : la forme générale de la pièce ne change que très peu, il s'agit de modifier uniquement ses paramètres dimensionnels afin d'obtenir une combinaison idéale (ex. : épaisseur, longueur, largeur, section, etc.) ;
- L'optimisation de forme : il s'agit de donner la meilleure forme possible à une pièce pour qu'elle réponde à ses exigences de fonctionnement en jouant uniquement sur la définition de certains de ses bords libres ;
- L'optimisation topologique : le domaine général de définition de la pièce est établi, il s'agit là de donner la meilleure forme possible à la pièce pour satisfaire les exigences du problème. L'optimisation topologique est souvent utilisée à titre conceptuel car le design est très libre, comparativement à une optimisation dimensionnelle par exemple.

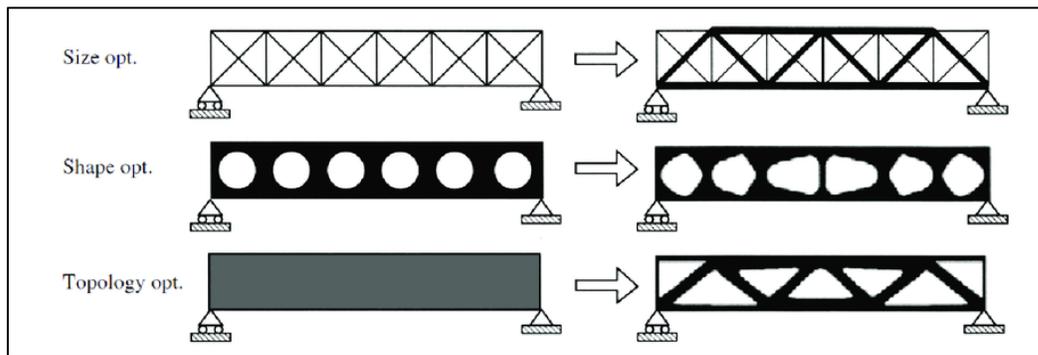


Figure 1.8 Schématisation des différents types d'optimisation, dans l'ordre : optimisation dimensionnelle, optimisation de forme, optimisation topologique
Tirée de BENDSØE, M. et SIGMUND (2003)

Altair® propose une autre forme d'optimisation grâce au logiciel Hypermesh/OptiStruct® : l'optimisation composite, qui se divise en 3 phases (illustrées à la Figure 1.9) :

- « Free Size », voir section 1.3.1;
- « Size », voir section 1.3.2;
- « Shuffle », voir section 1.3.3.

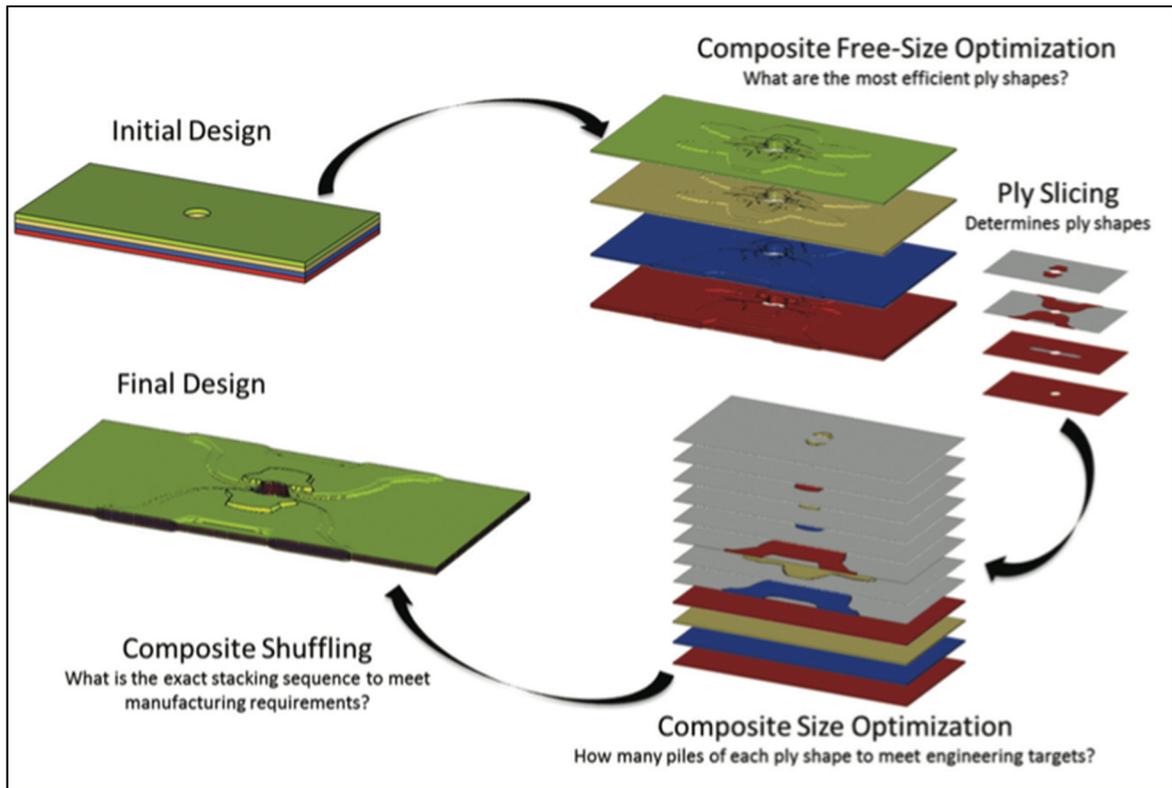


Figure 1.9 Schématisation de l'optimisation composite en 3 phases par Altair
Tirée de Altair (2015)

Pour chaque phase, les objectifs, les processus d'optimisation et les résultats sont très différents. Il s'agit donc avant chaque phase de définir correctement ce que sont les DRCO : Design variables, Responses, Constraints, Objectives (Variables de design, Réponses, Contraintes, Objectifs), qui permettent la mise en place de chacune de ces phases.

Pour définir les DRCO à chaque étape, on peut se poser les questions suivantes :

- « Design variables : Que puis-je changer ?
- Responses : Que puis-je mesurer ?
- Constraints : Quels sont mes requis ?
- Objectives : Quel est mon but ? ». (Altair, 2016).

Trois types de résultats sont donnés à la fin de chaque phase :

- Un fichier .out, qui est un fichier texte, permettant d'avoir les tableaux de valeurs de chaque itération d'optimisation, avec une évaluation du respect (ou non) des contraintes et de l'objectif du modèle ainsi qu'une étude de convergence;
- Un fichier Hyperview, qui donne la possibilité de visualiser les mêmes résultats du fichier .out, sous la forme d'un FEM;
- Un nouveau FEM qui donne lieu de modèle de base pour la phase suivante (sauf pour la dernière phase).

1.3.1 Phase 1: “design initial → composite free size optimization”

Cette première phase d'optimisation est en réalité une optimisation sur l'épaisseur d'une structure définie en 2D. Il s'agit dans cette première phase de définir quelle forme est la plus efficace pour chacune des orientations de plis, parmi celles disponibles dans le stratifié initial, par rapport au cas de chargement envisagé. La Figure 1.10 présente des exemples de résultats Hyperview® obtenus de cette première phase. Dans cet exemple, la pièce à optimiser est une planche à roulette en composite, avec un empilement initial suivant : $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ/0^\circ]$. La planche est soumise au poids d'un planchiste sur sa partie centrale, et est fixée au niveau des fixations de roues. Chaque pli initial subit une optimisation dimensionnelle et est ainsi transformé en un pli à épaisseur variable. Le nouveau FEM créé (base de la phase 2) est un modèle contenant « n » fois plus de plis. Ce nombre est choisi dans la paramétrisation de la phase 1. En réalité, chaque pli optimisé (à épaisseur variable) est découpé en « n » plis d'épaisseur constante, mais de formes différentes, de sorte que leur empilement corresponde au pli optimisé. On pourrait comparer le résultat Hyperview® à un signal numérique, et le nouveau modèle à son interprétation analogique, avec « n » son nombre d'échantillons.

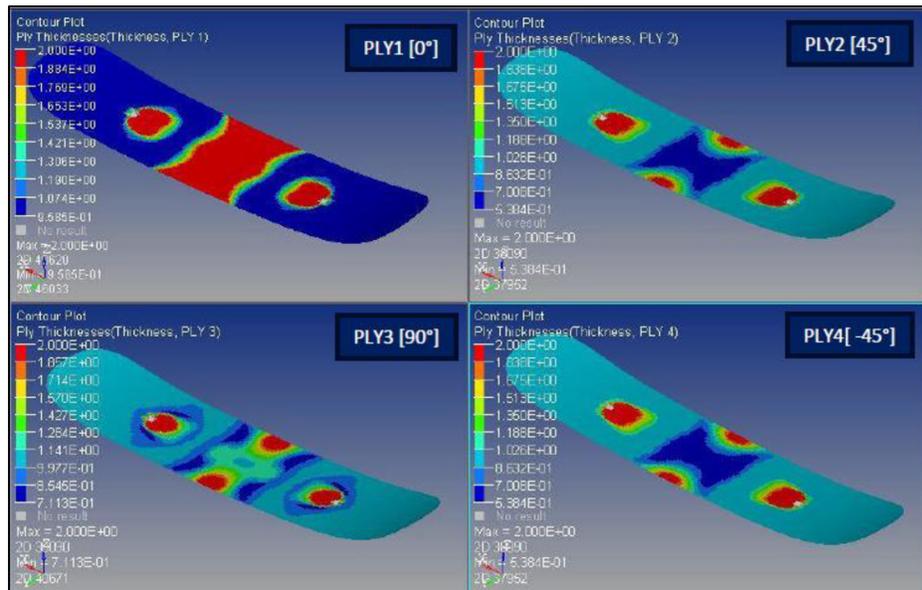


Figure 1.10 Exemple de sortie de 1ère phase d'optimisation
Tirée de Altair (2020d)

1.3.2 Phase 2: “free size optimization → size optimization”

La configuration de la phase 2 se base sur les résultats de la phase 1. Il s'agit d'abord d'interpréter la forme des plis donnée en phase 1 (Figure 1.11) pour en faire des formes facilement réalisables. Pour chacun de ces plis optimisés, une nouvelle variable d'optimisation est créée : elle permet de réaliser une optimisation dimensionnelle sur chacun de ces supers plis pour déterminer le nombre de plis d'épaisseur standard nécessaires pour réaliser les plis de la phase précédente et répondre aux contraintes ainsi qu'aux objectifs du problème.

En sortie de cette 2^{ème} phase (Figure 1.12), une séquence d'empilement avec un nombre de plis donné, des épaisseurs de plis standards, et des formes définies pour chacun des plis sera donnée. Cette séquence d'empilement n'est cependant pas optimisée pour respecter certains des requis de design, à savoir le respect des règles de « ply drop off », « ply bundle », symétrie, etc.

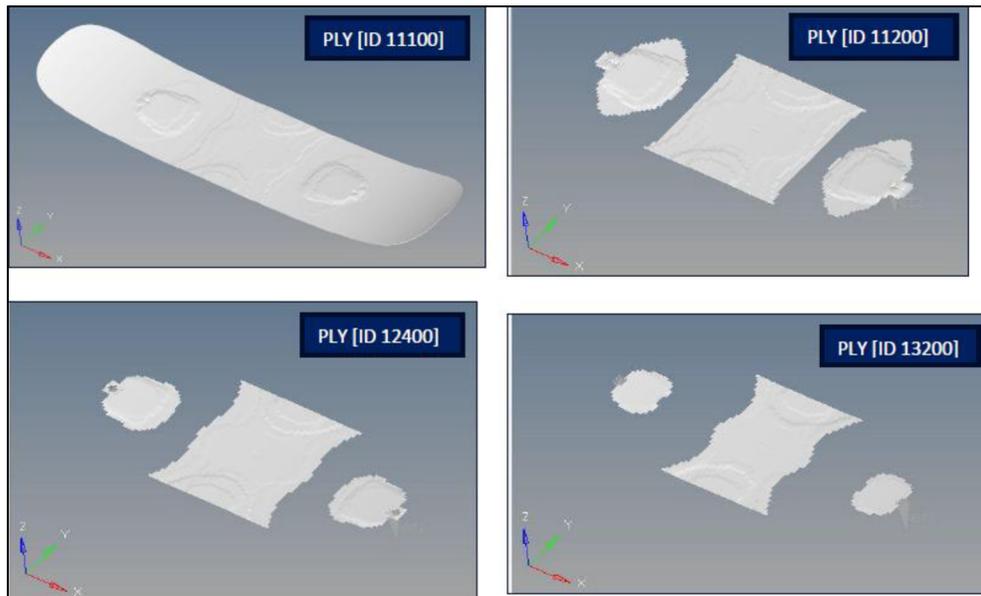


Figure 1.11 Exemple de résultats bruts de la phase 1, avec pour une même orientation, 4 plis de formes différentes et d'épaisseurs différentes
Tirée de Altair (2020d)

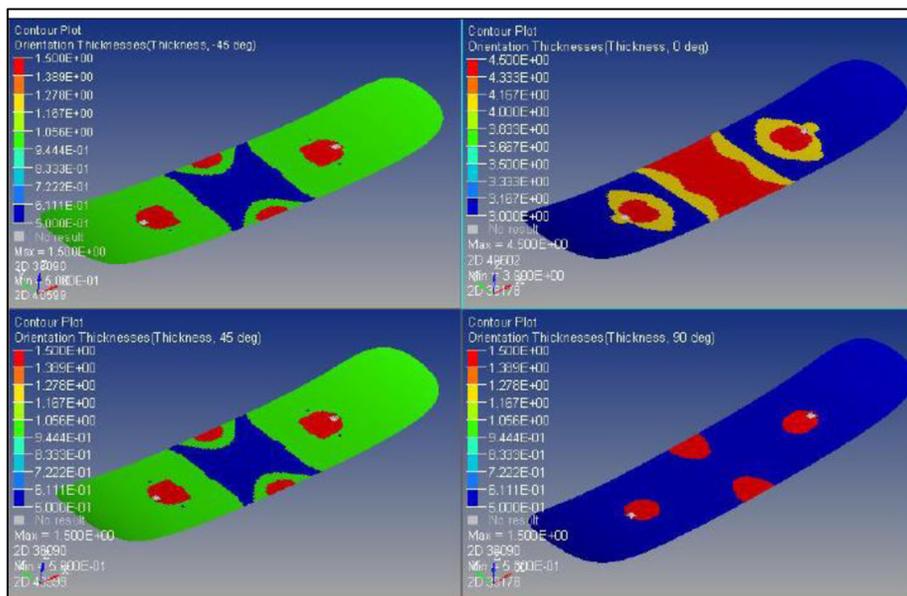


Figure 1.12 Exemple de résultat de phase 2
Tirée de Altair (2020d)

1.3.3 Phase 3: “size optimization → stacking sequence : final design (composite shuffling)”

La phase 3 (Figure 1.13) se base elle aussi sur les résultats logiques de la phase 2. Il s’agit dans cette phase de réagencer les plis obtenus en phase 2, c’est-à-dire définir la séquence d’empilement finale afin de respecter tous les requis de design. Il n’y a donc pas d’optimisation de volume entre la phase 2 et la phase 3.

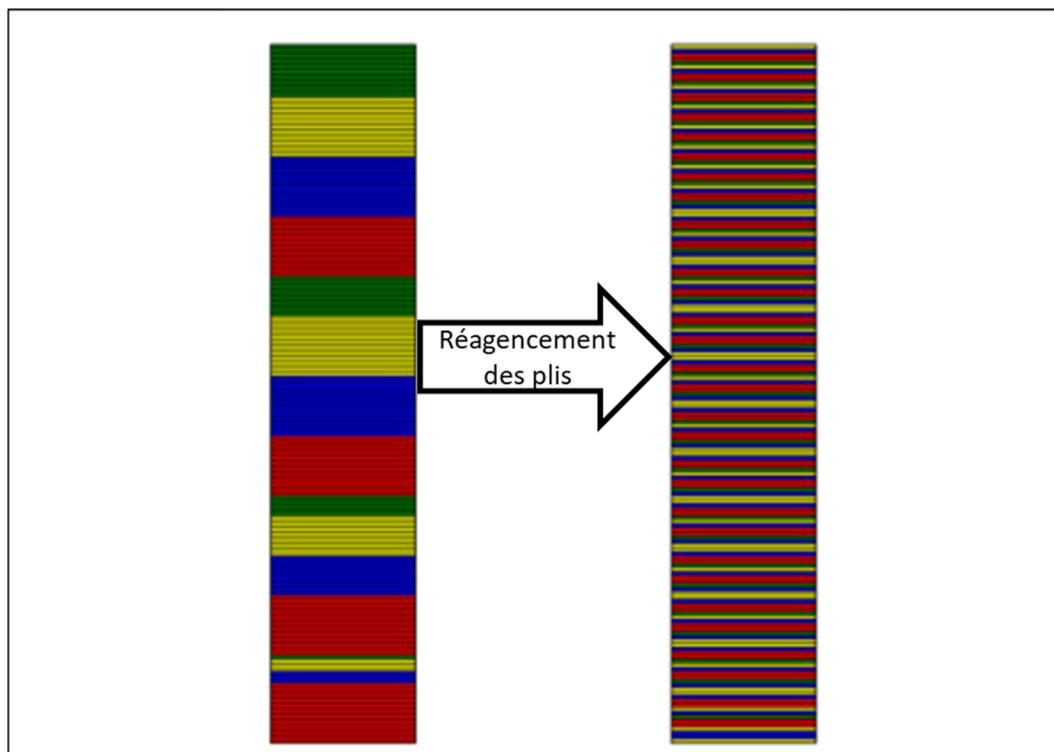


Figure 1.13 Exemple phase 3 d'optimisation
(Chaque couleur correspond à une orientation)
Adaptée de Dias (2011)

CHAPITRE 2

LE PROCEDE D'INFUSION ET MATERIAUX UTILISES

2.1 Matériaux sélectionnés

2.1.1 La fibre

Le renfort sélectionné pour le projet, présenté à la Figure 2.1, est un pli de carbone unidirectionnel acheté chez le distributeur « The Composite Store » ayant le nom commercial CF323-B. Ce renfort est constitué de fibres de carbone Toray T700 SC, sa masse surfacique, donnée par le distributeur est de 2,4 once/verges², soit 81,4 g/m² ce qui place ce tissu dans la catégorie des plis minces. Les torons sont maintenus entre eux par un fil liant en nylon, permettant de stabiliser les fibres et les plis les uns par rapport aux autres. Ce fil, exposé à la chaleur (>50°C), fond rapidement (quelques secondes). La fiche technique de la fibre est disponible en ANNEXE II.

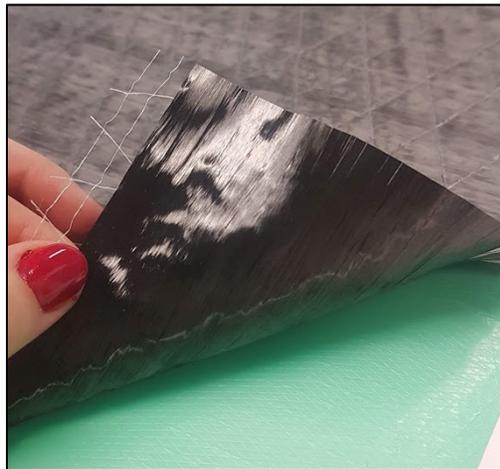


Figure 2.1 Échantillon de la fibre utilisée

2.1.2 La résine

Le choix a été de prendre une résine pour des applications générales, c'est-à-dire que la résine n'est pas particulièrement peu visqueuse, afin d'avoir un montage d'infusion optimisé, qui sera applicable pour d'autres résines ayant une viscosité avoisinante celle de l'Araldite®LY 8601.

L'objectif étant donc d'être le plus général possible et de ne pas réduire le projet à l'utilisation d'un seul couple fibre-résine fonctionnel.

La résine retenue pour le projet est donc une résine époxy d'infusion avec son durcisseur associé : Araldite®LY 8601 / Aradur® 8602 System. La fiche technique de la résine est disponible en ANNEXE I.

Cette résine est généralement utilisée en infusion, c'est une résine époxy ayant une viscosité de 175 cP et un temps de gel de 70 min à température ambiante (25°C). Son temps de cuisson à température ambiante est de 24h. Par ailleurs, sa cuisson à température ambiante présente un large avantage par rapport à la facilité de montage et de visualisation de l'écoulement du flux de résine au travers de la préforme. En effet, il nous est possible de monitorer le procédé en utilisant une plaque en verre comme moule et d'ainsi observer le front de résine tout le long de l'infusion à température ambiante, par rapport à des résines performantes en haute température, qui elles, auraient nécessité une installation sur un moule métallique et un chauffage plus important par conduction (donc impossibilité d'observer le comportement de la résine dans l'épaisseur) ou alors par convection, dans un four, qui ne nous aurait pas non plus permis de voir directement l'évolution de l'infusion.

2.2 Tentatives d'infusion et constats

Après des tentatives d'infusion de plis secs minces avec un montage dit « classique » et à température ambiante, différents problèmes, remarques peuvent être établis :

- La résine est trop visqueuse à température ambiante pour la perméabilité du renfort. La résine voyage trop lentement dans la préforme et limite grandement le nombre de plis maximum à imprégner. Pour seulement une douzaine de plis, le temps d'infusion dépasse les 30 minutes ;
- Le tissu d'arrachage (peel ply) utilisé habituellement pour retirer le media d'infusion, et dans certains cas comme frein, se trouve plus perméable que le renfort utilisé. Si la résine trouve un chemin à travers le tissu d'arrachage , l'infusion est un échec car elle ne voyage plus à travers la fibre, mais plutôt à travers le tissu d'arrachage comme le montre la Figure 2.3 ;

- Dès qu'il y a un chemin plus large que l'espace inter fibres, la résine passe par là : il faut donc absolument éviter tous les chemins préférentiels pouvant se créer par un froissement du sac de vide, l'accotement du sac sur la préforme, l'accotement entre la fibre et le mastic d'étanchéité de résine (resin dam) comme le montre la Figure 2.2.

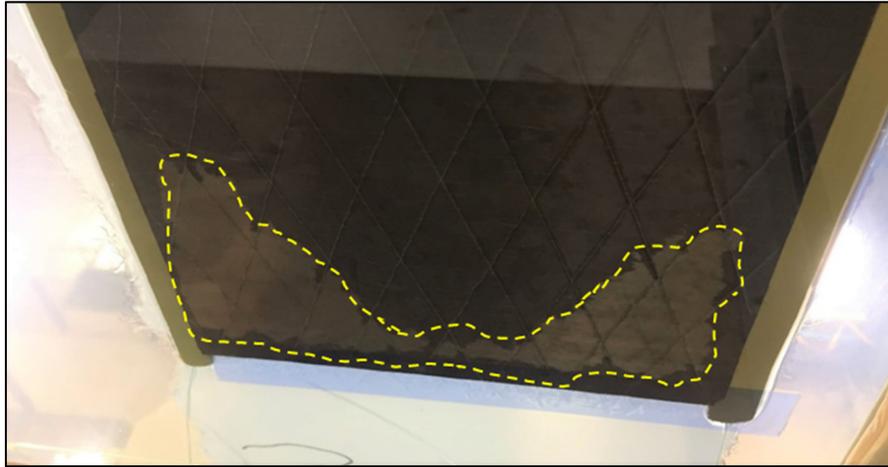


Figure 2.2 Vue de dessous d'une infusion de type "classique" avec des plis minces

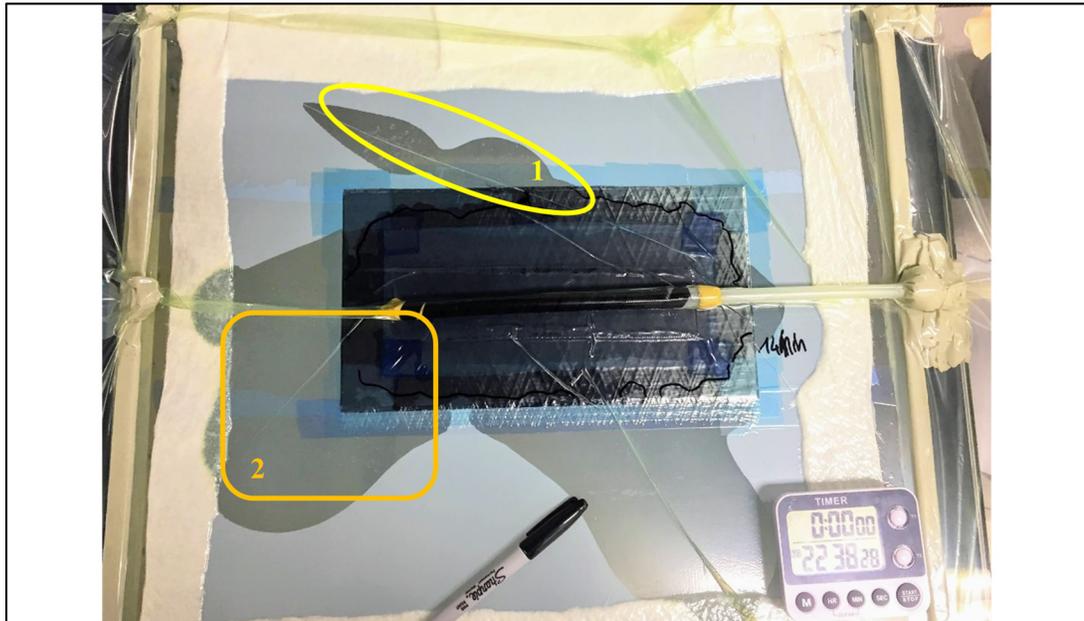


Figure 2.3 Exemple d'une infusion "ratée", avec identification de problèmes
 (1) Voyage de la résine dans des plis du sac, (2) le tissu d'arrachage est plus perméable que la fibre, la résine se "déverse" au travers

2.3 Solutions envisagées et optimisation de l'infusion

2.3.1 Viscosité et Loi d'Arrhenius

D'après les données du fabricant, le mélange (à ratios indiqués) de résine et durcisseur a une viscosité de 175 cP à 25°C. Pour comparaison, la viscosité de l'eau à 20°C est d'environ 1 cP. Il n'y a pas d'autres indications quant à la viscosité du mélange à plus haute température.

Cette viscosité à température pièce est malheureusement trop élevée pour infuser en un temps raisonnable des plaques de plus de 12 plis de notre matériau. Il s'agit donc de trouver un moyen de diminuer la viscosité de la résine lors de l'infusion.

D'après la loi de Darcy, une des possibilités pour augmenter la vitesse du front de résine dans la préforme, est de réduire la viscosité de la résine. Cela permet donc de faciliter le procédé d'infusion, car moins la résine sera visqueuse, plus la vitesse sera grande (relation directement inversement proportionnelle).

La viscosité dynamique caractérise les fluides et peut être considérée comme la résistance à l'écoulement du fluide. Elle peut être fonction de la vitesse de l'écoulement, on a dans ce cas des fluides dis rhéofluidifiants ou au contraire rhéoépaississants pour qui la viscosité diminue ou augmente plus la vitesse d'écoulement augmente. Dans le cas d'un fluide newtonien, la viscosité est indépendante de la vitesse d'écoulement du fluide.

En général, la viscosité dynamique d'un liquide diminue avec l'augmentation de température. En faisant l'hypothèse que notre résine réagit comme un fluide Newtonien incompressible (pas de changement de viscosité en fonction de la vitesse d'écoulement), on peut donc établir une relation entre la viscosité dynamique de la résine et sa température, qui prend la forme de la loi d'Arrhenius (habituellement utilisée en cinétique chimique pour calculer les vitesses de réactions chimiques) (CREPIM, n.d.):

$$\mu = Ae^{E/RT} \quad (2.1)$$

Pour obtenir la courbe théorique de la viscosité de la résine en fonction de la température, il faut d'abord pouvoir déterminer « E » l'énergie d'activation de réaction et « A » une constante de viscosité, en partant des données fabriquant :

$$T = 25^{\circ}\text{C} = 298,15 \text{ K}$$

$$\mu = 175 \text{ cP}$$

- Détermination de E :

En chimie cinétique, le temps de réaction est en général diminué par 2 lorsque la température de la réaction est augmentée de 10°C (Chemistry Libretext, 2020). Dans notre cas, on ne parle pas du temps de réaction mais de la viscosité. Cet ordre de grandeur, approximatif, peut être appliqué pour la viscosité :

$$\frac{\mu(T)}{\mu(T + 10)} = 2 \quad (2.2)$$

Soit :

$$E = \frac{R \times (T^2 + 10T)}{10} \ln(2) \quad (2.3)$$

$$E = 52\,920 \text{ J/mol}$$

- Détermination de A :

$$\mu(25^{\circ}\text{C}) = Ae^{E/RT} = 175 \text{ cP} \quad (2.4)$$

Donc

$$A = \frac{175}{e^{E/R \cdot 298,15}} \quad (2.5)$$

$$A = 9,26566\text{E-}08 \text{ cP}$$

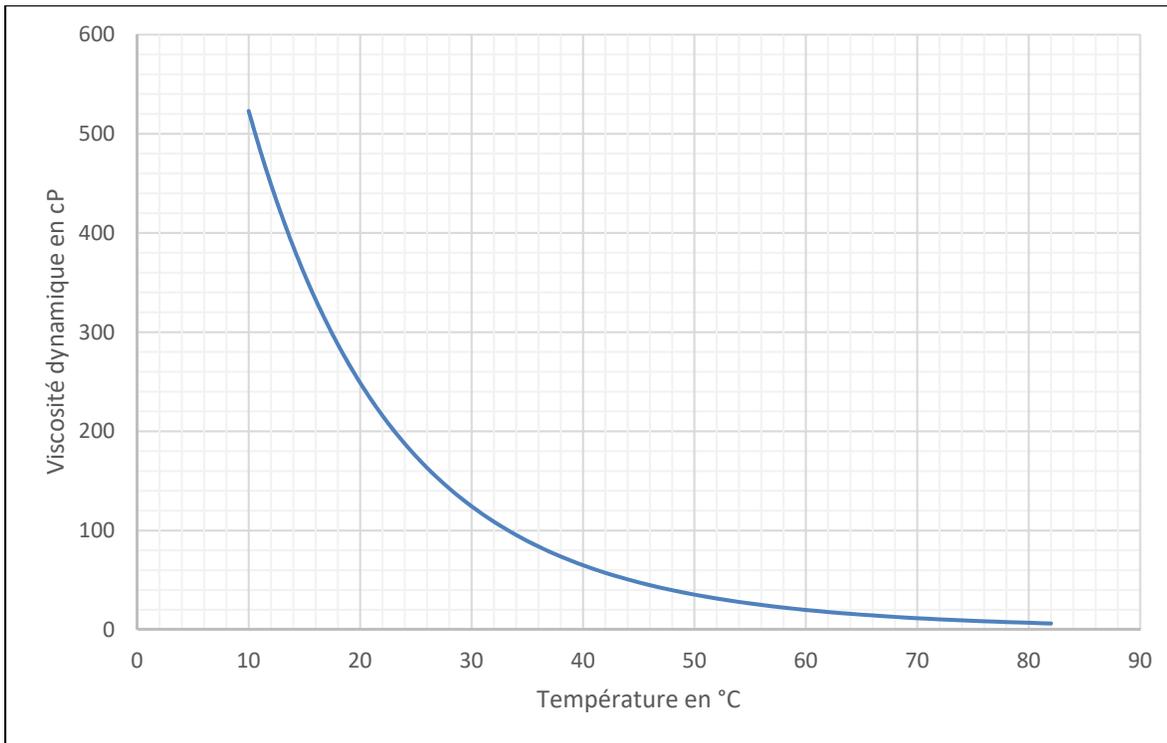


Figure 2.4 Évolution théorique de la viscosité dynamique de la résine en fonction de la température

Selon la courbe théorique (voir Figure 2.4), une augmentation de 15°C de la température de la résine, pourrait réduire sa viscosité en dessous de 100 cP. Par ailleurs, avec l'augmentation de la température au-delà de 35°C, on remarque que la variation de température a beaucoup moins d'impact sur la viscosité de la résine, qu'une variation de température autour de 20°C. Ainsi, réaliser l'infusion à plus haute température permettrait à la fois de fluidifier la résine, mais aussi d'avoir un procédé plus répétable, dans le sens où le contrôle de la température d'infusion sera moins critique.

Cependant, un point est non négligeable : si la résine est chauffée de 10°C à pression atmosphérique, sa viscosité est certes réduite mais son temps de gel l'est aussi. La règle générale est la suivante : pour une augmentation de 10°C, le temps de gel diminue par 2 (la loi régissant le temps de gel en fonction de la température est aussi une loi d'Arrhenius). On peut donc estimer qu'à 35°C, le temps de gel est réduit à 35min. Le simple chauffage de la résine peut donc aussi être un désavantage dans l'infusion, ne laissant pas suffisamment de temps à

la procédure. Ceci est à nuancer : en effet, dans notre choix de montage la résine n'est pas chauffée directement dans le pot, mais est chauffée en rentrant dans la préforme. Cela a deux effets :

- Un effet fluidifiant sur la résine en entrée de préforme, agissant comme un « boost » de vitesse pour le flux de résine ;
- On évite les effets de masse par rapport à la réticulation de la résine, et se faisant, le temps de gel est supérieur à celui estimé.

Il s'agit donc de trouver le juste équilibre de chauffage, pour accélérer le flux de résine en entrant dans la préforme, sans trop réduire la fenêtre d'infusion.

2.3.2 Proposition du montage "optimisé" pour l'infusion de plis sec UD minces

La Figure 2.5 présente le montage proposé pour infuser les plaques de caractérisation de notre matériau. Le Tableau 2.1 liste les composantes requises pour le montage.

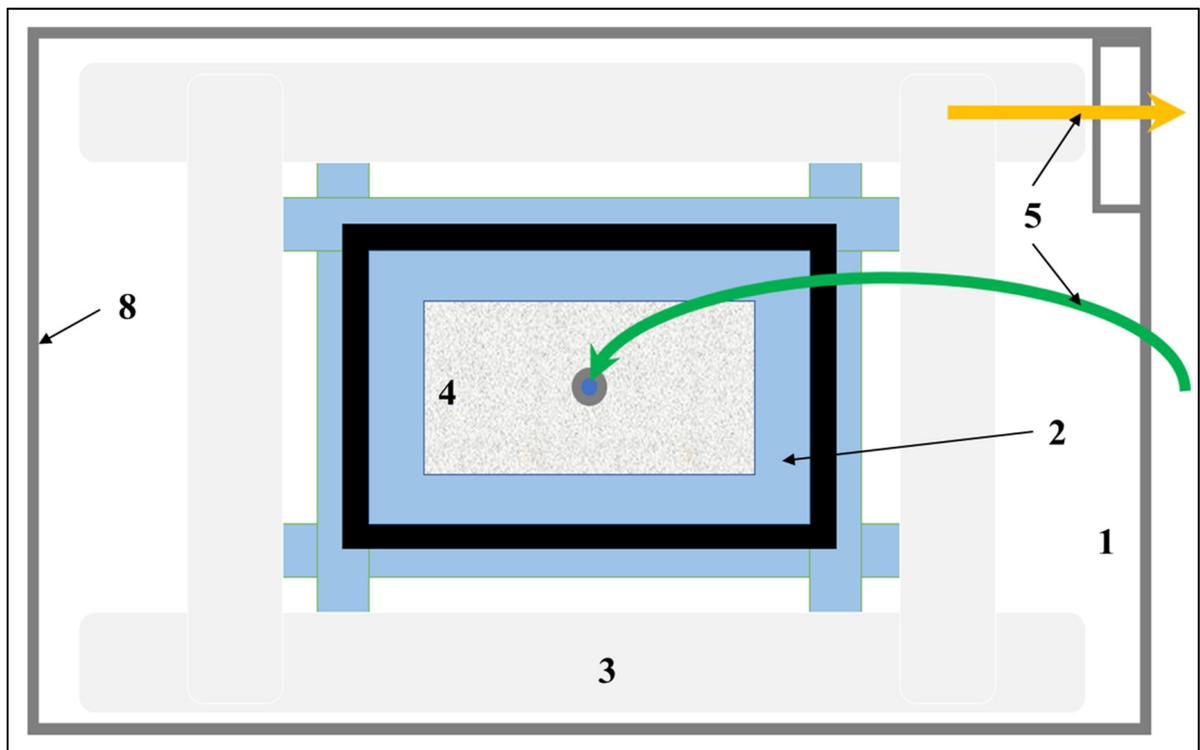


Figure 2.5 Schéma du montage optimisé d'infusion de plis secs minces

Tableau 2.1 Liste des composants et consommables du montage

ID#	Composants, consommables	Détail
1	Moule	Plaque en verre trempé 24x24po ²
2	Tissu d'arrachage	Peel ply Econolease blue
3	Feutre de drainage	Airtech Ultraweave® 1332
4	Média d'infusion	SK2RIM180-6
5	Tubes	Tube de téflon 3/8 OD
6	Sac de vide	Airtech Wrightlon® 7400
7	Agent démoulant	Chemlease 70-90 EZ
8	Mastique d'étanchéité d'air	High Tack AT-200Y

Ce montage répond aux différents problèmes rencontrés lors des premières infusions réalisées (voir section 2.2).

Pour rappel, dans notre cas, on donne l'ordre de perméabilité de chacun des éléments du montage par l'inéquation (2.6). Ce qui peut se traduire, selon la loi de Darcy, par une relation sur la vitesse du flux de résine dans chacun des éléments (2.7). Cette différence de perméabilité se reflète dans le temps d'exécution décrite ci-dessous. On peut noter que le tissu d'arrachage (peel ply) agit comme un drain par rapport aux plis secs minces, c'est-à-dire qu'il a un impact direct sur le flux de résine (ce qui est inhabituel) et qu'il ne faut surtout pas le négliger.

$$k_{UDS} < k_{TA} < k_{DM} \quad (2.6)$$

$$v_{UDS} < v_{TA} < v_{DM} \quad (2.7)$$

Les étapes d'infusion avec ce montage sont les suivantes :

- Étape 0 (voir Figure 2.6 a) : Montage avant infusion.

L'entrée de résine est centrale. Le but est d'amener la résine au centre de la pièce et d'éviter d'avoir de la résine au bord de la pièce dès le début (afin d'éviter les chemins préférentiels) ;

- Étape 1 (voir Figure 2.6 b) : Remplissage du média d'infusion (30s).

L'objectif est d'amener la résine au centre sur le dessus de la pièce, de drainer la résine à une distance raisonnable du bord à l'aide du media d'infusion. Cette étape permet de donner la vitesse initiale du flux de résine dans la préforme, et de lui donner la forme la plus rectangulaire possible ;

- Étape 2 (voir Figure 2.6 c) : Avancée dans le tissu d'arrachage supérieur (1 min).

Le but du tissu d'arrachage supérieur est d'abord de faciliter le démoulage de l'infuseur et surtout d'emmener la résine après le media d'infusion à une vitesse moins importante afin de laisser la possibilité d'imprégner dans l'épaisseur. Il ne doit pas toucher le bord de la pièce, mais être suffisamment proche pour que la résine puisse traverser seule le chemin restant dans la pièce. On note à cette étape, que le flux de résine a ralenti et qu'il a tendance à prendre une forme circulaire ;

- Étape 3 (voir Figure 2.7 d) : avancée du flux jusqu'au bords de la préforme (continuité de l'étape 2 (2 min).

Après avoir rempli le tissu d'arrachage, la résine atteint la préforme sur les bords avant les coins, de par sa forme plus arrondie. À ce stade, le flux de la résine est alors très ralentie, cela accorde alors pleinement le temps à la résine d'infuser à travers l'épaisseur de la préforme ;

- Étape 4 (voir Figure 2.7 e) : avancée du front de résine jusqu'au tissu d'arrachage inférieur (10 - 15 min).

Le tissu d'arrachage inférieur permet tout d'abord de tirer le vide dans la préforme et d'avoir un vide uniforme. En forme de bandelettes entrecroisées, il permet d'arrêter le flux de résine (de forme quasiment circulaire) lorsqu'il arrive aux bords et de rediriger la résine en la tirant le long des arêtes, permettant finalement de remplir les coins de la préforme ;

- Étape 5 (voir Figure 2.7 f) : infusion complète de la préforme (20 à 25 min en fonction du nombre de plis).

Du feutre de drainage est placé tout autour du cadre du tissu d'arrachage inférieur, et est en contact seulement avec les extrémités des bandelettes de tissus d'arrachage aux quatre coins du montage. Cette connexion avec le tissu d'arrachage inférieur permet d'assurer un vide uniforme.

Une fois la préforme infusée, le tube d'entrée de résine est laissé dans le pot jusqu'au gel complet de la résine, ce qui scelle ainsi l'entrée de résine. Le vide est lui aussi laissé,

jusqu'au gel complet de la résine dans la préforme. Une fois le temps de cuisson dépassé (de l'ordre de 24h), la pièce est finalement démoulée.

En plus du montage spécifique avec contrôle du flux de résine, un système chauffant a été ajouté. Le but est de chauffer uniquement le montage, sans chauffer la résine dans le pot, pour diminuer la viscosité de la résine une fois dans la préforme, sans diminuer le temps de gel de la résine dans le pot. Ainsi, cela laisse les 70 min de gel time à la résine dans le pot et permet de diminuer sa viscosité par 2 environ, donnant une augmentation de la vitesse du front de résine entrant dans la préforme et ainsi facilite le procédé. Par ailleurs, les effets de masses sont évités car la résine est présente en moins grosse quantité dans la préforme, et l'expérience montre que même après 35 min, la résine n'a pas réticulé dans la préforme.

La préforme est chauffée à 38°C par une lampe infrarouge chauffant le dessus de la préforme par radiation (Figure 2.8), et un chauffage soufflant associé à un ventilateur en dessous (Figure 2.9), chauffant le moule en verre par convection. Ce montage est un chauffage « à distance », combiné à l'utilisation d'un moule en verre pour pouvoir visualiser le front de résine sur la partie inférieure de la préforme.

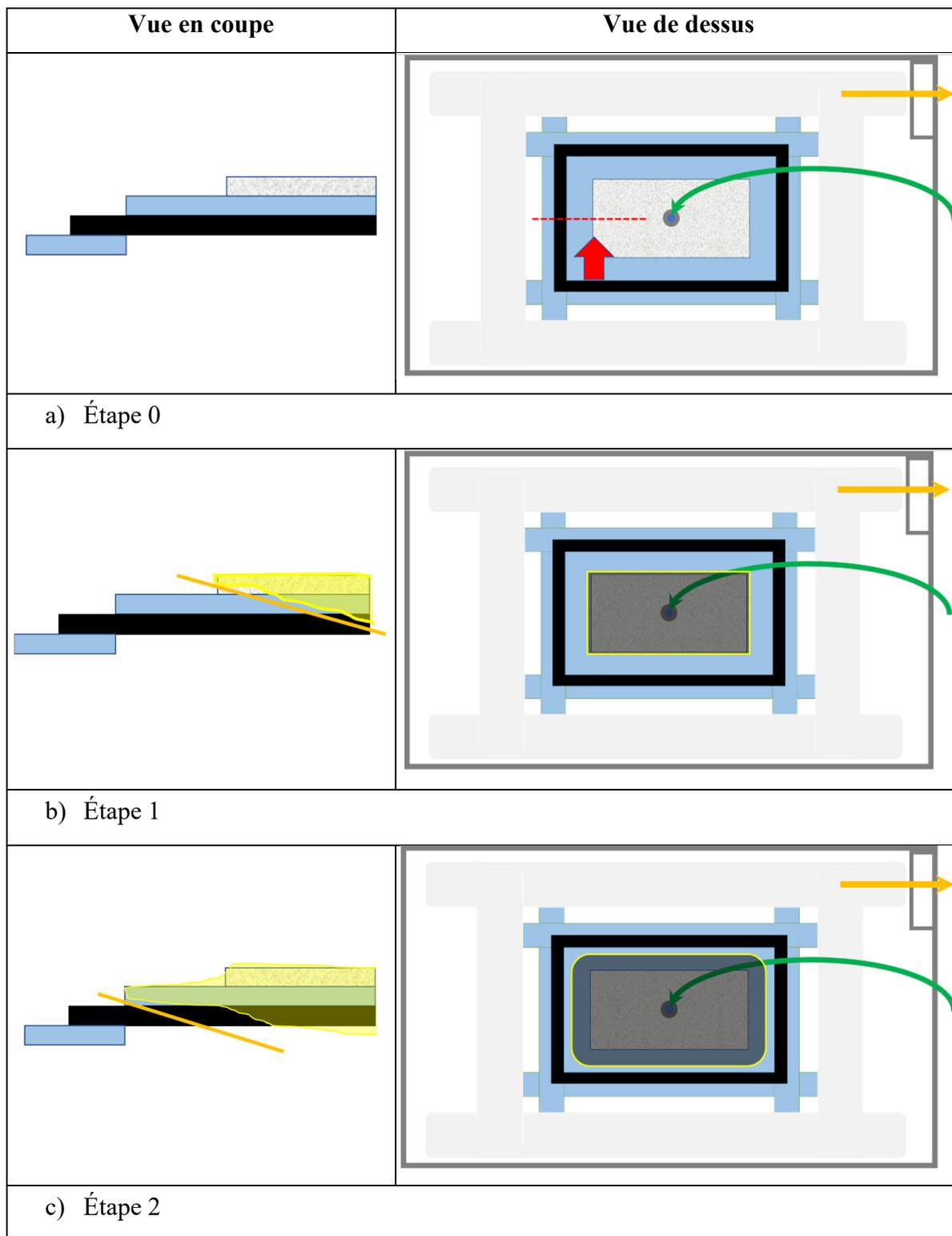


Figure 2.6 Schéma des étapes 0, 1 et 2 d'infusion avec le montage optimisé
(a) Étape 0; (b) Étape 1; (c) Étape 2

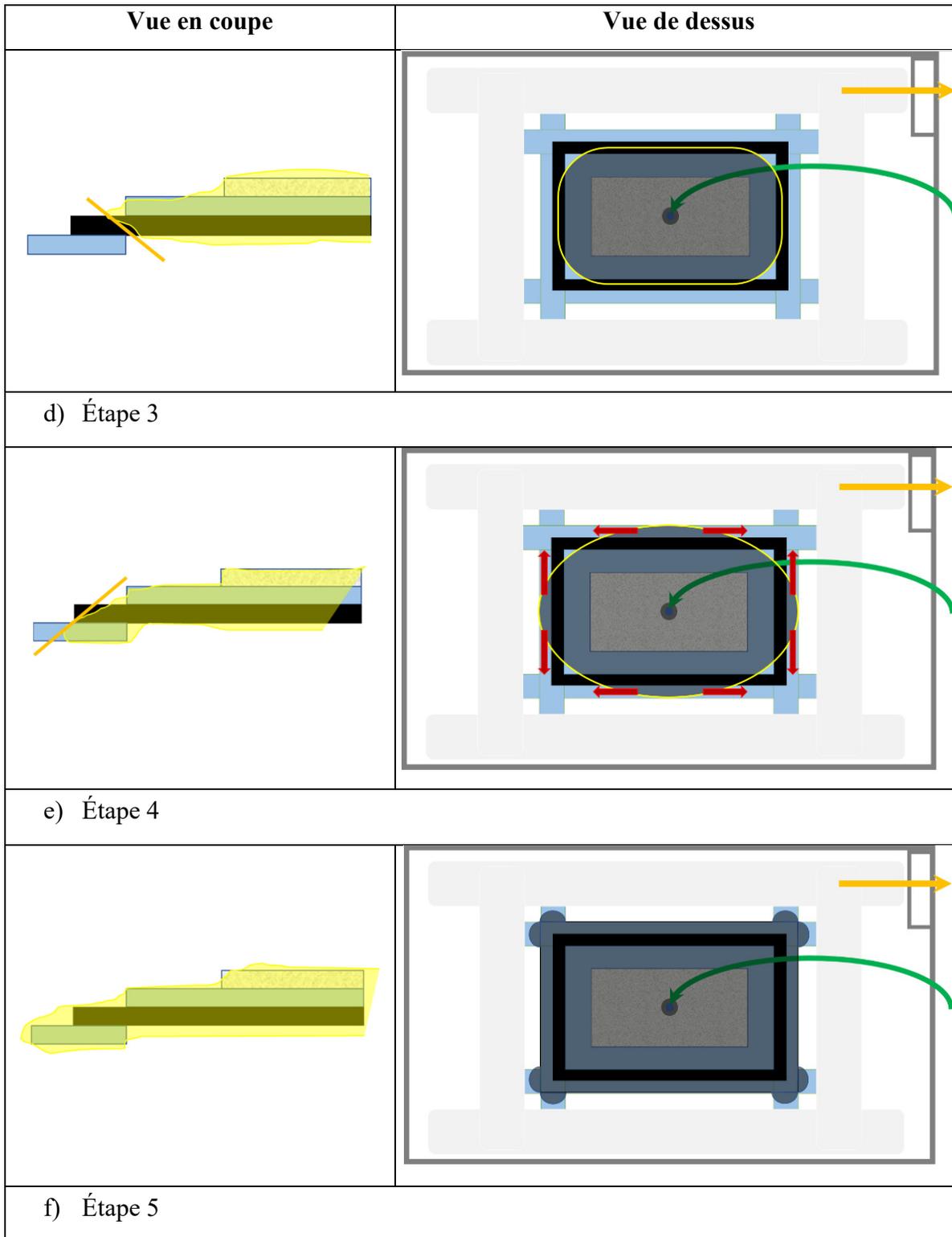


Figure 2.7 Schéma des étapes 3, 4 et 5 d'infusion avec le montage optimisé
(d) Étape 3; (e) Étape 4; (f) Étape 5

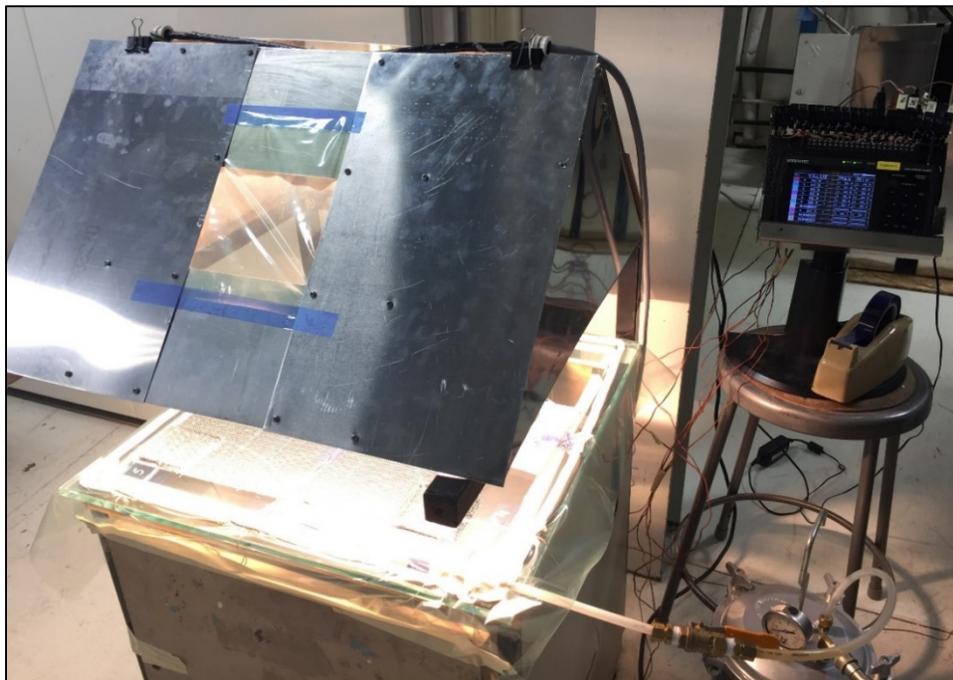


Figure 2.8 Photo du montage et en particulier de la lampe chauffante avec contrôle de température à l'aide de thermocouples et du Graphtec



Figure 2.9 Photo du montage chauffant
Partie inférieure avec le chauffage soufflant (à gauche) et le ventilateur (à droite)
À noter que pendant l'infusion un panneau vient fermer l'unité inférieure

2.4 Résultats d'infusion et inspections micrographiques

Pour vérifier la qualité des plaques infusées selon le montage proposé (voir la section précédente), des échantillons ont été pris dans différentes plaques pour être inspectés avec un microscope numérique à très haute résolution Keyence® VHX 2000 (voir un exemple d'image à la Figure 2.10). Différentes remarques peuvent être faites à partir de l'observation de ces micrographies :

- Pas de grosse porosité observée (pas de bulle),
- Pas de grosse séparation entre plis, d'autant plus vrai lorsque les plis sont dans la même orientation,
- Pas d'identification de torons possible,
- Pas de zone riche en résine,
- Quelques micro porosités.

Par ailleurs, un calcul du taux de porosités a été réalisé par analyse d'image, comme montré sur la Figure 2.11. Le Tableau 2.2 résume les valeurs de taux de porosité calculé sur les différents échantillons identifiés. Le taux de porosité moyen est proche de 1%. Beaucoup de ces porosités sélectionnées correspondent à des porosités proches du fil liant, l'analyse par image ne permet peut-être pas d'être assez précis.

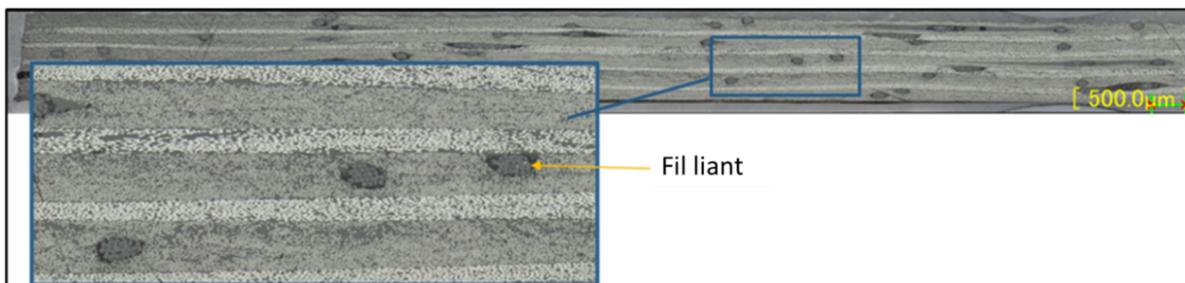


Figure 2.10 Micrographie d'un échantillon $[0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$

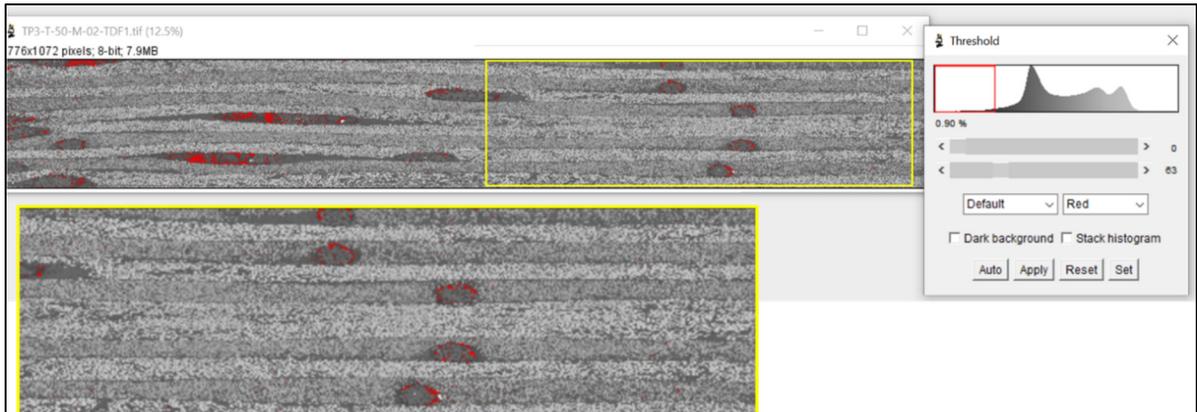


Figure 2.11 Calcul du taux de porosité par analyse du taux de gris

Tableau 2.2 Calcul du taux de porosité moyen

ID#	Séquence d'empilement	Moyenne (%)	Écart type (%)
TP3-T-50-M	$[0^\circ/90^\circ]_{3s}$	1,09	0,21
TP3-T-70-M	$[0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ]_s$	1,59	0,31
TP2-B-CF323B-M	$[45/0/-45/90]_{3s}$	0,37	0,14
Moyenne totale :		1,02	

CHAPITRE 3

PROPRIETES MECANIQUES ET CARACTERISATION DU MATERIAU COMPOSITE

Ce chapitre présente les propriétés mécaniques et physiques de la résine, du renfort et du stratifié infusé (voir le Tableau 3.1, le Tableau 3.2 et le Tableau 3.3). Les valeurs proviennent :

- Des fournisseurs (fiches techniques) de la résine et du renfort (voir ANNEXE I et ANNEXE II);
- De tests réalisés dans le cadre de ce projet (voir section 3.1);
- De calculs et d'estimations basées sur la base de données d'ESAComp™ (voir section 3.2).

Les tests de caractérisation mécanique ont été réalisés sur des coupons découpés de panneaux infusés selon la procédure de fabrication décrite à la section 2.3.2. L'objectif des tests n'était pas de faire une caractérisation exhaustive du stratifié, mais d'obtenir les propriétés clés (ex. : épaisseur d'un pli cuit, modules longitudinaux/ transversaux, etc.) pour réaliser les analyses par éléments finis d'optimisation et de validation présentées respectivement dans les sections 4.2 et 5.2. Les autres propriétés, jugées moins critiques (ex. : module de cisaillement, résistance en compression, etc.) ont été calculées et/ou estimées.

Le renfort et le stratifié sont considérés comme des matériaux isotropes transverses, c'est-à-dire que seulement 5 propriétés élastiques (au lieu de 9) servent à caractériser les matériaux. Ce choix est lié à l'impossibilité de modéliser le stratifié comme un matériau orthotrope avec des éléments 2D dans le CHAPITRE 4.

ESAComp™, citée de nombreuses fois dans ce chapitre, est la base de données de matériaux proposée par la suite de logiciels d'Altair®. Elle référence les caractéristiques de plus de 1000 matériaux commercialisés et permet notamment de réaliser des calculs de la théorie des composites. Elle permet ainsi d'obtenir des valeurs de propriétés mécaniques d'un stratifié fini à partir des caractéristiques mécaniques de la résine et de la fibre.

Tableau 3.1 Propriétés de la résine époxyde Araldite LY 8601/ Aradur 8602 de Huntsman®

Propriétés de la résine	Valeurs	Unités	Méthode de test/ Source/ Commentaires
Densité (ρ_r)	1,12	g/cm ³	ASTM D-792, (ASTM, 2008), valeur provenant de Huntsman®
	0.04	lb/po ³	
Module élastique (E_r)	2,22	GPa	Module de Flexion, ASTM D790, (ASTM, 2002), valeur provenant de Huntsman®
	0.32	MSI	
Module de cisaillement (G_r)	0,82	GPa	Valeur calculée: $G_r = \frac{E_r}{2(1 + \nu_r)}$
	0.12	MSI	
Coefficient de Poisson (ν_r)	0,35	--	Valeur estimée par ESAComp™
Résistance ultime en tension ($R_{t,r}$)	54	MPa	ASTM D-638, (ASTM, 2006), valeur provenant de Huntsman®
	7.9	KSI	
Résistance ultime en compression ($R_{c,r}$)	106	MPa	ASTM D-695, (ASTM, 2010), valeur provenant de Huntsman®
	15.4	KSI	

Tableau 3.2 Propriétés de la fibre de carbone Toray T700 SC (tissu UD CF323-B de CST)

Propriétés de la fibre	Valeurs	Unités	Source/ Commentaires
Densité (ρ_f)	1,80	g/cm ³	Valeur provenant de CST
	0.065	lb/po ³	
Module Longitudinal ($E_{f,L}$)	230	GPa	
	33.36	MSI	
Module Transversal ($E_{f,T}$)	28	GPa	Valeurs provenant de la base de données ESAComp™ pour fibre T700S
	4.01	MSI	
Module de cisaillement (G_f)	50	GPa	
	7.25	MSI	
Coefficient de Poisson (ν_f)	0,23	--	
Résistance ultime en tension (R_f)	4900	MPa	Valeur provenant de CST
	711	KSI	
Élongation ultime en tension (ϵ_f)	1,80	%	

Tableau 3.3 Propriétés physiques et élastiques du stratifié unidirectionnel infusé

Propriétés du stratifié	Valeurs	Unités	Méthode de test/ Source/ Commentaires
Épaisseur d'un pli cuit (<i>CPT</i>)	0,091	mm	Déterminé par tests, voir Tableau 3.6
	0.0036	po	
Masse surfacique du renfort (<i>FAW</i>)	81,4	g/m ²	Renfort unidirectionnel CF323-B de CST
	2.4	oz/yd ²	
Taux de fibre volumique (<i>V_f</i>)	50	%	Valeur calculée: $V_f = \frac{FAW}{\rho_f \times CPT}$
Densité (ρ_c)	1,46	g/cm ³	Valeur calculée: $\rho_c = \rho_f V_f + \rho_r (1 - V_f)$
	0.053	lb/po ³	
Module Longitudinal (<i>E₁₁</i>)	124	GPa	Valeur déterminée par tests selon l'ASTM D3039 (ASTM, 2006), voir Tableau 3.7.
	18.0	MSI	
Module Transversal (<i>E₂₂</i>)	6,55	GPa	Valeur déterminée par tests, voir Tableau 3.7.
	0.95	MSI	
Module Cisaillement dans le plan (<i>G₁₂</i>)	2,37	GPa	Valeur calculée selon les équations Halpin Tsai, voir Section 3.2.1
	0.34	MSI	
Module Cisaillement hors plan (<i>G₁₃</i>)	2,37	GPa	Valeur estimée : $G_{13} = G_{12}$
	0.34	MSI	
Coefficient de Poisson (<i>v₁₂</i>)	0,29	--	Valeur calculée: $v_{12} = v_f V_f + v_r (1 - V_f)$
Module Cisaillement hors plan (<i>G₂₃</i>)	2,52	GPa	Valeur calculée: $G_{23} = \frac{E_{22}}{2(1 + v_{23})}$
	0.37	MSI	
Coefficient de Poisson (<i>v₂₃</i>)	0,3	--	Valeur estimée selon ESAComp pour les unidirectionnels carbone/ époxy

Tableau 3.4 Propriétés de résistances du stratifié unidirectionnel infusé

Propriétés du stratifié	Valeurs	Unités	Méthode/ Source/ Commentaires
Résistance en tension longitudinale (X_t)	1503	MPa	Valeur calculée: $X_t = E_{11}x_t$
	218	KSI	
Élongation en tension longitudinale (x_t)	1,21	%	Valeur déterminée par tests, voir Tableau 3.8
Résistance en tension transversale (Y_t)	21,4	MPa	Valeur déterminée par tests, voir Tableau 3.7. Note : $Y_t < R_{t,r}$
	3.10	KSI	
Élongation en tension transversale (y_t)	0,33	%	Valeur calculée: $y_t = \frac{Y_t}{E_{22}}$
Résistance en compression longitudinale (X_c)	1007	MPa	Valeur estimée, voir Section 3.2.2
	146	KSI	
Élongation en compression longitudinale (x_c)	0,76	%	Valeur calculée: $x_c = \frac{X_c}{E_{11}}$
Résistance en compression transversale (Y_c)	131	MPa	Valeur calculée: $Y_c = E_{22}y_c$ Note: $Y_c > R_{c,r}$
	19	KSI	
Élongation en compression transversale (y_c)	2,00	%	Valeur estimée selon ESAComp™ pour les UD fibre de carbone/ époxy
Résistance en cisaillement dans le plan (S)	61,4	MPa	Valeur calculée: $S = G_{12}s$
	8.9	KSI	
Élongation en cisaillement dans le plan (s)	2,00	%	Valeur estimée selon ESAComp™ pour les UD fibre de carbone/ époxy
Résistance en cisaillement inter laminaire ($ILSS$)	47,6	MPa	Valeur déterminée par tests selon l'ASTM D2344 (ASTM, 2011), voir Tableau 3.9
	6.9	KSI	
Résistance limite au matage (F_{brl})	458	MPa	Valeur déterminée par tests selon l'ASTM D5961 (ASTM, 2018), voir Tableau 3.10
	66.4	KSI	
Résistance ultime au matage (F_{bru})	669	MPa	
	97.1	KSI	

3.1 Caractérisation du stratifié infusé

Le Tableau 3.5 résume l'information sur les plaques infusées (séquence d'empilement, nombre de coupons, épaisseur totale, CPT , taux de fibres, etc.) qui ont été utilisées pour évaluer les propriétés suivantes :

- Le module longitudinal (E_{11}) et le module transversal (E_{22}), ainsi que la résistance à la rupture en traction selon la norme ASTM D3039 (voir section 3.1.1);
- La résistance inter laminaire selon la norme ASTM D2344 (voir section 3.1.2);
- La résistance au matage lors de tests de traction avec trou boulonné selon la norme ASTM D5961 (voir section 3.1.3).

Les mesures d'épaisseur totale ont été faites sur chaque coupon à 3 endroits différents. L'épaisseur par pli après cuisson (CPT) et le taux de fibre (V_f) sont respectivement calculés selon les équations suivantes :

$$CPT = \frac{t_c}{N} \quad (3.1)$$

$$V_f = \frac{FAW}{\rho_f \times CPT} \quad (3.2)$$

L'analyse des résultats du Tableau 3.6 permet de constater une différence du CPT et du V_f selon le type d'empilement des plis du stratifié. Pour un stratifié 100% unidirectionnel (tous les plis avec la même orientation) le CPT sera plus mince qu'un stratifié ayant une séquence de plis ayant des orientations différentes (ex : Quasi-iso ou 0/90). Ainsi, le taux fibre pour un stratifié unidirectionnel est de $V_f \approx 60\%$ et diminue à 50% lorsque les plis sont orientés différemment. L'hypothèse qui explique cette différence est que lorsque toutes les fibres ont la même orientation, il en résulte une meilleure compaction (interstices plus petits entre les fibres) que lorsque les plis ont des orientations différentes (Figure 3.1). Dans l'optimisation et la réalisation de pièces aéronautiques, il n'est pas recommandé que la séquence d'empilement comporte plus de 2 ou 3 plis dans la même orientation. L'épaisseur (CPT) retenue pour les analyses est donc la moyenne de celle obtenue pour des stratifiés multidirectionnels : $CPT = 0,091\text{mm}$ et $V_f = 50\%$.

Tableau 3.5 Information sur les tests de caractérisation mécanique

Plaque	18CTA134 -TP2-SBS	18CTA13 4-TP2- T90	18CTA13 4-TP2-T0	18CTA134 -TP2- BEARING	18CTA134 -TP3-T-50	18CTA134 -TP3-T-70
Nombre de plis	32	16	12	24	12	14
Séquence des plis	[0] ₃₂	[90] ₁₆	[0] ₁₂	[45/0/- 45/90] _{3s}	[0/90] _{3s}	[0 ₂ /90/0 ₂ /90/ 0] _s
Nombre de coupons	11	5	9	8	11	10
Propriétés évaluées	<i>ILSS</i>	<i>E₂₂, Y_t</i>	<i>E₁₁</i>	<i>F_{bru}</i>	<i>x_t</i> ⁽¹⁾	<i>x_t</i> ⁽¹⁾
Norme	ASTM D2344	ASTM D3039	ASTM D3039	ASTM D5961	ASTM D3039	ASTM D3039
Épaisseur totale du stratifié (mm)	2,494	1,328	0,861	2,189	1,072	1,290
<i>CPT</i> (mm)	0,078	0,083	0,072	0,091	0,089	0,092
<i>CPT</i> (po)	0,0031	0,0033	0,0028	0,0036	0,0035	0,0036
<i>V_f</i> (%)	58,27%	54,70%	63,27%	49,79%	50,85%	49,29%
Notes :						
1. (Hart-Smith & Troiani, 2017)						

Tableau 3.6 Résumé de l'épaisseur par pli (*CPT*) selon le type d'empilement des plis

Valeurs d'épaisseurs moyennes	Moyenne de toutes les mesures	Moyenne de mesures sur coupons 100% unidirectionnels	Moyenne de mesures sur coupons bi ou multi directionnels
<i>CPT</i> (mm)	0,084	0,078	0,091
<i>CPT</i> (po)	0,0033	0,0031	0,0036
<i>V_f</i> (%)	54%	59%	50%

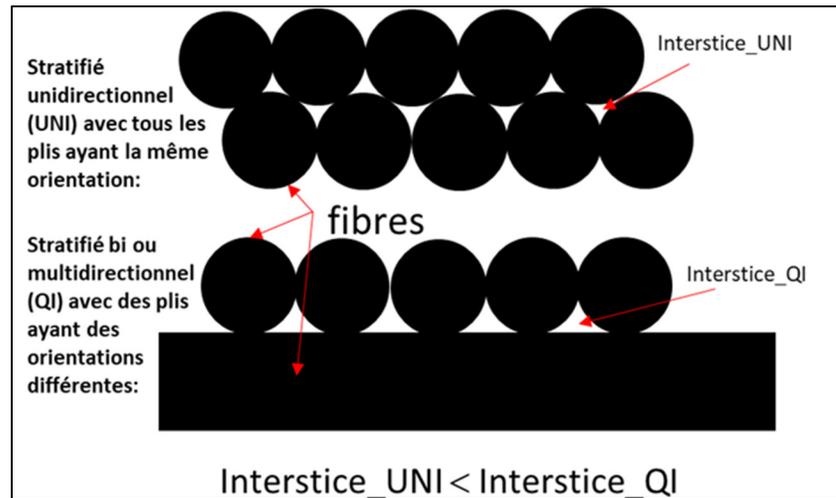


Figure 3.1 Illustration de l'effet de la séquence des plis sur la dimension théorique des interstices entre les fibres

3.1.1 Tests de traction

Les tests de traction ont été réalisés selon la norme ASTM D3039 sur une machine de traction électromécanique à vis MTS Alliance Rf/150 avec une cellule de charge de 200 kN (à l'exception des tests sur les coupons $[90]_{16}$ ont été faits avec une cellule de charge 10 kN). La vitesse de traction était de 2 mm/min et la déformation des coupons était mesurée avec un extensomètre axial MTS 634.12.

Le Tableau 3.7 présente les résultats des modules élastiques (E_{11} et E_{22}) obtenus par les tests de traction sur des coupons unidirectionnels $[0]_{12}$ et $[90]_{16}$. Les valeurs des modules ont été déterminées par régression des courbes contrainte-déformation « σ - ϵ » (voir Figure 3.2 et Figure 3.3 comme exemples).

Le module longitudinal (E_{11}), est une propriété hautement dépendante de la contribution mécanique de la fibre longitudinale. Il a été normalisé selon l'équation (3.3) en utilisant un $CPT_Normalisé = 0,091$ mm. Alors que le module transversal (E_{22}) qui est plus influencé par les propriétés de la résine, n'est pas normalisé.

$$E_{11_Normalisé} = E_{11_coupon} \times \frac{CPT_Coupon}{CPT_Normalisé} \quad (3.3)$$

Il n'y a pas eu de rupture soudaine des coupons $[0]_{12}$ testés en traction, ce qui laisse présager une rupture prématurée des coupons et par le fait même, ne permettait pas de déterminer la résistance longitudinale ultime en tension (X_t). Pour déterminer la valeur « X_t », des stratifiés bidirectionnels contenant 50% et 71,4% de plis à 0° ont été testés en traction pour déterminer la déformation à la rupture. Le Tableau 3.8, présente les résultats de ces tests. On assume que ces stratifiés bidirectionnels ont théoriquement la même déformation à la rupture qu'un stratifié unidirectionnel (Hart-Smith & Troiani, 2017), comme le montrent la Figure 3.4 et Figure 3.5. La résistance longitudinale ultime en tension (X_t) se calcule ensuite selon l'équation suivante :

$$X_t \approx E_{11_Normalisé} \cdot x_t \quad (3.4)$$

Où

x_t est la déformation ultime en tension d'un stratifié unidirectionnel et égale à la déformation à la rupture d'un stratifié bidirectionnel ($x_t = \epsilon_{xx}$), comme le montre la Figure 3.5, qui compare les courbes de traction de plusieurs échantillons, ayant différentes séquences d'empilement.

Il est à noter que cet admissible de traction n'est qu'une approximation et non pas un admissible de type « A-Basis » ou « B-Basis » et s'avère acceptable pour les FEA réalisées dans ce projet.

Les tests de traction avec les coupons $[90]_{16}$ ont donné seulement deux valeurs de résistances viables pour déterminer la valeur de résistance en tension transversale (Y_t), voir Tableau 3.7. Les autres coupons ont brisé de façon prématurée au niveau même des mors. La moyenne des deux valeurs donne $Y_t = 21,4$ MPa, qui est inférieure à résistance ultime en traction de la résine seule ($R_{t,r} = 54$ MPa), ce qui est logique car la résistance de l'interface fibre-résine ne peut excéder les liens covalents de la résine.

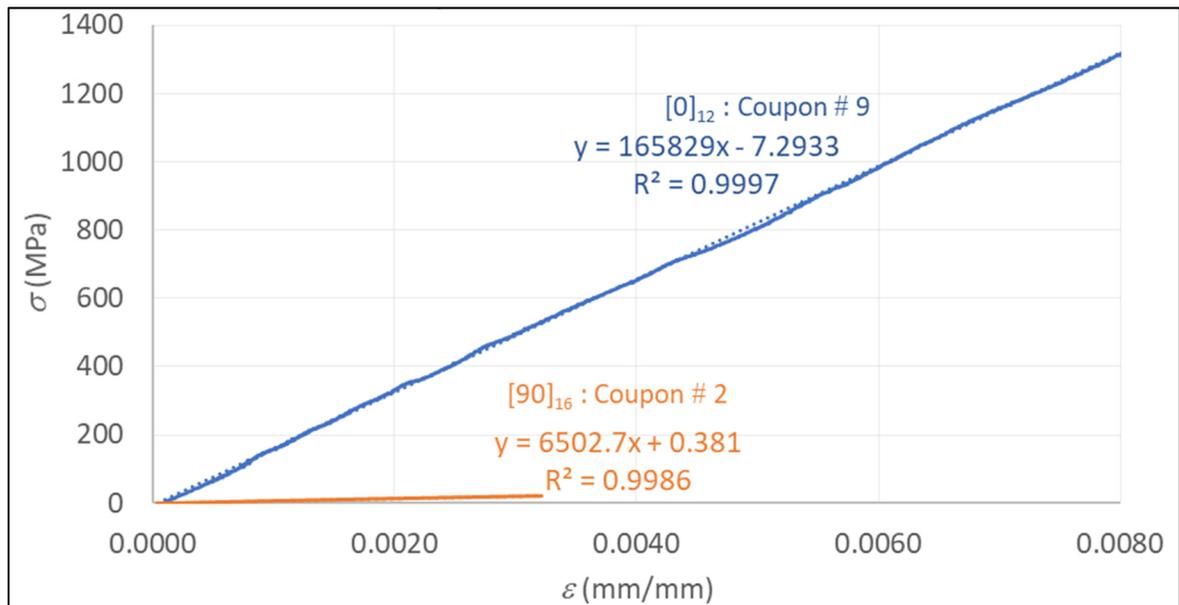
Tableau 3.7 Résultats obtenus par tests de traction sur coupons unidirectionnels

Coupons [0] ₁₂				Coupons [90] ₁₆			
#	<i>CPT_Coupon</i> (mm)	<i>E_{11_Coupon}</i> (MPa)	<i>E_{11_Normalisé}</i> (MPa) ⁽¹⁾	#	<i>CPT_Coupon</i> (mm)	<i>E₂₂</i> (MPa)	<i>Y_t</i> (MPa)
1	0,065	163703	117096	1	0,079	8059	(2)
2	0,063	167913	117028	2	0,084	6503	20,86
3	0,071	154553	120000	4	0,088	5776	21,93
4	0,079	156536	136852	5	0,083	6587	(2)
6	0,073	162097	129326	6	0,081	5810	(2)
7	0,079	131375	114453	Moyenne=		6547	21,40
8	0,073	148365	119731	Écart type =		926	
9	0,072	165829	130783	CV%=		14,00	
10	0,071	172130	134173				
Moyenne=			124382				
Écart type =			8392				
CV%=			6,75				

Notes :

(1) Normalisé selon l'équation (3.1) avec un *CPT_Normalisé* = 0,091 mm

(2) Rupture prématurée des coupons dans les mors

Figure 3.2 Exemples de courbes de traction σ - ε sur coupons unidirectionnels (Précision : partie de courbe présentant uniquement le comportement élastique)

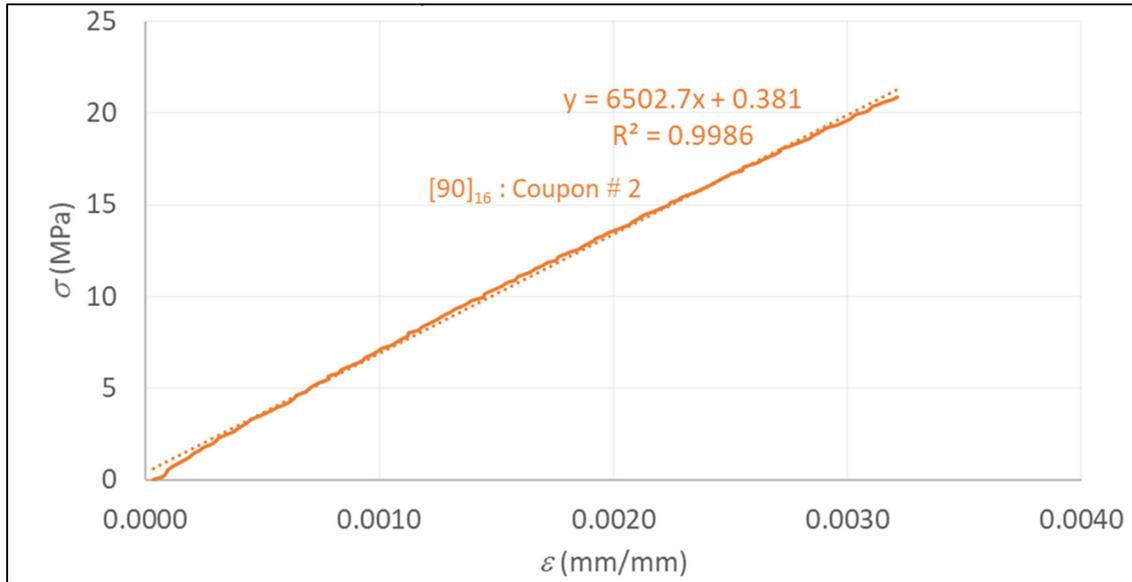


Figure 3.3 Exemple de courbe de traction σ - ε sur coupons $[90]_{16}$
(Précision : partie de courbe présentant uniquement le comportement élastique)

Tableau 3.8 Résultats obtenus par tests de traction sur coupons stratifiés bidirectionnels

Séquence des plis	#	CPT (mm)	E_{xx} (MPa)	σ_{xx} (Mpa)	ε_{xx} (%)	Séquence des plis	#	CPT (mm)	E_{xx} (MPa)	σ_{xx} (Mpa)	ε_{xx} (%)
[0/90] _{3s}	1	0,086	70513	795,2	1,10	[0/0/90/0/0/90/0] _s	1	1,153	102263	1194	1,15
	2	0,089	63039	771,4	1,24		2	1,270	97282	1152	1,16
	3	0,090	67333	827,7	1,23		3	1,290	91319	1196	1,31
	4	0,090	66829	808,7	1,21		4	1,285	107542	1138	0,94
	5	0,091	64537	853,6	1,33		5	1,288	92089	1202	1,32
	6	0,090	72077	997,8	1,37		6	1,355	87988	1114	1,26
	7	0,090	66227	911,5	1,39		7	1,330	110321	1174	1,05
	8	1,085	69589	837,4	1,20		8	1,388	85541	1077	1,26
	9	1,103	69421	846,9	1,22		9	1,330	96555	1035	1,05
	10	1,020	75398	903,2	1,20		10	1,210	84153	991	1,18
Moyenne=					1,25	Moyenne=					1,17
Écart type =					0,089	Écart type =					0,125
CV%=					7,13	CV%=					10,66
Moyenne=					1,21	De toutes les valeurs					
Écart type =					0,113						
CV%=					9,35						

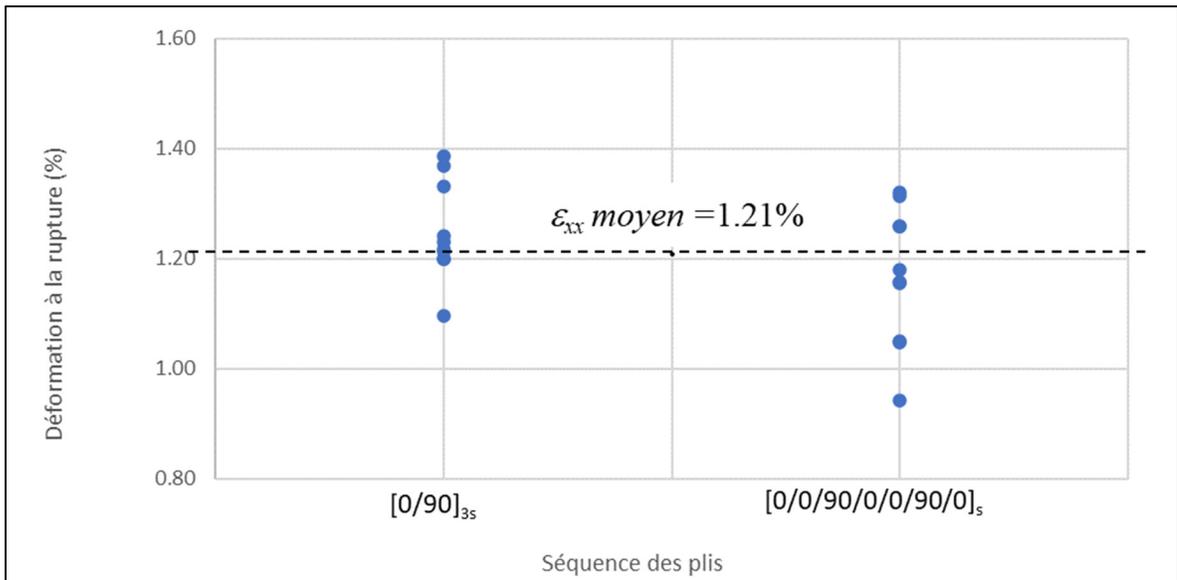


Figure 3.4 Résultats des déformations à la rupture de coupons stratifiés bidirectionnels testés en traction

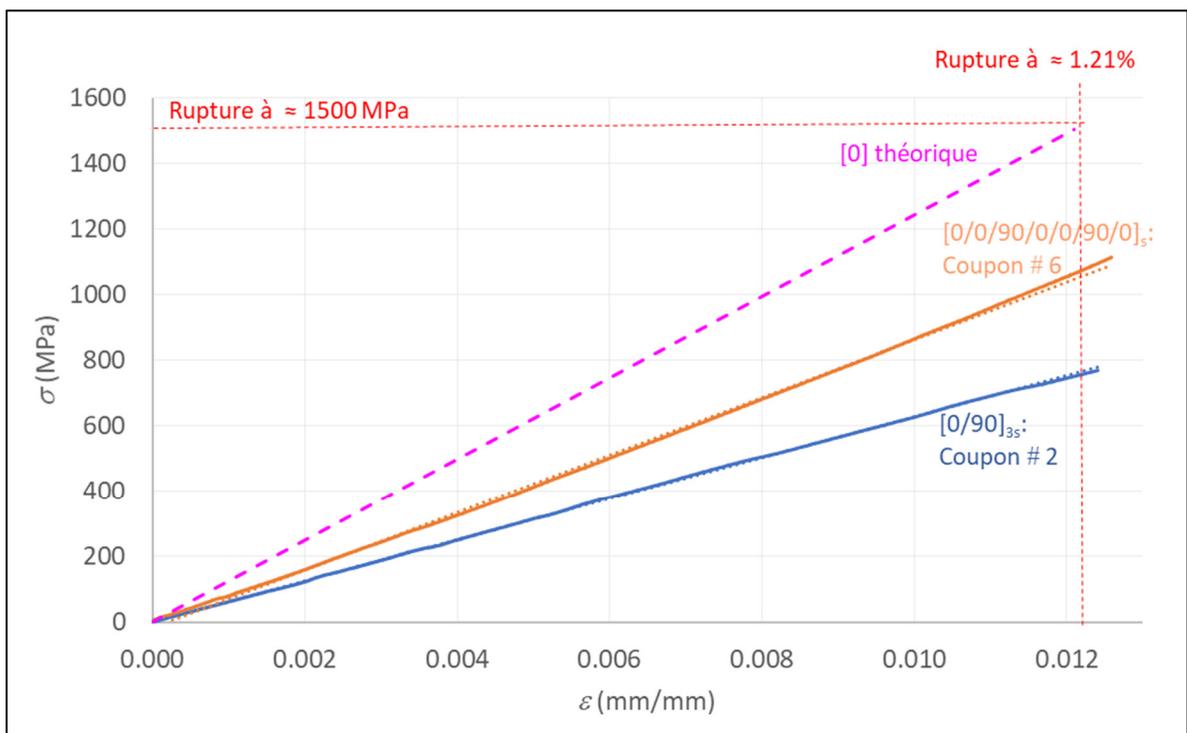


Figure 3.5 Exemples de courbes de traction σ - ε sur coupons stratifiés bidirectionnels

3.1.2 Tests de cisaillement inter-laminaire

Les tests de cisaillement inter-laminaire en flexion 3 points (short beam shear) ont été réalisés selon la norme ASTM D2344 avec une machine de traction électromécanique à vis MTS Alliance Rf/150 et une cellule de charge à 10kN. Le Tableau 3.9 présente les résultats obtenus avec les petits coupons [0]₃₂. La résistance inter-laminaire (*ILSS*) a été calculée selon l'équation suivante :

$$ILSS = 0,75 \times \frac{P_{max}}{b \times t_c} \quad (3.5)$$

Tableau 3.9 Résultats obtenus par tests de cisaillement inter-laminaire sur coupons [0]₃₂

#	t_c (mm)	Largeur (mm)	Longueur (mm)	<i>CPT</i> (mm)	<i>ILSS</i> (MPa)
1	2,4	5,28	16,92	0,075	52,5
2	2,38	5,29	16,9	0,074	47,7
3	2,61	5,29	16,65	0,082	45,0
4	2,45	5,33	16,39	0,077	47,2
5	2,42	5,36	16,86	0,076	47,6
6	2,56	5,42	16,84	0,080	46,3
7	2,50	5,4	16,75	0,078	45,9
8	2,45	5,46	16,68	0,077	50,3
9	2,44	5,67	16,58	0,076	43,8
10	2,47	5,48	16,86	0,077	44,9
12	2,75	5,52	16,63	0,086	52,0
				Moyenne=	47,6
				Écart type =	2,9
				CV (%) =	6,1

3.1.3 Tests de traction avec joint boulonné

Pour évaluer la résistance au matage du matériau, des coupons stratifiés Quasi-Isotropique (QI) $[45/0/-45/90]_{3S}$ ont été assemblés sur un montage à double recouvrement avec un boulon de 6,35 mm (voir Figure 3.6). Les ensembles coupons/montage ont été installés sur une machine de traction électromécanique à vis MTS Alliance Rf/150 et une cellule de charge à 200kN pour être testés selon la norme ASTM D5961. Tous les échantillons ont eu une rupture de type matage, qui est le type de rupture typique attendu pour un test de traction avec trou boulonné. Le Tableau 3.10 présente les valeurs de résistances limites (F_{brl}) et ultimes (F_{bru}) au matage calculées selon les équations suivantes :

$$F_{brl} = \frac{P_{lim}}{d_{boulon} \times t_c} \quad (3.6)$$

$$F_{bru} = \frac{P_{max}}{d_{boulon} \times t_c} \quad (3.7)$$

Où

P_{lim} = la charge (N) correspondant au premier pic de la courbe (voir Figure 3.7) ;

P_{max} = la charge (N) maximale atteinte ;

d_{boulon} = 6,35 mm (diamètre du boulon).

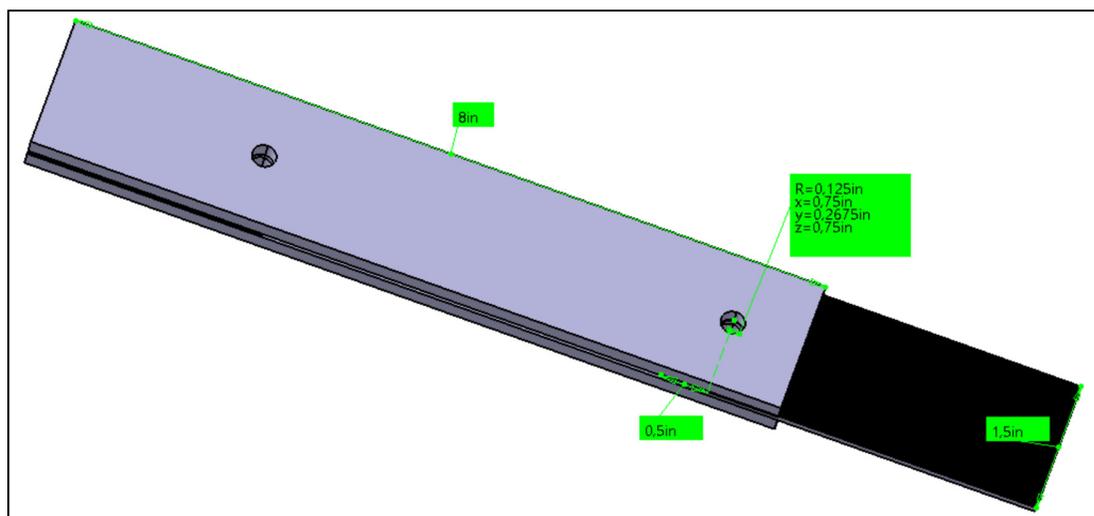


Figure 3.6 Montage à double recouvrement pour évaluer la résistance à la traction avec trou boulonné

Tableau 3.10 Résultats obtenus par tests de traction avec joint boulonné sur coupons QI

#	t_c (mm)	Largeur (mm)	CPT (mm)	P_{lim} (N)	P_{max} (N)	F_{brl} (MPa) (2)	F_{bru} (MPa) (2)
1	1,958	37,6	0,0816	5089	8145	409	655
2	2,133	38,7	0,0889	6403	8730	473	645
3	2,130	37,9	0,0888	6197	8763	458	648
4	2,143	37,3	0,0893	6010	8637	442	635
5	2,105	37,7	0,0877	6758	10200	506	763
Moyenne=						458	669
Écart type=						36	53
CV%=						7,8	7,9

Notes :

(1) Tests réalisés sur stratifié de 24 plis QI [45/0/-45/90]_{3s}

(2) Diamètre (d) du boulon = 6,35 mm

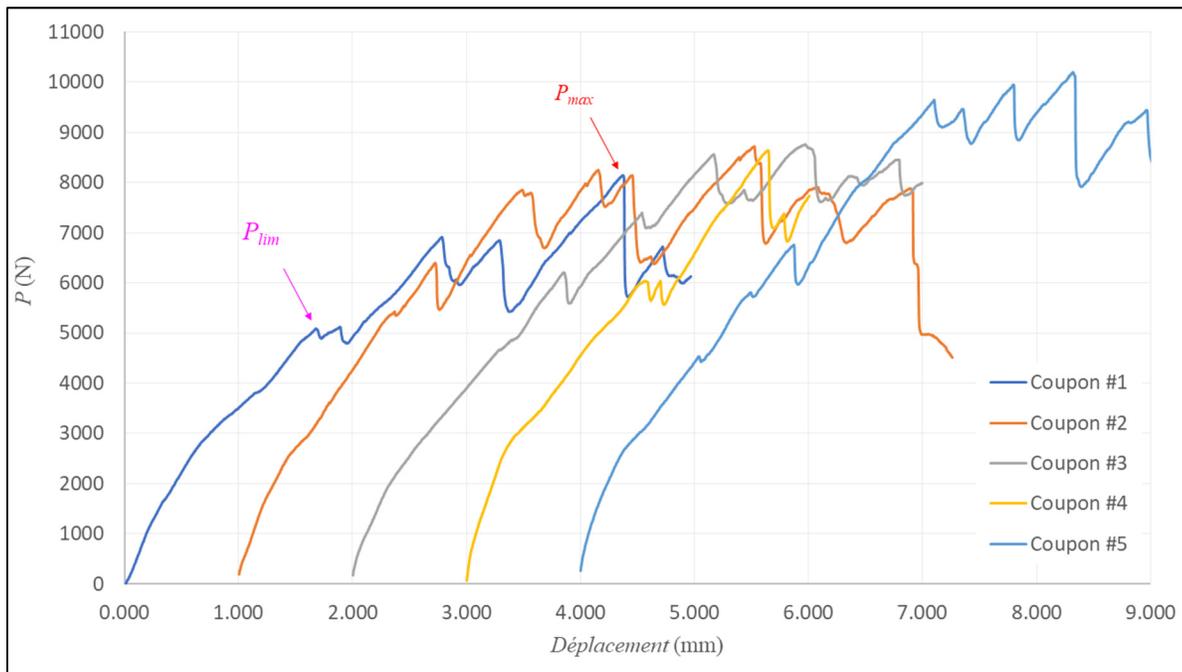


Figure 3.7 Courbes de traction avec trou boulonné sur les coupons QI

3.2 Propriétés mécaniques calculées et estimées

Cette section présente les calculs et estimations de certaines propriétés mécaniques.

3.2.1 Propriétés calculées

Le module de cisaillement dans le plan (G_{12}) est calculé selon l'équation de Halpin-Tsai (Kumar, 2017) suivante:

$$G_{12} = \left(\frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} \right) G_r \quad (3.8)$$

$$\eta = \frac{(G_f/G_r) - 1}{(G_f/G_r) + \xi} \quad (3.9)$$

Où

G_r = Module de cisaillement de la résine = 0,82 GPa

G_f = Module de cisaillement de la fibre = 50 GPa

V_f = Taux de fibre volumique = 50 %

$\xi = 1$, facteur pour fibres circulaires

Ce qui donne $\eta = 0,97$ et $G_{12} = 2,37$ GPa

À titre informatif, le module transversal (E_{22}) peut-être calculé l'équation de Halpin-Tsai (Kumar, 2017) suivante:

$$E_{22} = \left(\frac{1 + \xi \eta V_f}{1 - \eta V_f} \right) E_r \quad (3.10)$$

$$\eta = \frac{(E_{fT}/E_r) - 1}{(E_{fT}/E_r) + \xi} \quad (3.11)$$

Où

E_r = Module élastique de la résine = 2,22 GPa

E_{fT} = Module transversal de la fibre = 28 GPa

V_f = Taux de fibre volumique = 50%

$\xi = 2$, facteur pour fibres circulaires (valeur recommandée $\xi = 2$ pour calculer E_{22} et $\xi = 1$ pour calculer G_{12} , (Kumar, 2017)

$\eta = 0,79$

Le module transversal théorique obtenu est $E_{22_théo} = 6,62$ GPa est relativement proche de la valeur expérimentale obtenue : $E_{22_réel} = 6,55$ GPa. On peut donc assumer le Modèle Halpin-Tsai devrait donner une valeur acceptable pour G_{12} .

3.2.2 Propriétés estimées

La résistance en compression longitudinale a été estimée en comparant la résistance longitudinale en traction (X_t) avec la résistance longitudinale en compression (X_c) de 37 unidirectionnels carbone/époxy (voir Figure 3.8) dont les propriétés proviennent de la base de données ESAComp™. Ces 37 UD carbone/époxy ont été sélectionnés afin de correspondre le plus possible à notre matériau selon les critères suivants :

- UD carbone/époxy;
- $100 \text{ GPa} < E_{11} < 175 \text{ GPa}$;
- $X_t < 2 \text{ 500 MPa}$.

Pour les analyses par éléments finis (FEA) réalisées dans ce projet (optimisation et validation), la résistance en compression a été jugée comme propriété non critique. En effet, lorsque la diagonale du gousset triangulaire est sollicitée en compression (voir Tableau 5.1), le mode de rupture qui était anticipé était un flambage de la diagonale. Donc une estimation de cette valeur a été considérée acceptable.

La Figure 3.9 présente la répartition et la moyenne des ratios X_c/X_t des 37 unidirectionnels carbone/époxy. La médiane et la moyenne de ces ratios est de 0,67. La résistance en compression du stratifié infusé a été estimée selon l'équation suivante :

$$X_c = 0,67X_t \quad (3.12)$$

$$X_c = 0,67 * 1503 = 1007 \text{ GPa}$$

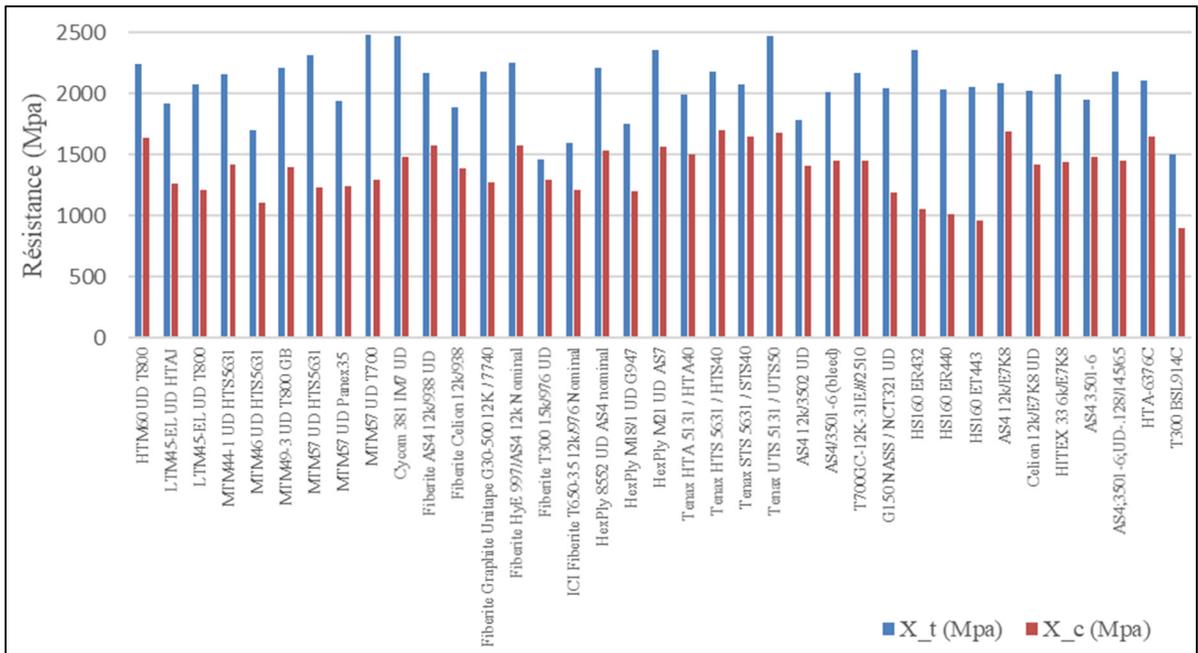


Figure 3.8 Comparaison entre X_t et X_c de 37 unidirectionnels carbone/époxy provenant de la base de données ESAComp™

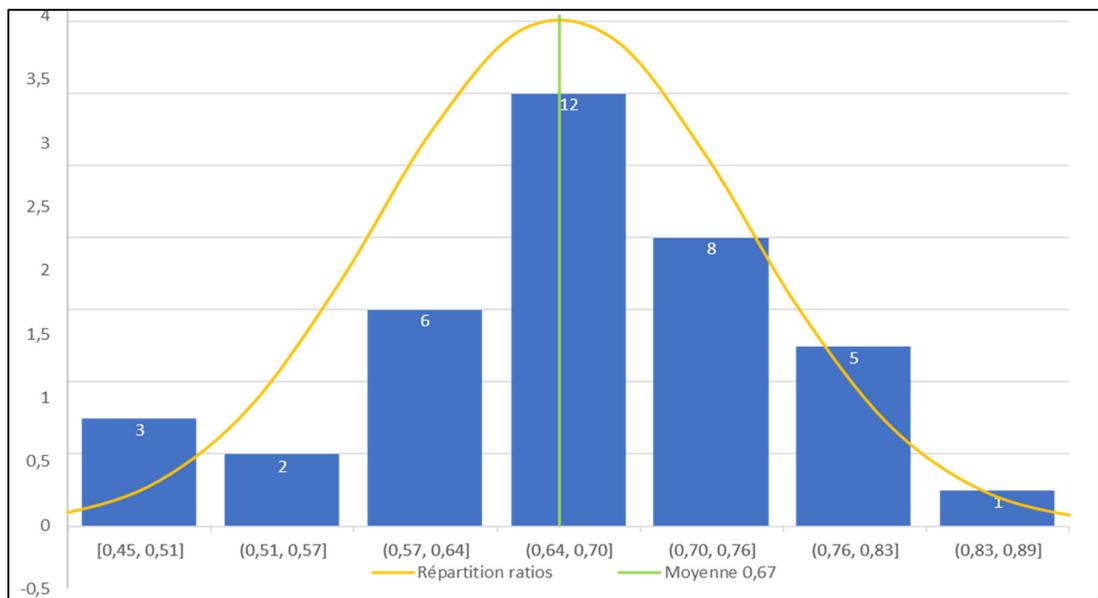


Figure 3.9 Ratio X_c/X_t de 37 unidirectionnels carbone/époxy provenant de la base de données ESAComp™

CHAPITRE 4

OPTIMISATION COMPOSITE

Ce chapitre présente et justifie la pièce ainsi que le cas de chargement d'optimisation. De plus, on y présente le modèle par éléments finis utilisé pour réaliser l'optimisation. Il fait aussi état de chacune des étapes de l'optimisation composite en 3 phases d'Altair®, en présentant les DRCO et les résultats, ainsi que les analyses par FEM du modèle.

4.1 Présentation du problème d'optimisation

4.1.1 Étude de cas

La pièce considérée dans cette étude d'optimisation (et dans ce projet) est un gousset d'assemblage (2D corner gusset) de 8 pouces de côté. Généralement utilisé pour lier, renforcer des structures de type treillis (Dima, 2015), il peut être aussi utilisé dans l'assemblage de structures aéronautiques (Figure 4.2).

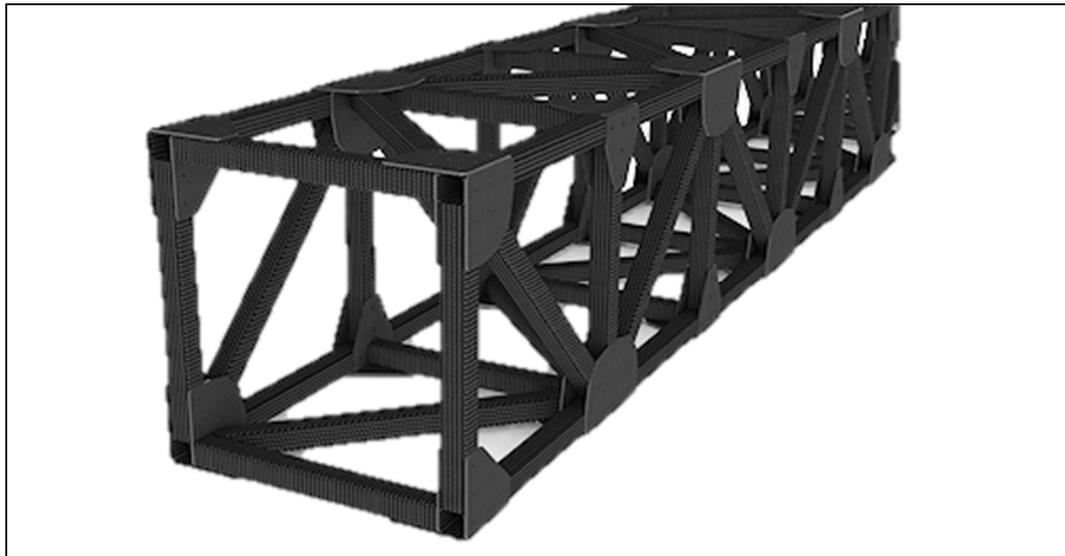


Figure 4.1 Exemple d'utilisation d'un gousset d'assemblage en composite
Tirée de DragonPlate (2011)

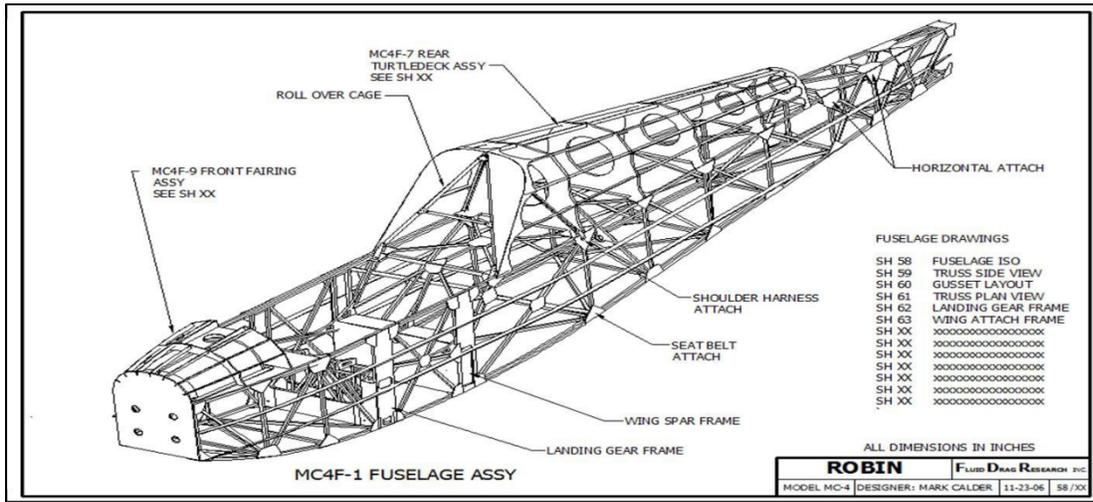


Figure 4.2 Exemple d'application de gousset d'assemblage dans un fuselage
Tirée de Calder (2011)

Cette pièce présente plusieurs avantages et intérêts pour notre projet :

- Cas de chargement intéressants avec multiples possibilités de sollicitation (matage, flambage, traction, etc.) ;
- Possibilité de mettre en application les cas de chargement envisagés et de les tester ;
- Pièce relativement simple géométriquement. On a donc une certaine facilité de réalisation de la pièce en composite (élimination de la variante de géométrie complexe dans l'infusion de la pièce) ;
- Potentiel d'optimisation intéressant : la pièce utilisée peut être des centaines de fois dans un assemblage structural de grande dimension, ainsi une petite perte de masse sur un seul gousset représente une grande perte de masse sur l'ensemble de la structure;
- Pièce courante (ce n'est pas une pièce unique, et c'est une pièce couramment utilisée).

Par ailleurs, il y a un réel intérêt au niveau de l'optimisation de cette pièce en utilisant des plis minces. Il y a en effet beaucoup plus de liberté de design car potentiellement plus de plis qu'avec d'autres matériaux pour une même épaisseur totale donnée, moins de contraintes avec les transitions progressives de plis (ply drop off), et finalement plus de perte de masse et une structure optimale pour un cas de chargement donné.

4.1.2 Cas de chargement envisagé :

Dans cette étude de cas, seuls des chargements dans le plan de la pièce seront considérés. Les cas de chargements hors plan ne seront pas pris en compte.

Deux cas sont ainsi identifiés : un chargement en traction et un chargement en compression, comme représentés à la Figure 4.3.

Le chargement en traction (en orange) solliciterait majoritairement le gousset en tension dans la diagonale, ainsi que dans les boulons. La rupture attendue pour ce cas-là est une rupture des trous boulonnés par matage.

Le chargement en compression (en rouge) solliciterait majoritairement le gousset en compression dans la diagonale, pouvant mener à un phénomène de flambage, qui est le type de rupture anticipé.

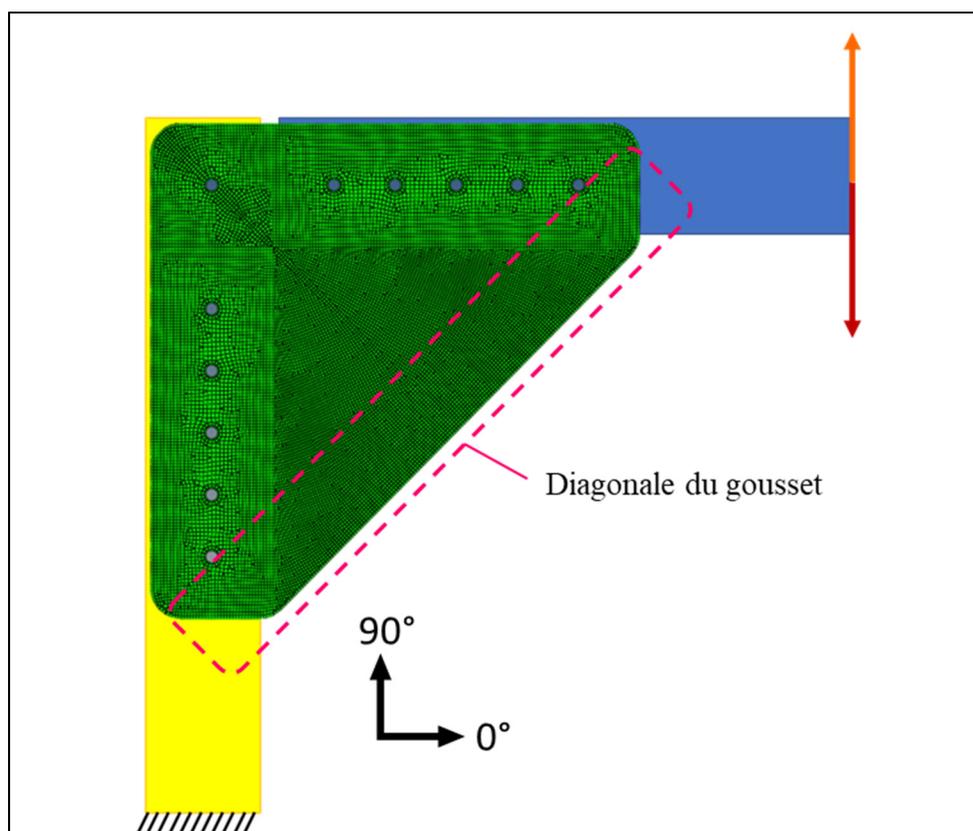


Figure 4.3 Représentation schématique des 2 cas de chargements envisagés

4.1.3 Requis d'optimisations et règles de conception (design guidelines)

Le gousset sera conçu de sorte à respecter les requis de conception et d'optimisation typiques en aéronautique décrits ci-dessous.

Tout d'abord, la séquence d'empilement et les orientations finales dépendent entièrement du modèle initial, c'est-à-dire que seules les orientations sélectionnées seront présentes dans le stratifié final. Dans l'étude, seules 4 orientations principales, à savoir 0° , 90° et $\pm 45^\circ$, ont été sélectionnées, correspondant aux orientations requises dans la construction aéronautique. Chacune de ces orientations doit être présente minimalement à 10% du stratifié total et maximalement à 60%.

Deuxièmement, la séquence d'empilement est nécessairement symétrique, et pour « n » plis d'orientation « θ », il devrait y avoir le même nombre de plis d'orientation « $-\theta$ ». Dans notre cas, la charge appliquée se transfère majoritairement dans la diagonale du gousset, il faut autant de plis 0° qu'à 90° , qui correspondent en réalité au $\pm 45^\circ$ par rapport à la charge redistribuée dans la diagonale.

Si la séquence d'empilement le permet, il est commun de placer des plis sacrificiels en surface de la pièce, orientés à $\pm 45^\circ$ du chargement (ou de la charge redistribuée), soit des plis à 0° ou à 90° dans le repère du gousset. Par ailleurs, il faut éviter d'avoir une succession de plis de même orientation.

Des règles de transition progressive de plis (ply drop-off) devront aussi être respectées :

- Tous les 3 plis non complets, il doit y avoir un pli les recouvrant totalement, que cela soit un pli complet ou non ;
- La pente liée à une transition progressive de plis (ply drop-off) doit être inférieure à 5% dans l'axe du chargement et à 10% dans l'axe perpendiculaire au chargement.

4.2 Optimisation

Cette partie est décomposée en 4 étapes : une première phase de modélisation par éléments finis, permettant de réaliser les 3 phases suivantes d'optimisation. Pour chaque phase d'optimisation les DRCO (Design variable, Response, Constraints, Objective), permettant la mise en place de chaque étape d'optimisation, seront présentées et justifiées. Les résultats d'optimisation seront ensuite exposés.

4.2.1 Phase 0 : mise en place du modèle

La première étape de l'optimisation est la définition du cas à analyser. Il s'agit ici de définir la géométrie de la pièce, son type de matériau et son empilement, ainsi que l'application des cas de chargements.

4.2.1.1 Géométrie et maillage de la pièce

La géométrie créée est une pièce 2D, représentant seulement une moitié de gousset, avec des lignes de géométrie pour permettre un maillage plus adapté par la suite, notamment autour des trous, comme le montre la Figure 4.4.

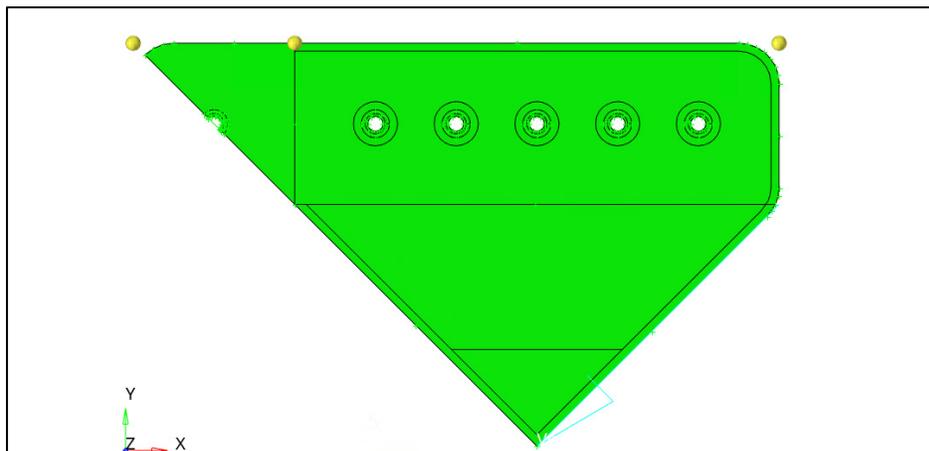


Figure 4.4 Géométrie créée pour la modélisation d'optimisation du gousset

Le maillage est réalisé sur chaque sous surfaces créées par la géométrie. C'est un maillage 2D, avec des éléments (SHELL) quad et tria, de taille 2,54 mm (0.1po). Cette taille de maillage a été choisie de façon à être proportionnelle à l'épaisseur du gousset envisagée. En effet, le choix de la taille des éléments d'un maillage 2D par rapport à l'épaisseur (taille hors plan) est important dans notre cas pour avoir des résultats cohérents : il faut que le maillage soit assez fin, pour avoir un résultat d'optimisation assez détaillé, assez « précis », mais il ne faut pas qu'il le soit trop, car cela pourrait engendrer un temps de calcul inutilement long.

La Figure 4.5 montre le gousset maillé sous Altair, avec en jaune le plan de symétrie du maillage. Par ailleurs, le maillage est plus raffiné et construit de façon circulaire au niveau des trous boulonnés pour avoir un meilleur calcul des contraintes (souvent plus importantes autour de trous).

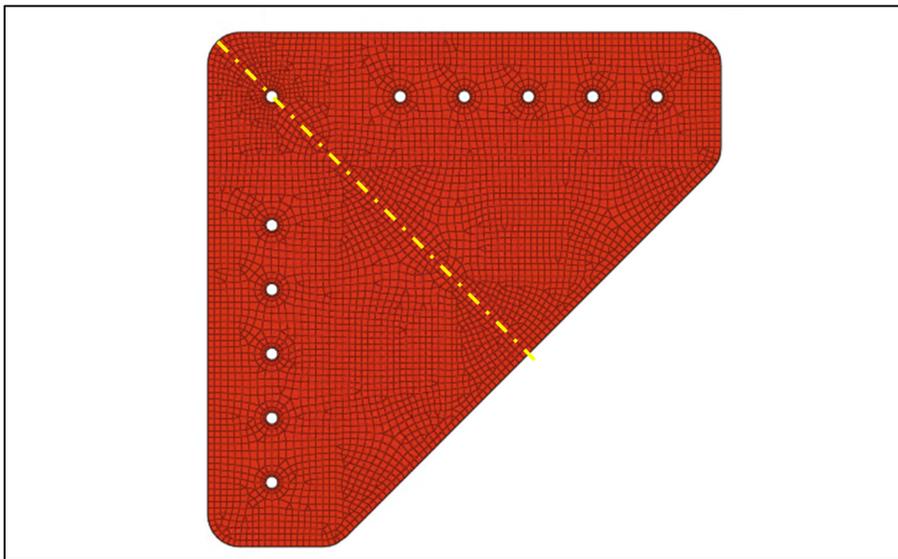


Figure 4.5 Modèle de gousset maillé avec plan de symétrie (en jaune)

Après avoir maillé, un contrôle des éléments « element cleanup » est réalisé. On vérifie aussi qu'il n'y a pas de bords libres à l'intérieur de la pièce. Il est aussi nécessaire de vérifier l'orientation de la normale des éléments qui permettra par la suite de s'assurer que l'orientation de chaque pli est correcte pour chaque élément.

4.2.1.2 Matériau, propriété et laminé

Le matériau associé à la pièce est un matériau orthotrope, issu de la caractérisation du chapitre 3 (voir Tableau 3.3 et Tableau 3.4).

Pour l'optimisation composite, on crée la propriété PCOMPP, qui permet d'abord d'associer le matériau, et de faire de l'optimisation composite non pas par zone, mais par plis (contrairement à la propriété PCOMPG).

Lorsque cette propriété est créée, il faut définir comment le stratifié sera construit : soit à partir du plan des éléments dans une seule direction ($Z0 \rightarrow$ TOP ou BOTTOM), soit à partir du plan des éléments comme plan de symétrie ($Z0 \rightarrow$ REAL et $Z0 = -0.5 * l'$ épaisseur du laminé). On choisit l'option $Z0 \rightarrow$ REAL et $Z0 = -0.5 * l'$ épaisseur du laminé: c'est-à-dire que le plan des éléments SHELL est celui au centre du (futur) laminé. Cette modélisation pour l'optimisation est idéale, et ne représente pas parfaitement le problème réel.

La configuration de la propriété permet aussi de déterminer quel type de calcul de théorie des stratifiés est appliquée. On choisit TSAI pour le critère de rupture de Tsai Wu, prenant en compte la différence de résistance ultime transversale et longitudinale selon que cela soit en compression ou en traction (ce que ne permet pas l'option de calcul par Tsai Hill).

Le laminé initial se compose de 8 plis : $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_s$. Après avoir créé le matériau et la propriété PCOMPP ainsi que les différents plis présents dans le laminé, on crée ce laminé via le module Hyperlaminat comme le montre la Figure 4.6.

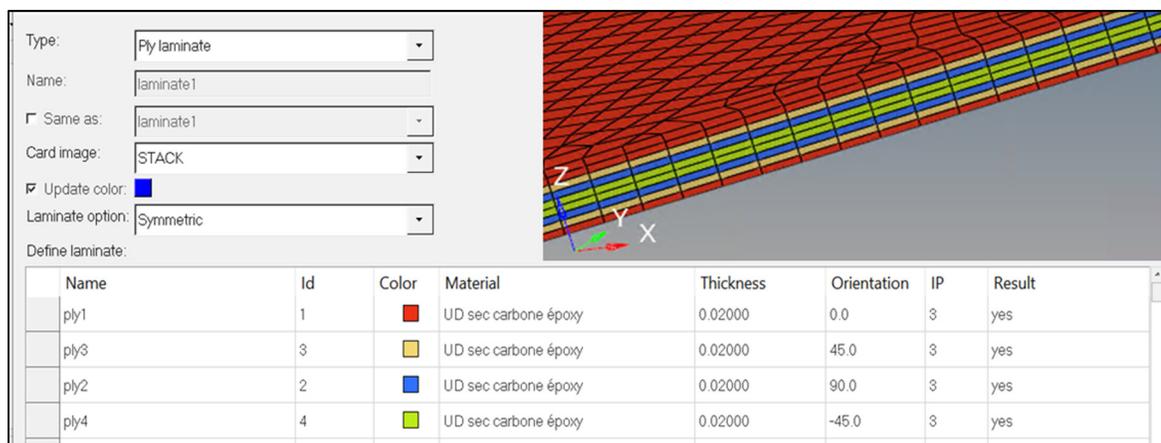


Figure 4.6 Création du laminé initial

4.2.1.3 Application des cas de chargements

Les deux chargements (traction en vert et compression en bleu sur la Figure 4.7) seront transmis au gousset par des boulons modélisés par des éléments RBE2, eux-mêmes reliés à deux poutres, créées à l'aide d'éléments bar. Les chargements sont appliqués en bout de poutre horizontale, et la poutre verticale est fixée à sa base, comme montré sur la Figure 4.7.

L'objectif des poutres est de transmettre entièrement les chargements aux boulons et aux trous du gousset. Elles sont donc créées (voir Figure 4.8) de sorte à ce qu'il n'y ait pas de déformation dans celles-ci, mais uniquement dans le composite. Autrement dit, elles sont surdimensionnées.

Les boulons sont représentés par des éléments RBE2 reliant les nœuds des trous à leur centre respectif comme le montre la Figure 4.8. Il a été observé durant la validation du FEM (voir section 5.2) que l'utilisation d'éléments RBE3 génèrent un FEM plus précis. Les éléments RBE2 confèrent au trou une rigidité infinie, transférant la charge de façon identique sur chacun des nœuds sélectionnés. À l'opposé, les éléments RBE3 transfèrent la charge aux nœuds sélectionnés de façon proportionnelle à la distance entre le nœud d'application et les nœuds indépendants. Toutefois dans un contexte d'optimisation, l'utilisation des éléments RBE2 a été jugée acceptable.

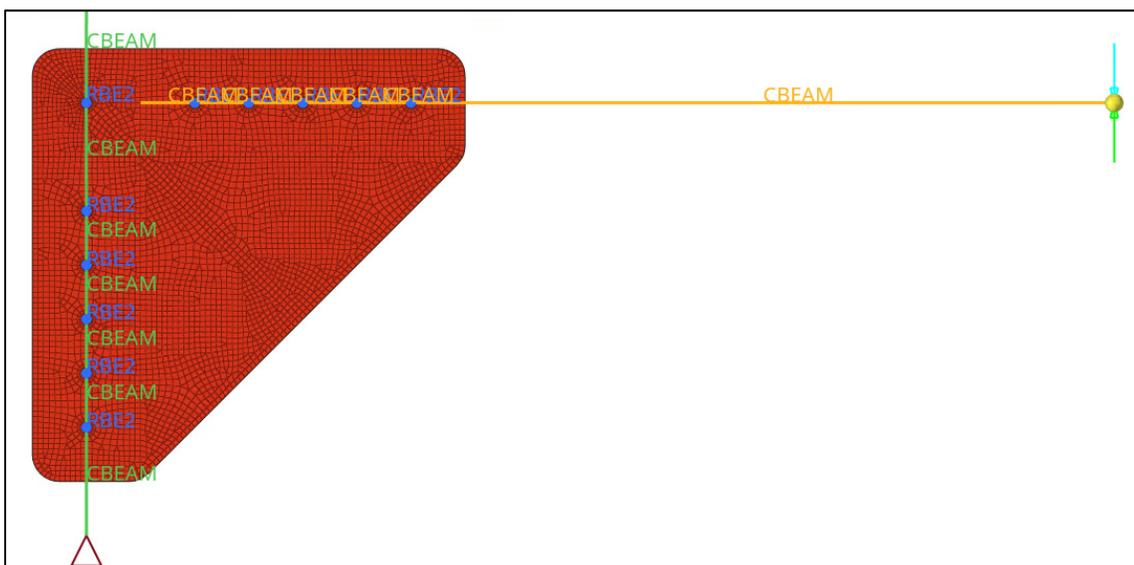


Figure 4.7 Modélisation du problème

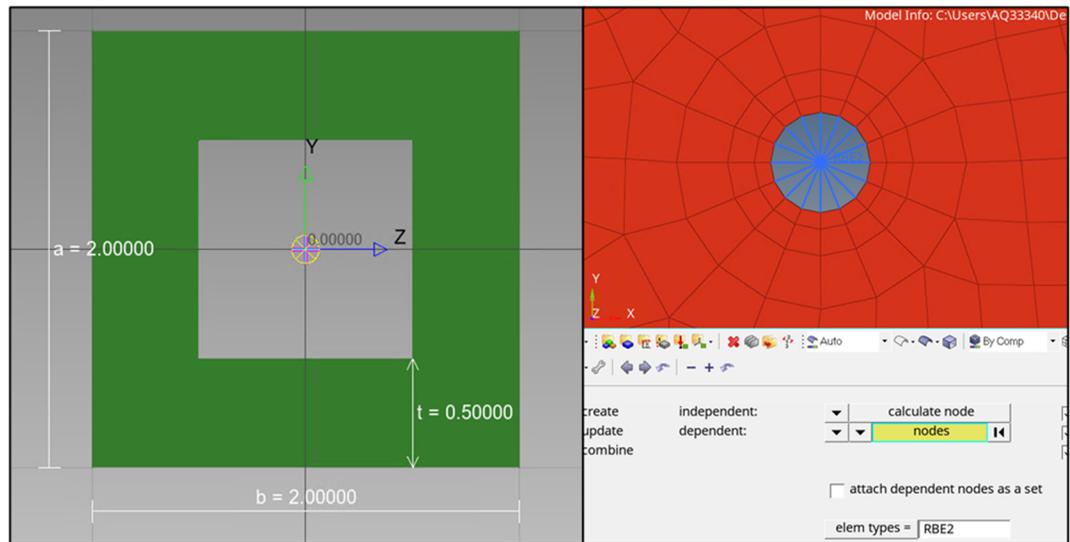


Figure 4.8 Définition de la section surdimensionnée des poutres sur Hyperbeam® et création des RBE2 pour modéliser les boulons

4.2.1.4 Précision sur le calcul de flambage et interprétation des résultats

Une évaluation du flambage est nécessaire pour le cas de chargement en compression, car on s'attend à ce que le gousset flambe au niveau de sa diagonale. Or, le non flambage est une condition de conception importante. Sous Optistruct®, ce calcul peut être plus ou moins influencé par la configuration de la propriété PCOMPP. Pour rappel de la section 4.2.1.2, deux options de construction du laminé sont possibles :

- Soit à partir du plan des éléments dans une seule direction ($Z0 \rightarrow$ TOP ou BOTTOM);
- Soit à partir du plan des éléments comme plan de symétrie ($Z0 \rightarrow$ REAL et $Z0 = -0.5 * l$ l'épaisseur du laminé).

La deuxième option ne représente pas parfaitement la pièce construite, car celle-ci sera infusée depuis un moule, donc de façon similaire à la construction $Z0 \rightarrow$ BOTTOM. Cependant, dans le cas de notre étude, en prenant l'option $Z0=0$, le calcul de flambage sera faussé car le couplage membrane-flexion ne seront pas pris en compte dans le calcul : « For composites with offset ($Z0 \neq 0.5 * Thickness$), the buckling results will not be correct. This is because the membrane-bending coupling resulting from composite offset is not included in the differential stiffness matrix » (Altair, 2020c).

Par ailleurs, Altair® précise dans sa documentation qu'il est possible d'effectuer un décalage des éléments SHELL, sans avoir à modifier le Z0, ce serait une option préférable pour une analyse en flambage. Cependant, l'interprétation des résultats doit être nuancée. Sans « offset », avec une structure idéale et un plan de symétrie central, le flambage se déclenche subitement, et on a une valeur de force appliquée critique. À l'opposé, s'il y a un décalage, la structure se déforme beaucoup plus tôt et de façon graduelle, et peut briser par déformation à une charge inférieure à la charge limite de flambage (Figure 4.9).

Dans notre optimisation, la contrainte sur le flambage sera couplée à une contrainte en déformation ($\epsilon_{\max}=0,005$). La deuxième solution de modélisation du laminé ($Z0 \rightarrow \text{REAL}$ et $Z0 = -0.5 * l$ 'épaisseur du laminé) paraît donc comme la modélisation idéale, et la plus simplifiée, et sera celle utilisée pour la modélisation du problème.

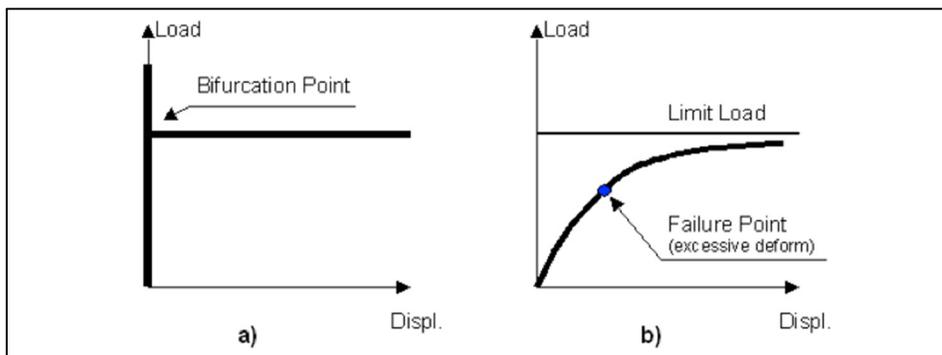


Figure 4.9 Comportement au flambage (Force vs déplacement transversal) pour une pièce sans décalage (a) et avec décalage (b)
Tirée de Altair (2020b)

4.2.2 Phase 1 : design initial → composite free size optimization

4.2.2.1 DRCO Phase1

La variable de design est la variable sur laquelle va se porter l'optimisation dite « Free size ». Dans notre cas, la variable de design « THICKNESS » est définie lors de la première phase et reste la même pour les prochaines phases. Pour cette première phase, c'est l'épaisseur totale du laminé, qui peut être modifiée au travers de la modification de l'épaisseur de chacun des plis définis dans la phase 0, donc de chacune des orientations. Lorsque la variable de design est ainsi créée pour cette phase, de nombreux paramètres sont remplis. Des contraintes de fabrication sont définies, permettant de définir le domaine d'optimisation de l'épaisseur totale du laminé :

- Épaisseur minimum et maximum du laminé définie par l'inéquation (4.1)

$$0.02" \leq THICKNESS \leq 0.2" \quad (4.1)$$

- Épaisseur de pli manufacturé (épaisseur réelle de la fibre utilisée), CPT = 0.0036 "

Par ailleurs, des contraintes de design propres aux requis de construction en aéronautique sont aussi définies à cette étape :

- Une zone de symétrie est définie afin d'avoir une pièce et des formes de plis complètement symétriques par rapport au plan défini en jaune à la Figure 4.5;
- Une balance entre plis à 90° et 0° est établie comme requis en aéronautique (voir section 4.1.3);
- Une pente maximum de 20% est imposée pour les transitions de plis (ply drop off);
- Un pourcentage minimum et maximum de chaque orientation (0°, 90°, ±45°) est aussi appliqué à hauteur de 10% et 60% respectivement.

Avant de définir les contraintes et l'objectif de la phase, il faut d'abord identifier les réponses mesurables. Celles-ci sont :

- La fraction de volume, ou plutôt la réduction de volume de la pièce, définie comme le rapport du nouveau volume optimisé sur le volume initial;

- La souplesse (compliance);
- Le facteur de flambage ou buckling factor λ , qui correspond en réalité à la valeur propre du plus petit mode de flambage. On permet de calculer les valeurs propres des 5 premiers modes. Aucune force n'est définie à ce moment, c'est dans la définition de la contrainte qu'elle sera prise en compte;
- Les Composite strain, c'est-à-dire les déformations du laminé.

Les contraintes de cette première phase sont les suivantes :

- Le facteur de flambage doit être supérieur à 1, car cette valeur propre agit comme un facteur de sécurité. Si $\lambda > 1$, il faut une force $F = \lambda * F_{appliquée}$, donc une force supérieure à celle de la modélisation pour provoquer le premier mode de flambage.
- La fraction de volume doit être inférieure à 0,3, c'est-à-dire que la réduction de volume doit être telle que le nouveau volume de la pièce représente 30% du volume initial uniquement.
- Le domaine acceptable des déformations (Composite strain) est délimité selon l'inéquation (4.2).

$$-0,005 \leq \text{déformations} \leq 0,005 \quad (4.2)$$

Ce sont des valeurs de déformations maximales typiques (Baker, 2004). Cette contrainte est nécessaire pour venir compléter le critère de non flambage comme expliqué à la section 4.2.1.4. Par ailleurs, les éléments autour des trous des boulons seront exclus de la sélection comme montré à la Figure 4.10, pour éviter d'avoir des résultats faussés (on s'attend à ce que les éléments RBE2 induisent une déformation calculée beaucoup plus importante qu'en réalité). L'objectif (qui est toujours unique) dans cette première phase est de minimiser la souplesse du gousset (ou maximiser la rigidité). En choisissant un tel problème on s'assure d'arriver à converger vers une solution. La contrainte sur la fraction de volume permet en réalité d'accéder à l'optimisation de forme des plis de la première phase. Cette contrainte est très importante, si elle n'est pas assez forte, on n'obtient pas la forme optimale des plis pour la seconde phase, cependant elle n'est pas un requis de conception, c'est pourquoi dans les phases suivantes, elle est transformée en un objectif : celui de minimiser le volume total de la pièce.

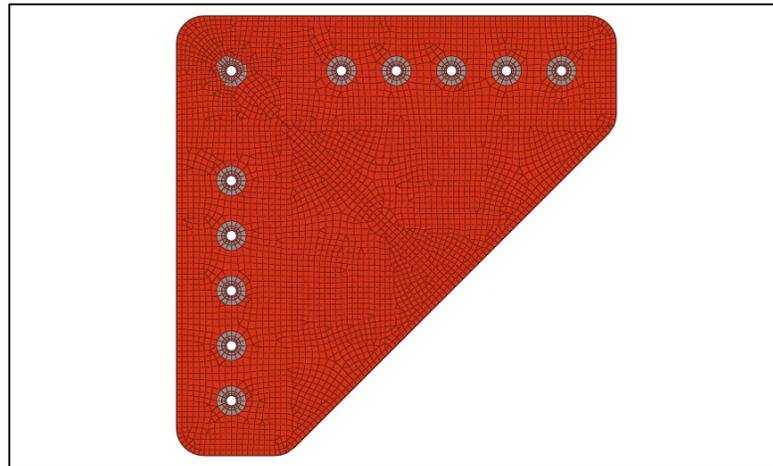


Figure 4.10 Désélection des éléments autour des trous pour le calcul des déformations

4.2.2.2 Résultats et analyse de la phase 1

Les résultats bruts donnent un pli à épaisseur variable pour chacune des orientations initiales (voir Figure 4.11). On observe ainsi que la diagonale du gousset est une de région sollicitée, et donc la plus épaisse, la plus renforcée, dans toutes les orientations de fibres possibles.

On peut aussi vérifier les résultats du fichier OUT, qui permet tout d'abord de vérifier que l'optimisation a convergé et que le résultat est réalisable comme le montre la Figure 4.12. On peut observer d'après ces résultats que l'optimisation est vraiment à la limite, voire même légèrement en dehors des contraintes imposées. En effet, la valeur propre du premier mode de flambage $\lambda_1=0,994$ est inférieur à 1, alors que la contrainte sur le facteur de flambage requérait $\lambda_1>1$. Elle est cependant suffisamment proche pour être acceptable pour l'optimisation : 0,6% d'écart comme le montrent les pourcentages et le « A » de Acceptable sur la Figure 4.13. On peut conclure de même pour la fraction de volume. Par ailleurs, on peut noter que la contrainte sur les déformations n'apparaît pas car ce n'est pas la contrainte dominante ni la plus limitante sur le design et l'optimisation.

Le fait d'être vraiment à la limite de l'optimisation n'est pas inquiétant. En effet, cette première phase a vraiment permis d'identifier les formes de plis nécessaires, lors de la deuxième phase, la construction du nombre de plis par forme va permettre de remplir entièrement les contraintes de conception et l'objectif.

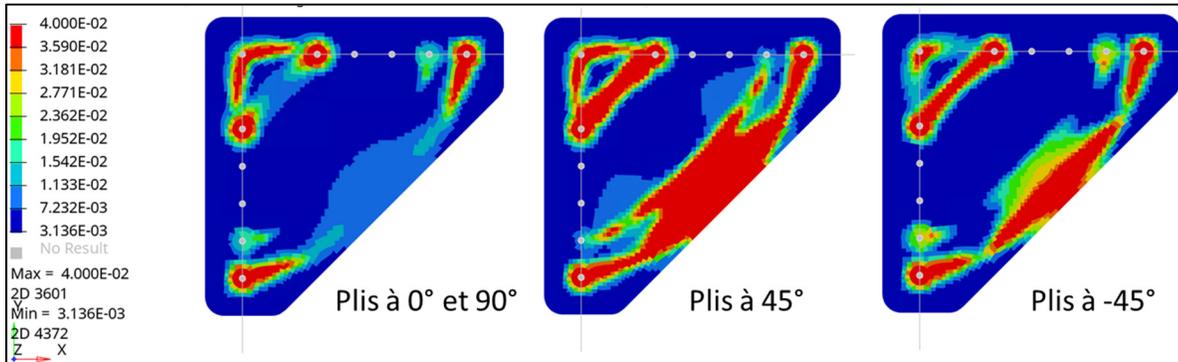


Figure 4.11 Résultats de la Phase1: épaisseur de chaque orientation (Dans l'ordre : 0° et 90°, 45°, -45°) (note : l'échelle est en pouces)

```

ITERATION 73
the 2nd satisfied convergence ratio = 1.0805E-04

Objective Function (Minimize COMPL) = 1.51621E+00 % change = -0.01
Maximum Constraint Violation % = 0.62840E+00
Design Volume Fraction = 3.01885E-01 Mass = 1.16832E-01

Subcase Compliance Epsilon
1 1.516209E+00 3.792983E-13

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

Subcase Mode Buckling Eigenvalue
2 1 9.940549E-01
2 2 1.433282E+00
    
```

Figure 4.12 Extrait du fichier OUT de fin de phase 1

Response User-ID	Type	Response Label	Subcase Grid/ /RANDPS Element/ /Model MID/PID/ +Frqncy Mode No. /Times	DOF/ Comp /Reg	Response Value	Objective Reference/ Constraint Bound	Viol. %
1	COMPL	COMPL TAN	1	-- TOT1	1.516E+00	MTN	
3	BUCK	BUCKLING	2	1 --	9.941E-01	> 1.000E+00	0.6 A
3	BUCK	BUCKLING	2	2 --	1.433E+00	> 1.000E+00	0.0
2	VOLFR	VOLFRAC	--	COMB MAT8	3.019E-01	< 3.000E-01	0.6 A

Figure 4.13 Réponses retenues pour la phase 1 d'optimisation

4.2.3 Phase 2 : free size optimization → size optimization

Pour la préparation de la phase 2, il faut tout d'abord importer les résultats de la phase 1. Comme le choix de nombre de plis par paquet (ply bundle) était de 4, on a 4 nouveaux plis pour chaque orientation, avec chacun une forme et une épaisseur définie.

Les plis sont numérotés de la façon décrite à la Figure 4.14.

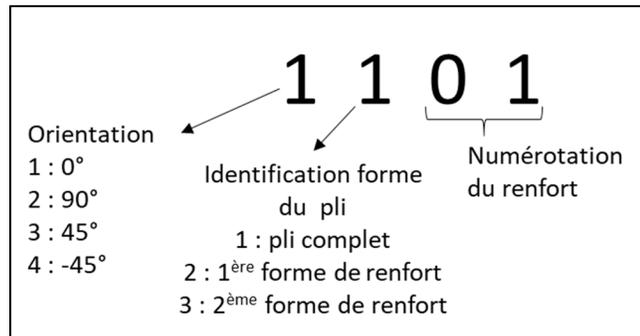


Figure 4.14 Système de numérotation des plis

4.2.3.1 Mise en place de la phase2

Avant même de pouvoir définir des DRCO de la phase 2, il s'agit de faire un prétraitement de ces résultats :

- Une première vérification permet de passer au travers des formes de plis proposées. Si les formes sont trop “exotiques” ou plutôt trop petites pour être conservées (forme d'ordre de grandeur < 1 po) comme l'exemple de la Figure 4.15, on supprime le pli, ainsi que la variable de design associée.
- Après avoir éliminé certains plis aberrants, il faut maintenant donner une forme plus simple à ces plis. Des exemples d'interprétation de la forme de ces plis sont donnés dans le Tableau 4.1. L'ANNEXE III fait l'état exhaustif des plis proposés par l'optimisation en sortie de première phase, et leur interprétation pour la deuxième phase.

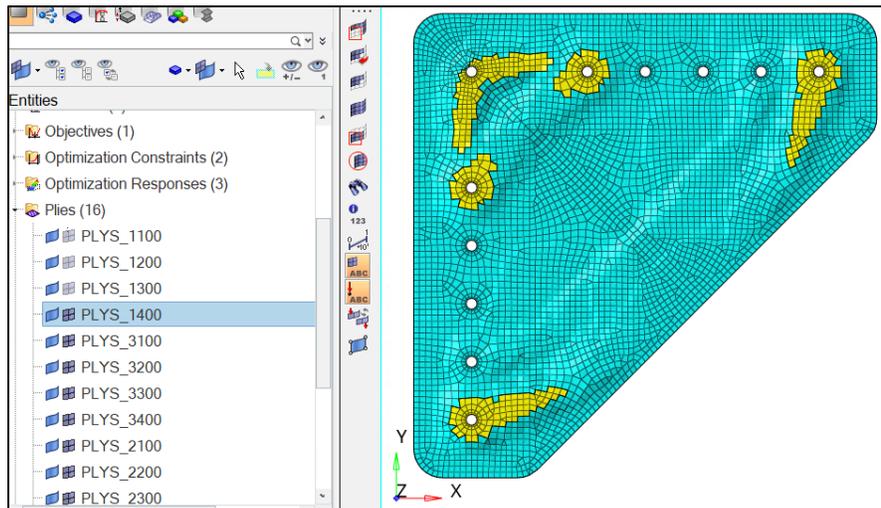
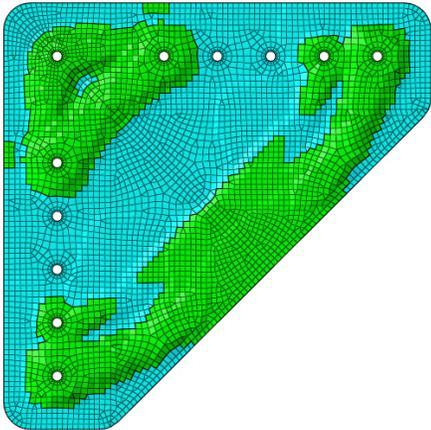
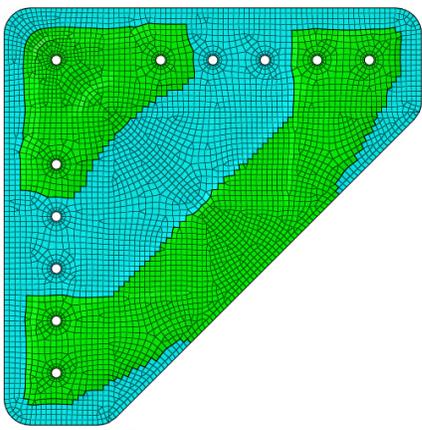
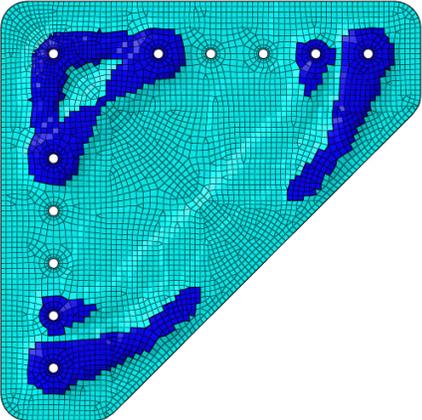
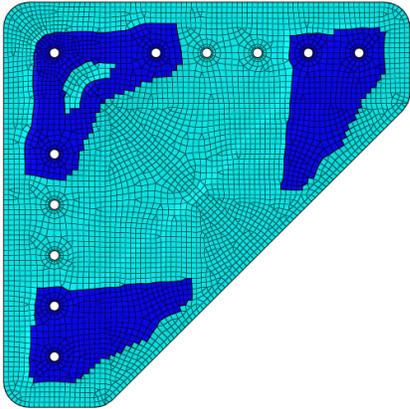


Figure 4.15 Exemple de pli trop "petit", non réalisable

Tableau 4.1 Exemple d'interprétation et de simplification de plis

	Plis initiaux	Plis « transformés »
Plis 1200 et 2200		
Plis 1300 et 2300		

4.2.3.2 DRCO Phase 2

La variable de design définie en première phase d'optimisation, à savoir « THICKNESS » reste identique dans cette deuxième phase. Ce qui permet de conserver tous les paramètres et contraintes de fabrication et de requis aéronautiques.

De plus, pour chaque pli créé de la première phase (4 par pli originel), une variable de design est aussi créée, il s'agit de l'épaisseur de chaque pli. Une valeur initiale, une valeur inférieure et supérieure sont données par le logiciel pour chacune de ces variables et on peut ainsi redéfinir le domaine de définition de l'épaisseur de ces plis. Afin d'obtenir un résultat d'optimisation avec des plis d'épaisseur manufacturable, il est d'usage de remplacer la valeur maximale par une valeur supérieure à celle initiale correspondant à une épaisseur manufacturable de plis ($x \cdot \text{épaisseur pli} = x \cdot 0.0036 \text{ po}$). C'est ce qui va permettre dans l'optimisation, de définir combien de plis d'une telle forme sont nécessaires.

Les réponses mesurables sont :

- Le facteur de flambage (voir 4.2.2.1)
- Le volume total de la pièce composite
- Les Composite strain, c'est-à-dire les déformations

Ces réponses vont permettre de définir les contraintes d'optimisation ainsi que l'objectif de cette deuxième phase.

La contrainte sur le facteur de flambage reste identique à la phase 1, c'est-à-dire qu'il doit être supérieur à 1.

De même, la contrainte sur les déformations reste identique à la phase 1.

L'objectif de cette deuxième phase diffère de la première, il s'agit ici de minimiser le volume. Si la première phase était très contraignante vis-à-vis de la réduction de volume, permettant ainsi d'identifier les formes de plis vraiment utiles à la rigidité de la pièce, il s'agit dans cette deuxième phase de construire un stratifié avec les formes de plis identifiées, respectant cette fois-ci des contraintes purement mécaniques (et correspondant à des contraintes sur les types de rupture attendus), et de minimiser le volume. Il est donc possible que le volume proposé en fin de cette deuxième phase d'optimisation soit plus important qu'en sortie de 1^{ère} phase.

4.2.3.3 Résultats de la phase 2

Comme lors de la première phase, on peut observer l'épaisseur variable de chacune des orientations. Cette fois-ci la variation est beaucoup plus nette (voir Figure 4.16): en effet, les formes correspondent directement à la forme des plis donnée en préparation de phase 2.

Le fichier OUT nous donne aussi des informations sur la convergence et la réalisation de la forme : l'optimisation a convergé (beaucoup plus facilement et rapidement qu'à la première phase), et le design est réalisable (voir Figure 4.17). Cette fois ci toutes les conditions limites et les contraintes et objectifs sont respectés (pas de « Acceptable » nécessaire) (voir Figure 4.18).

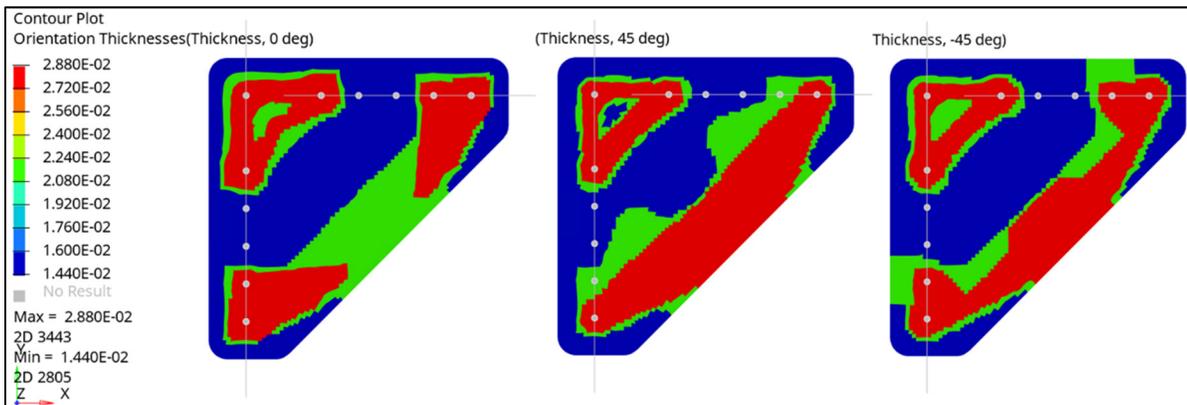


Figure 4.16 Résultats phase 2 : épaisseur par orientation (dans l'ordre : 0° et 90°, 45°, -45°)

```

ITERATION 5
Soft convergence criterion satisfied;
the design did not change during the last iteration.

Objective Function (Minimize VOLUM) = 3.77662E+00 % change = 0.00
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Volume = 8.77766E+01 Mass = 1.98650E-01

Subcase Compliance Epsilon
1 1.204879E+00 1.009898E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

Subcase Mode Buckling Eigenvalue
2 1 1.335964E+00

```

Figure 4.17 Extrait du fichier OUT de phase 2

RETAINED RESPONSES TABLE							
Response Type User-ID	Response Label	Subcase /RANDPS /Model	Grid/ Element/ MID/PID/ +Frqncy Mode No. /Times	DOF/ Comp /Reg	Response Value	Objective Reference/ Constraint Bound	Viol. %
4	VOLUM VOLUME	--	COMB	MAT8	3.777E+00	MIN	
3	BUCK BUCKLING	2	1	--	1.336E+00	> 1.000E+00	0.0

Figure 4.18 Extrait du fichier OUT phase 2, respect de la contrainte de flambage

4.2.4 Phase 3 : size optimization → stacking sequence : final design

Cette phase est particulière dans le sens où elle est faite à la main, et pas à l'aide du logiciel. De la phase 2 on obtient un laminé sans optimisation de la séquence d'empilement, mais avec le nombre de plis final ainsi que des formes manufacturables et une épaisseur de plis correspondant à l'épaisseur du matériau utilisé. Le laminé final aura donc au maximum de son épaisseur 32 plis.

Pour cette phase il s'agit donc d'optimiser la séquence d'empilement qui est pour l'instant sous la forme $[0^{\circ}_4/45^{\circ}_4/90^{\circ}_4/-45^{\circ}_4]_s$ selon les requis de construction (design guidelines) généraux décrits dans la section 4.1.3.

4.2.4.1 Résultats

De façon générale, la forme géométrique d'un pli complet englobe le premier renfort local, dont la forme englobe elle-même le deuxième renfort local et ce pour quelconque orientation. Le Tableau 4.2 schématise ainsi la séquence d'empilement des plis « non optimisée ». Le Tableau 4.3, lui, présente la séquence d'empilement optimisée (toujours de façon schématique). On distingue dans la version optimisée une alternance de plis d'orientation différente, tel que recommandé dans les recommandations de conception des stratifiés (voir section 4.1.3). La Figure 4.19 permet de distinguer les variations d'empilements pour différentes coupes.

Tableau 4.2 Schématisation de la séquence d'empilement non optimisée (moitié de symétrie)

Ply Name	Orientation	Représentation des plis
PLYS 1101	0	
PLYS 1102	0	
PLYS 1201	0	
PLYS 1301	0	
PLYS 3101	45	
PLYS 3102	45	
PLYS 3201	45	
PLYS 3301	45	
PLYS 2101	90	
PLYS 2102	90	
PLYS 2201	90	
PLYS 2301	90	
PLYS 4101	-45	
PLYS 4102	-45	
PLYS 4201	-45	
PLYS 4301	-45	

Tableau 4.3 Schématisation de la séquence d'empilement optimisée (moitié de symétrie)

#	Orientation	ID	Représentation des plis
1	0	1101	
2	45	3101	
3	90	2201	
4	-45	4101	
5	0	1201	
6	45	3301	
7	90	2101	
8	-45	4301	
9	0	1102	
10	45	3201	
11	90	2102	
12	-45	4201	
13	0	1301	
14	45	3102	
15	90	2301	
16	-45	4102	

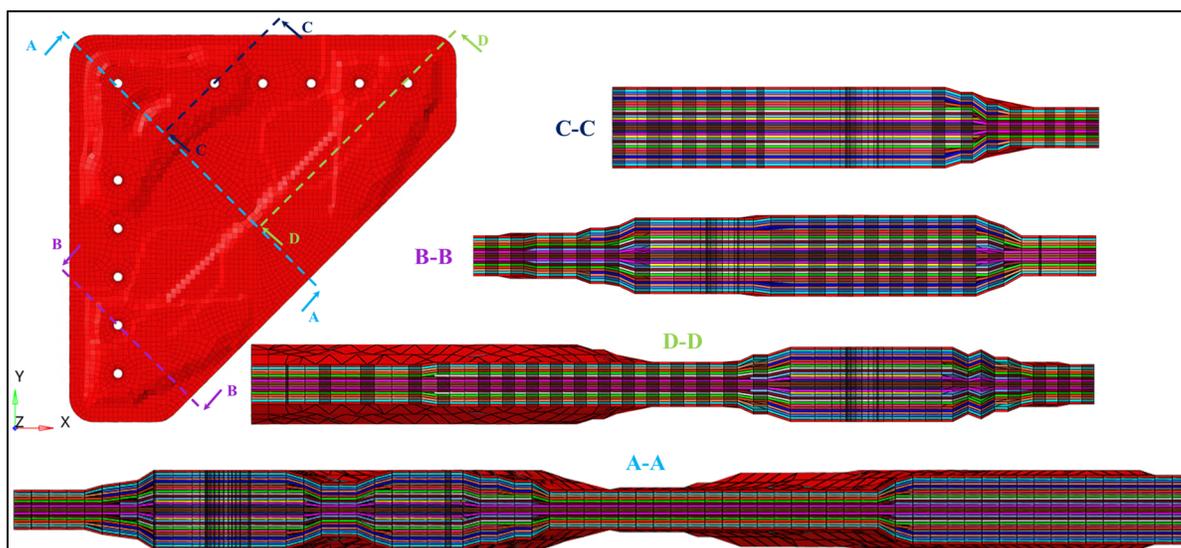


Figure 4.19 Aperçu du gousset et de la séquence d'empilement selon différentes coupes et vues

(Note : les plis apparaissent 4 fois plus épais qu'à la normale par soucis de représentation)

4.3 Résultats d'optimisation et vérification

Après avoir optimisé cette dernière séquence d'empilement, il s'agit de réaliser une dernière analyse, afin de vérifier que toutes les contraintes et les objectifs sont atteints :

On vérifie qu'avec la nouvelle séquence d'empilement la valeur propre du plus petit mode de flambage est bien supérieure à 1 (voir Figure 4.20).

On note par ailleurs que le volume n'a pas changé depuis la dernière optimisation, ce qui est logique, seule la séquence d'empilement est modifiée.

Avec le fichier Hyperview on peut visualiser les déformations principales (voir Figure 4.21) : les déformations sont toutes inférieures à 0,005, on vérifie donc cette contrainte aussi. En plus de la contrainte sur les déformations, on peut observer l'indice de rupture calculé avec la théorie de Tsai-Wu, afin d'identifier si une rupture est possible ou non lors de nos chargements : si l'indice est supérieur à 1, alors il y a une rupture de plis, si non, les plis ont conservé leur intégrité.

La Figure 4.22 montre que l'indice de rupture est inférieur à 1, le gousset conserve donc tous ses plis intacts lors du chargement en compression.

Cette analyse finale permet donc de vérifier que le gousset optimisé final répond bien aux cas de chargements définis, et respecte toutes les contraintes imposées.

Le Tableau 4.4 permet de constater l'effet de l'optimisation sur la masse totale du gousset ainsi que sur l'évolution de la réponse en flambage (par la valeur propre). Le modèle identifié comme Phase#0 est un gousset non optimisé, QI de 32 plis du même matériau que les phases 1, 2 et 3. Ce gousset respecte le critère de déformation décrit dans la section d'optimisation 4.2.2.1, de même il respecte le critère de non flambage. Par ailleurs, ce gousset est construit avec le même nombre de plis maximum que le gousset optimisé, on devrait donc retrouver la même résistance aux joints boulonnés que le gousset optimisé. Entre le modèle #0 et la phase finale on a une perte de masse de l'ordre de 30%, tout en respectant toujours la condition de non flambage.

Volume		=	8.77478E+01
Subcase	Compliance	Epsilon	
1	1.222965E+00	5.475927E-13	
3	0.000000E+00	0.000000E+00	
Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.			
Subcase	Mode	Buckling Eigenvalue	
2	1	1.236242E+00	
2	2	2.983743E+00	
2	3	5.324409E+00	
2	4	8.579322E+00	
2	5	1.167514E+01	

Figure 4.20 Résultats (fichier OUT) de l'analyse de fin de phase 3 avec calcul des valeurs propres de flambage

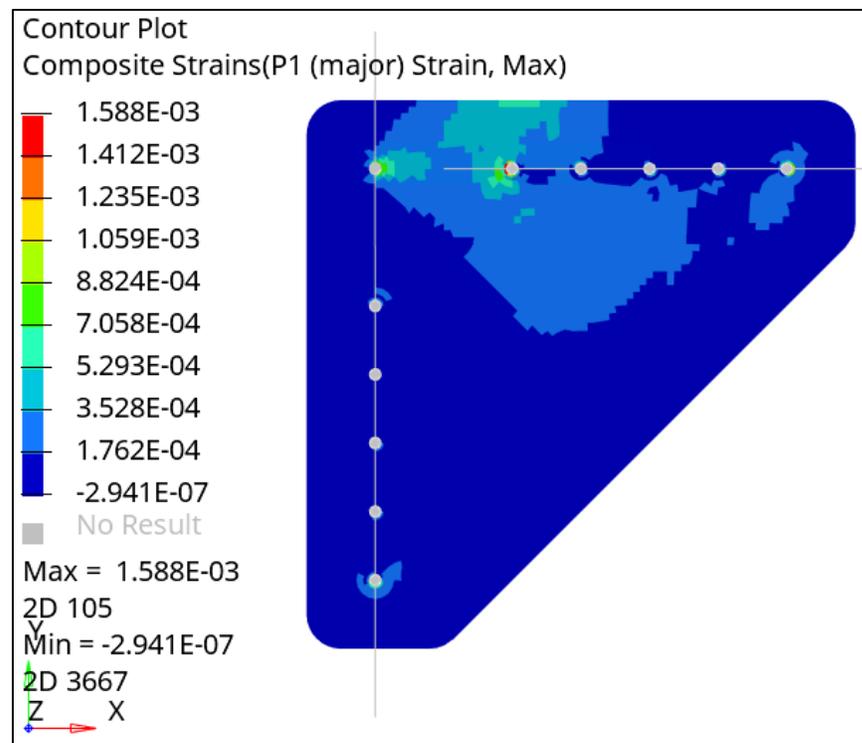


Figure 4.21 Visualisation des déformations principales sous le cas de chargement de compression

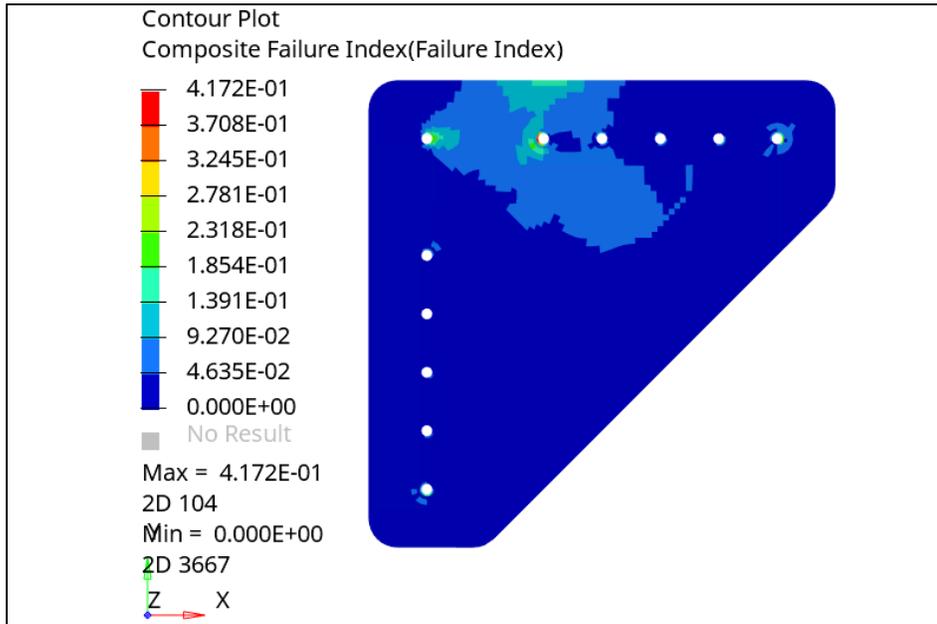


Figure 4.22 Visualisation de l'indice de rupture de pli (Tsai Wu) pour le cas en compression.

Tableau 4.4 Comparatif des valeurs de masse et de flambage selon les différentes phases

		Phase 1	Phase 2	Phase 3	#0
Masse	lbs	0.117	0.197	0.197	0.279
	g	53	89,3	89,3	126,6
Valeur propre de flambage	-	0,994	1,336	1,236	2,324

CHAPITRE 5

ÉVALUATION PAR TESTS DE L'OPTIMISATION STRUCTURELLE ET VALIDATION DU FEM

Ce chapitre présente les tests mécaniques réalisés sur le gousset triangulaire infusé avec une séquence de plis optimisée (voir CHAPITRE 4). Pour valider le Modèle par Élément Finis (FEM), les résultats expérimentaux obtenus ont été comparés avec les résultats simulés par des analyses non-linéaires du FEM. De plus, le comportement mécanique du gousset infusé est comparé à d'autres goussets faits d'aluminium et/ou de préimprégnés testés dans les mêmes conditions de sorte à avoir une comparaison du matériau et de l'optimisation de la pièce à d'autres matériaux utilisés typiquement en aéronautique.

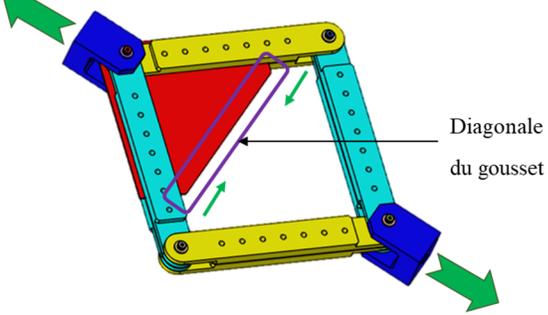
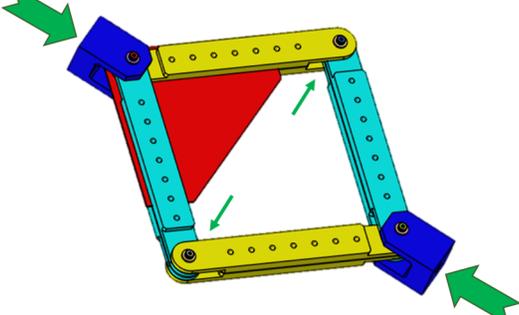
5.1 Description générale des tests mécaniques

5.1.1 Présentation du montage de test utilisé et des chargements appliqués

Le Tableau 5.1 présente le montage (en forme de losange) utilisé pour tester le gousset infusé en compression (à gauche) et en tension (à droite). Le montage en losange a été conçu pour appliquer les charges de façon symétrique et diffère un peu du type de chargement appliqué lors de l'optimisation structurale.

Ce montage est installé dans une machine de traction électromécanique à vis MTS Alliance Rf/150 avec une cellule de charge de 200kN. La vitesse de déplacement du vérin était de 2 mm/min. Pour mesurer la déformation du gousset durant les tests, des jauges de déformation Micro-Measurements[®] C2A-XX-125LT-350 ont été collées avec l'adhésive M-bond 200 de VPG[®] au milieu de la diagonale du gousset à une distance approximative de 10 mm du bord (voir Figure 5.1). Pour la sollicitation en tension de la diagonale, une seule jauge a été utilisée pour mesurer la déformation, alors que deux jauges superposées ont été collées sur chaque côté de la diagonale pour observer le flambage du gousset lors du chargement en compression.

Tableau 5.1 Illustration et explications des différents chargements sur le gousset

<p>Sollicitation du gousset en compression, par traction sur le montage</p> <p>Hypothèse : rupture en flambage de la diagonale</p>	<p>Sollicitation du gousset en traction, par compression sur le montage</p> <p>Hypothèse : rupture par matage des trous aux extrémités</p>
	

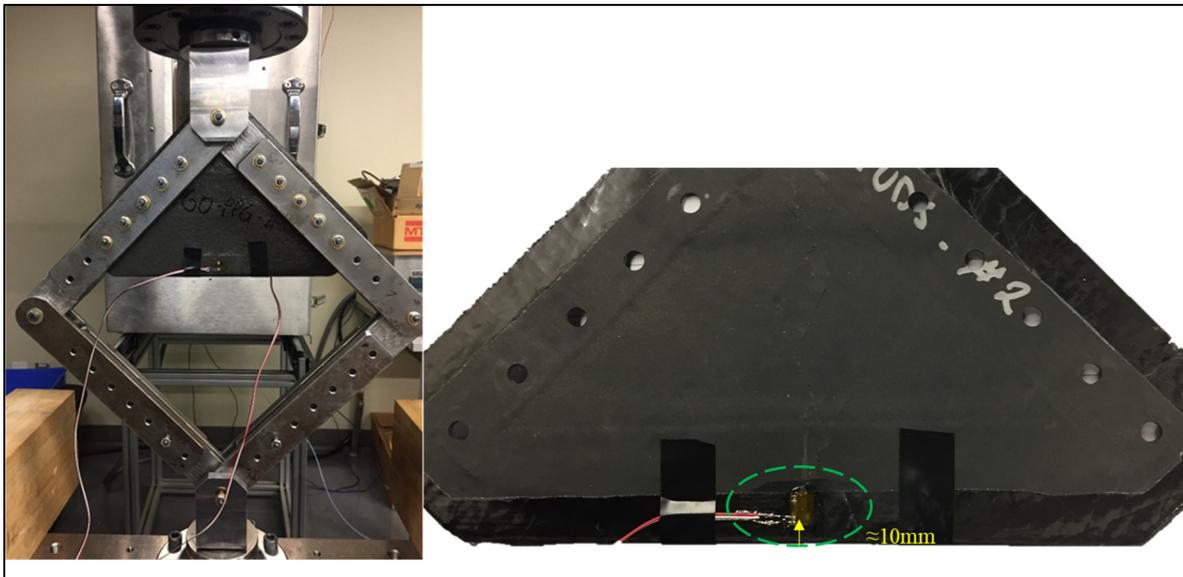


Figure 5.1 Montage de test du Gousset installé dans une machine de traction et positionnement des jauges

5.1.2 Descriptions des différents goussets fabriqués et testés

Différents goussets ont été fabriqués dans le but d'être testés et comparés. Le Tableau 5.2 résume les informations des différents goussets testés (matériaux, épaisseurs, masses, etc).

Tout d'abord, des goussets en UD sec minces, du même matériau caractérisé au CHAPITRE 3, ont été infusés avec la séquence d'empilement optimisée présentée au CHAPITRE 4. Les dessins des différents plis sont disponibles en ANNEXE IV. Ces goussets ont été fabriqués et testés dans le but premier de vérifier l'adéquation entre simulation et test, et de valider l'optimisation.

D'autres goussets ont été fabriqués :

- Des goussets en préimprégné Cycom[®] 977-2/HTS. Le préimprégné Cycom[®] 977-2/HTS est utilisé dans la fabrication de structures primaires d'avions. La séquence d'empilement de ce gousset a aussi été optimisée selon les conditions présentés dans le CHAPITRE 4, mais avec les propriétés données par le fournisseur Solvay[®] (qui ne sont pas présentés dans ce document car confidentielles);
- Des goussets en aluminium, non optimisés (donc d'épaisseur constante).

Tableau 5.2 Information sur les goussets testés

Identification	Type	Conditions de fabrication	Poids (g)	Épaisseur maximale (mm)	Test T=Traction C=compression
UD1	Optimisé, plis secs minces (matériau de l'étude)	Infusion avec le montage optimisé	83,16	2,56	C
UD2			77,81	2,43	C
UD3			79,35	2,51	T
UD4			81,75	2,51	C
UD5			87,86	2,50	T
PP1	Optimisé, plis minces pré imprégnés 977-2/HTS	Autoclave	84,16	2,11	T
PP2			86,44	2,22	T
PP3			86,51	2,14	C
PP4			87,18	2,14	C
ALU 1	Al 6061-T6 à épaisseur constante	Découpe au laser	126	1,63	T
ALU 2			126	1,63	C

5.2 Validations et comparaisons des simulations FEA avec les tests réalisés

Les sections ci-dessous décrivent le modèle par éléments finis (FEM) utilisé pour simuler les tests mécaniques sur le gousset (compression et tension) et présentent la comparaison de ces résultats avec ceux des tests expérimentaux.

5.2.1 Description du FEM du montage utilisé pour les tests mécaniques

La Figure 5.2 présente le FEM du montage modélisé dans Hypermesh (Altair). L'objectif de cette modélisation est d'être le plus représentatif possible de la réalité et donc la modélisation est plus complexe que celle utilisée pour l'optimisation. Le modèle de l'optimisation a été très simplifié pour diminuer le plus possible les temps de calculs.

La configuration du gousset est la même que celle obtenue durant la phase 3 de l'optimisation (section 4.2.4) avec les propriétés du matériau présenté dans le CHAPITRE 3. Toutefois, le modèle utilisé durant l'optimisation avait une configuration symétrique de la séquence d'empilement des plis (voir Figure 5.3), alors que le modèle utilisé pour la simulation a une configuration non-symétrique pour être représentatif du gousset infusé (le côté moule est plat).

Le montage en losange (les 8 liens et les 2 blocs en « C ») est modélisé avec des éléments 3D Solid de 3,2 mm de largeur, dont les propriétés sont celles de l'acier ($E=207$ GPa et $\nu=0,3$).

Le gousset est relié aux liens par des CBEAM représentant les boulons en acier de 6,35 mm de diamètre. Les quatre coins du montage sont reliés par des joints « revolute » et « ball » pour permettre une rotation sans induire de la résistance.

Les CBEAM et joints « revolute » et « ball » sont reliés à des RBE3 qui sont générés avec les nœuds aux trous des goussets, des liens et des blocs en « C » (voir Figure 5.2). Tous les degrés de liberté ont été bloqués sur un bloc et la charge a été appliquée sur l'autre. Les analyses non-linéaires à grand déplacement ont été résolues avec Optistruct (Altair).

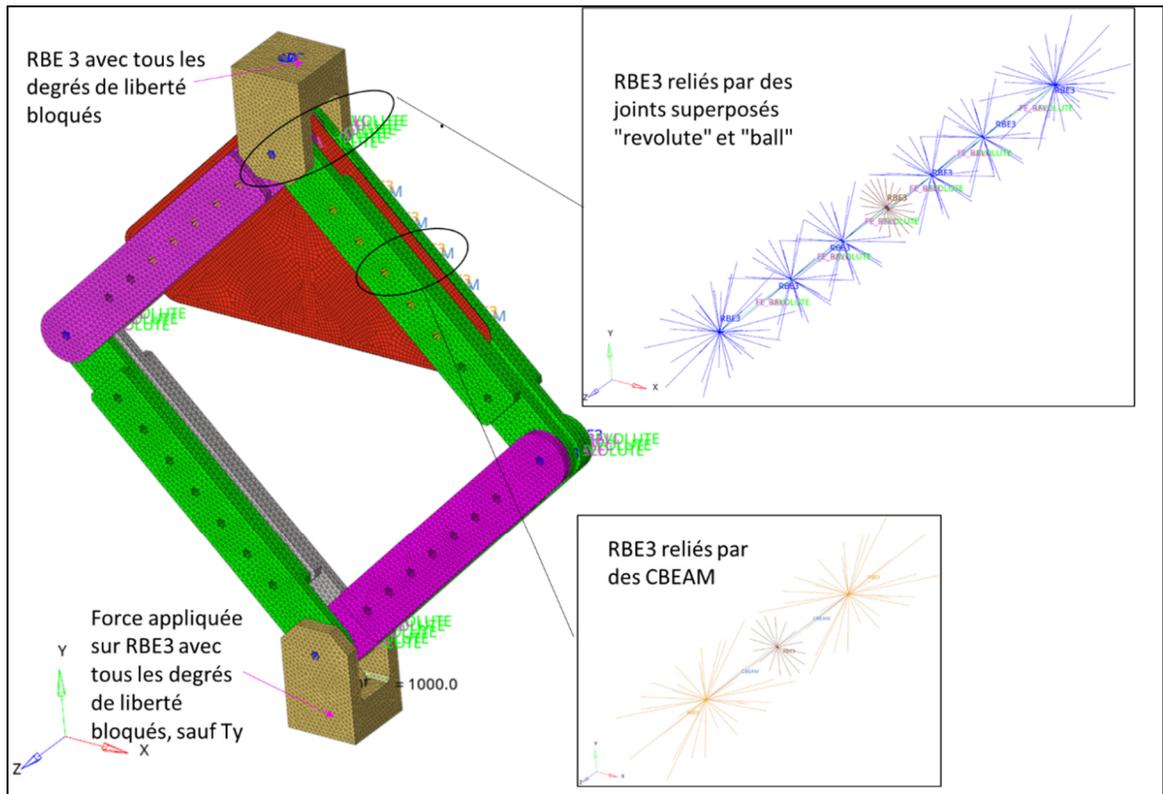


Figure 5.2 FEM du montage pour tester le gousset optimisé

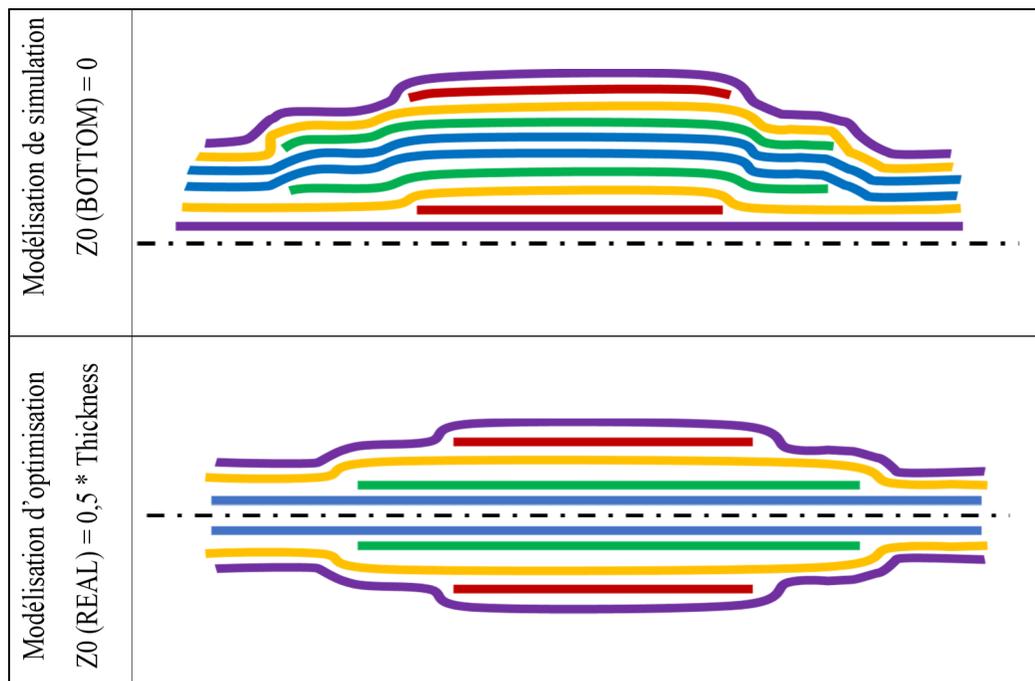


Figure 5.3 Configuration de la propriété PCOMPP pour le stratifié et comparaison entre modélisation d'optimisation et de simulation

5.2.2 Présentation des résultats de simulations et validations

Les analyses non-linéaires statiques (option : grand déplacement) ont été réalisées avec le solveur OptiStruct® pour simuler la déformation hors-plan du gousset en compression (voir Figure 5.4). De plus, ce type d'analyses permet de générer des courbes « force-déformation » et comparer celles-ci avec les courbes obtenues expérimentalement. Plus spécifiquement, c'est la déformation de l'élément SHELL sélectionné du gousset modélisé qui est calculée et tracée. Cet élément est sélectionné de sorte à correspondre au mieux à l'emplacement des jauges de déformation collés sur les goussets testés (voir Figure 5.5).

La Figure 5.6 et la Figure 5.7 présentent, respectivement, la comparaison des courbes « force-déformation » lorsque le gousset est en tension ou en compression. Les courbes « force-déformation » des goussets testés en tension démontrent un changement de rigidité (pente de la courbe) qu'on peut observer à la Figure 5.6. La première moitié des courbes expérimentales démontre une rigidité (pente) moins élevée que la prédiction théorique, toutefois la seconde moitié de la courbe montre un changement de pente qui correspond davantage avec la simulation. L'hypothèse qui expliquerait ce comportement est qu'initialement, le transfert du chargement se fait seulement par l'intermédiaire de quelques boulons, qui ne maximise pas la capacité du gousset à reprendre cette charge. À moins de percer tous les trous avec un tolérancement très précis, l'assemblage ne permet pas un contact parfait entre tous les boulons et les trous du gousset. Toutefois, avec l'augmentation du chargement sur le montage, les boulons initialement en contact, vont déformer localement leurs trous respectifs, permettant ainsi aux autres boulons d'avoir successivement un contact en comblant l'espacement à l'intérieur des trous du gousset. Naturellement, la simulation considère que tous les boulons transfèrent une portion du chargement comme si l'assemblage était parfait, menant ainsi à une rigidité plus élevée en début de chargement.

Selon la Figure 5.7, on observe qu'à faible chargement (≈ 1000 N), le gousset en compression démontre un début de déformation hors-plan (courbure) de sa diagonale. Ce début de courbure s'interprète par la divergence des courbes de la jauge qui est en compression (déformation négative) et celle en tension (déformation positive). Tel que représenté par la Figure 5.3, par son épaisseur non symétrique, le gousset optimisé a une instabilité progressive au lieu d'un

flambage instantané, tel qu'observé durant les tests de compression sur le gousset en aluminium (voir section 5.3). On constate aussi, que plus la diagonale du gousset est mince, plus tôt cette courbure va s'initier. La simulation surestime la stabilité dans le plan du gousset en compression, mais demeure toutefois assez représentative du comportement du gousset en compression.

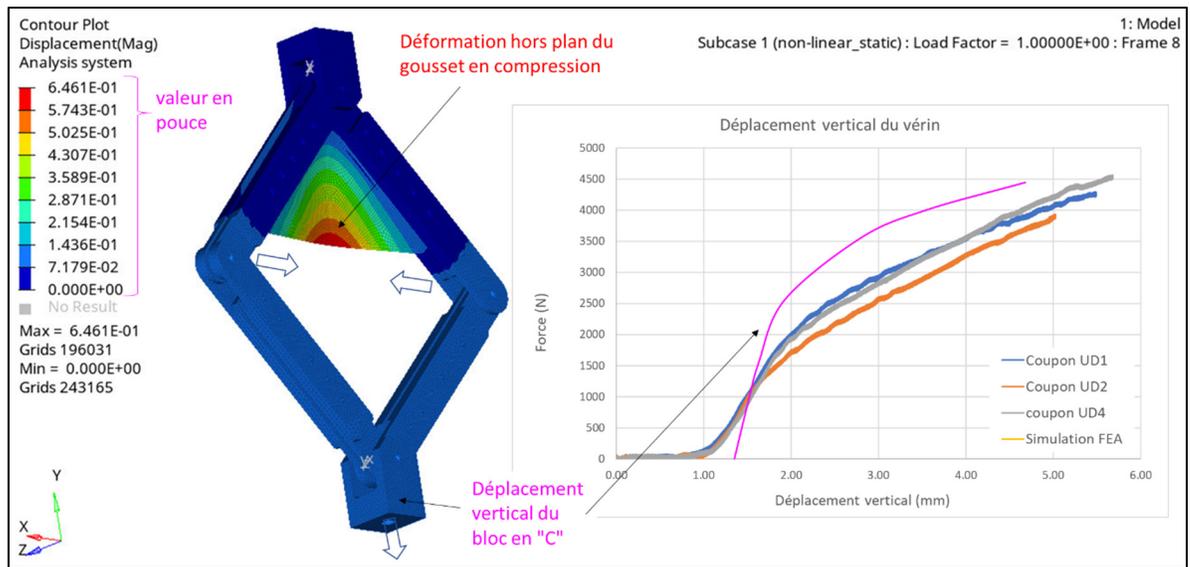


Figure 5.4 Déformation hors-plan du gousset sollicité en compression et du déplacement vertical du montage en fonction de la force appliquée

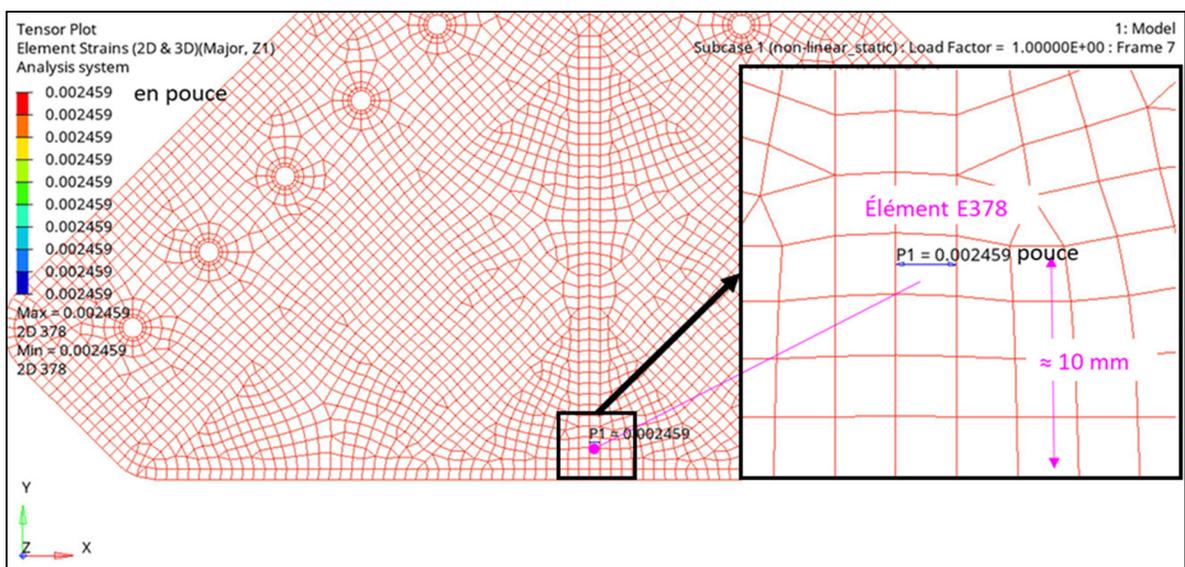


Figure 5.5 Localisation de l'élément E378 correspondant à l'emplacement des jauges de déformation collées sur la diagonale du gousset

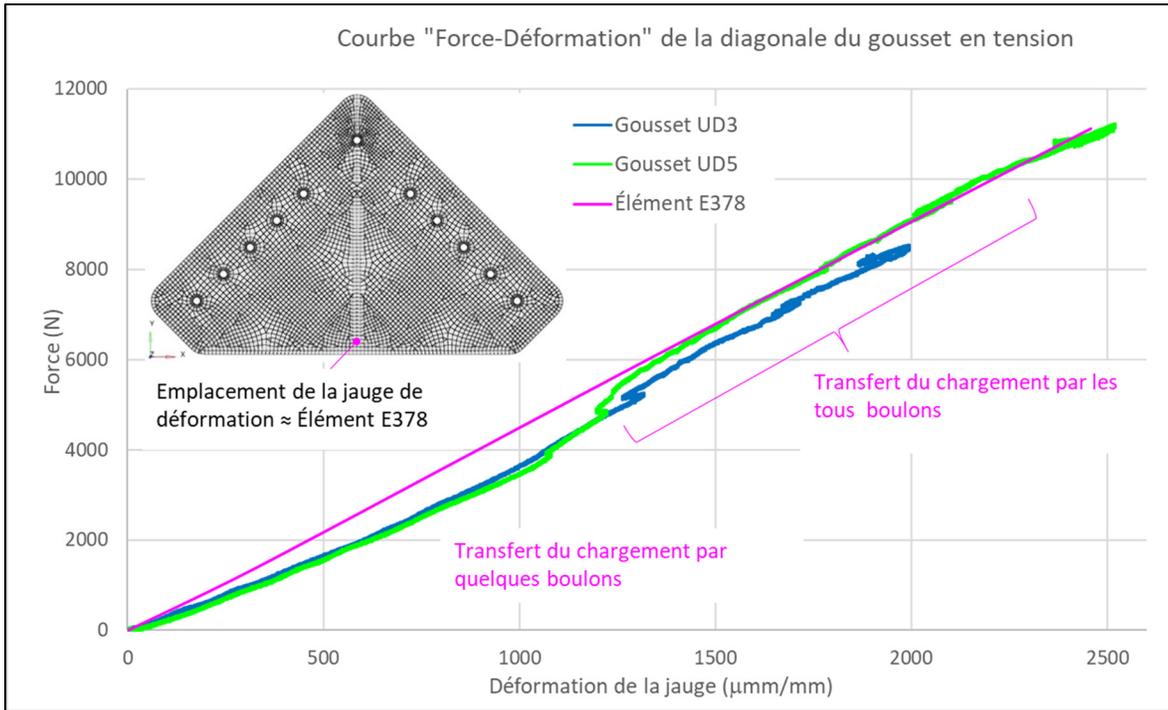


Figure 5.6 Déformation de la jauge de déformation collée sur la diagonale du gousset en tension comparée à la déformation simulée

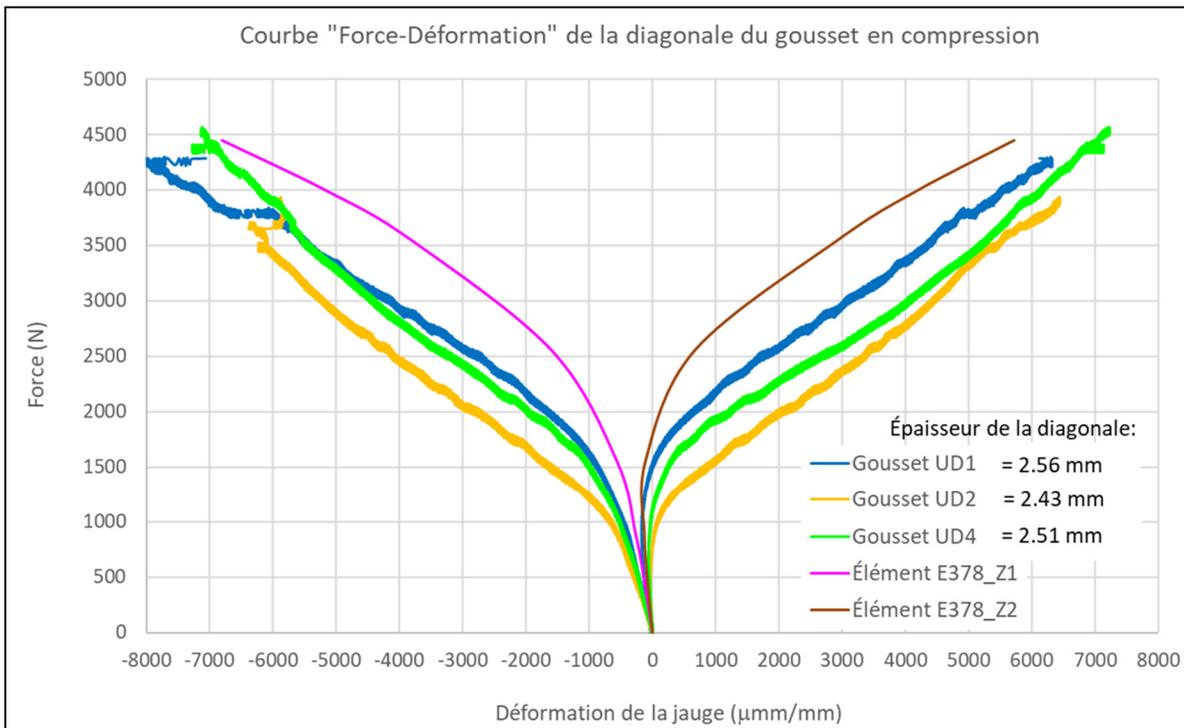


Figure 5.7 Déformation des jauges de déformation collées sur la diagonale de chaque côté du gousset en compression comparée à la déformation simulée

La Figure 5.8 présente la réaction des forces aux nœuds des CBEAM et RBE3 qui simulent les boulons. Tel qu'anticipé, la réaction maximale se situe aux trous dans les coins du gousset. Le calcul de la contrainte maximale en matage est résumé dans le Tableau 5.3. Avec les admissibles des tests de traction de joints boulonnés définis dans la section 3.1.3, le modèle aurait pu prédire la charge maximale appliquée sur le montage avant que le gousset ne cède en matage. En effet, le FEM permet de prédire la charge maximale appliquée au montage (gousset en tension) avant qu'il y ait rupture par matage. Ainsi en appliquant une charge de 11,1 kN (2500 lbf) sur le montage, la contrainte maximale au boulon est :

$$F_{brl} \leq 501 \text{ MPa} \leq F_{bru} \quad (5.1)$$

Les tests sur les Goussets valident ces résultats, car on retrouve bien cet admissible, avec une charge avant rupture ultime comprise entre 8,5kN et 11,2kN.

La Figure 5.9 et Figure 5.10 présentent respectivement l'indice de rupture de plis du gousset en tension et en compression selon le critère de rupture d'Hoffman's calculé par l'équation (5.2). On constate, que lorsque le gousset est en tension (sous un niveau de chargement menant potentiellement à la rupture par matage des joints boulonnés), que l'indice de rupture est inférieur à 1, $F_{index} < 1$ (aucune rupture de plis à travers l'épaisseur du stratifié). Toutefois, on observe une sur-contrainte localisée au niveau des trous qui est générée artificiellement par les RBE3. En réalité, le stratifié brisera par matage aux trous avant qu'un pli ne cède, comme le montre la Figure 5.11 présentant un gousset UD après avoir été testé en traction.

À l'opposé, il y a indication de rupture au centre du bord la diagonale ($F_{index} > 1$) lorsque le gousset est en compression (charge appliquée sur le montage =4 kN). Des fissurations ont été observées au même endroit sur la diagonale des goussets testés comme le montre la Figure 5.12.

$$F_{index} = \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) \sigma_1 + \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) \sigma_2 + \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X_t X_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \quad (5.2)$$

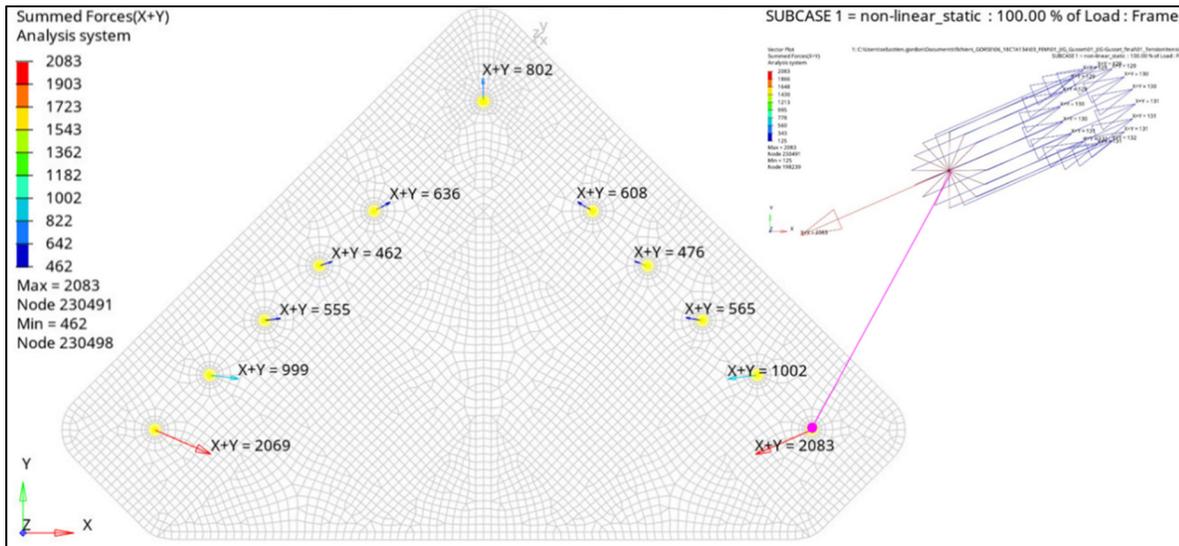


Figure 5.8 Réaction aux nœuds CBEAM / RBE3 (boulons) du gousset en tension

Tableau 5.3 Analyse de la résistance des joints boulonnés selon la simulation

FEM - conditions et résultats	Valeurs	Commentaires
Force appliquée sur le montage (N)	11121	La charge maximale appliquée au montage du: - Gousset UD3 = 8546 N - Gousset UD5 = 11232 N
Réaction maximale au boulon (N)	9266	Réaction du boulon au trou (2083 lbf = 9266 N, voir Figure 5.8)
Contrainte maximale au matage (MPa)	501	Admissible au matage (voir Tableau 3.1): - $F_{brl} = 458$ MPa - $F_{bru} = 669$ MPa

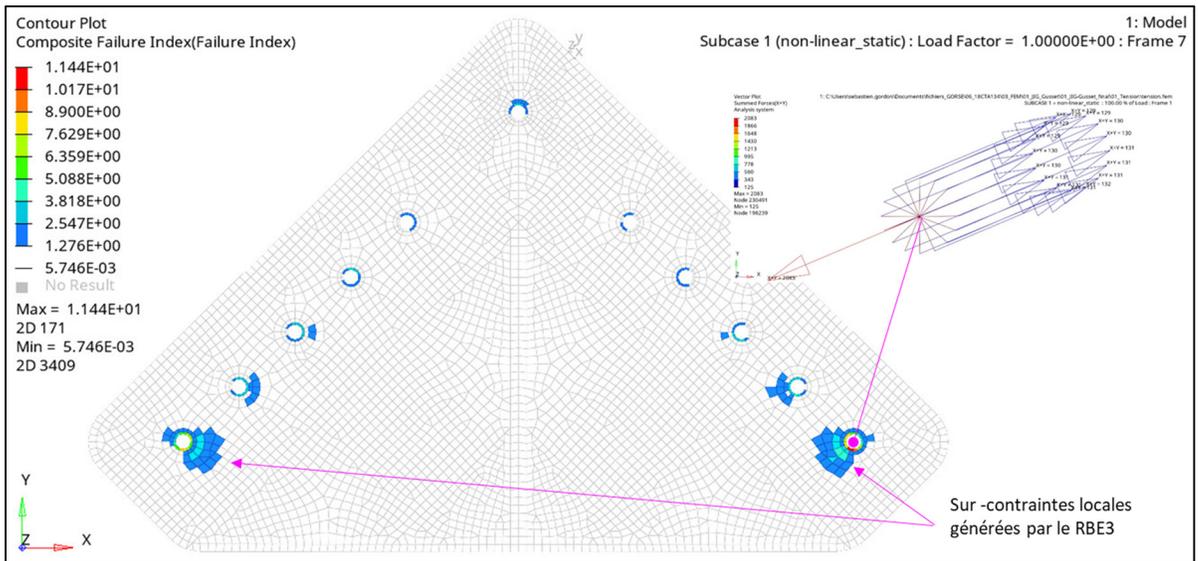


Figure 5.9 Indice de rupture selon le critère de Hoffman's du gousset en tension

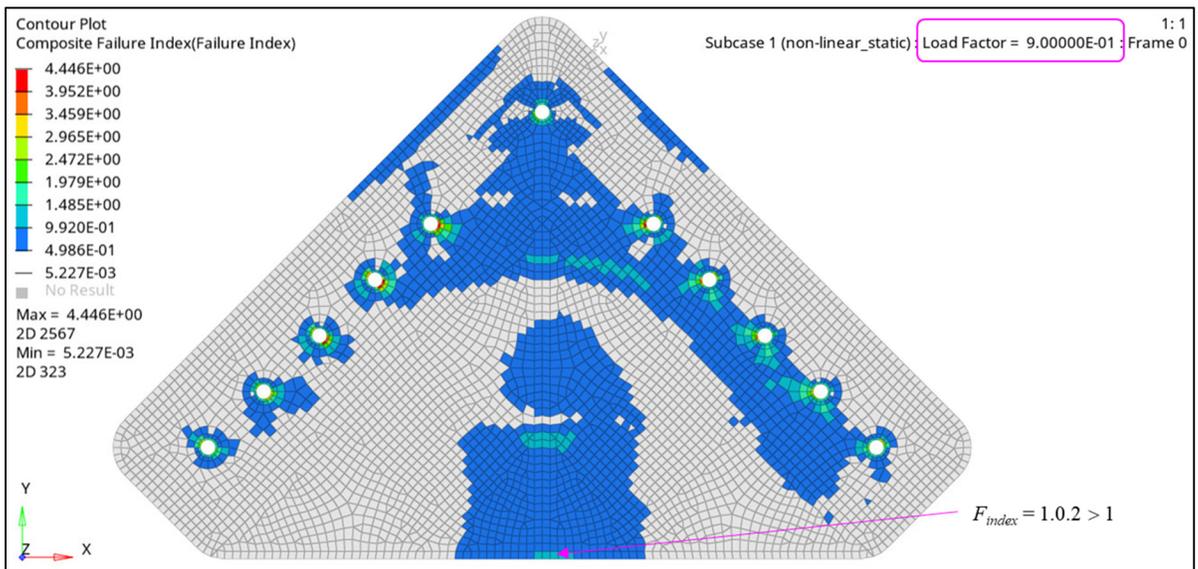


Figure 5.10 Indice de rupture selon le critère de Hoffman's du gousset en compression

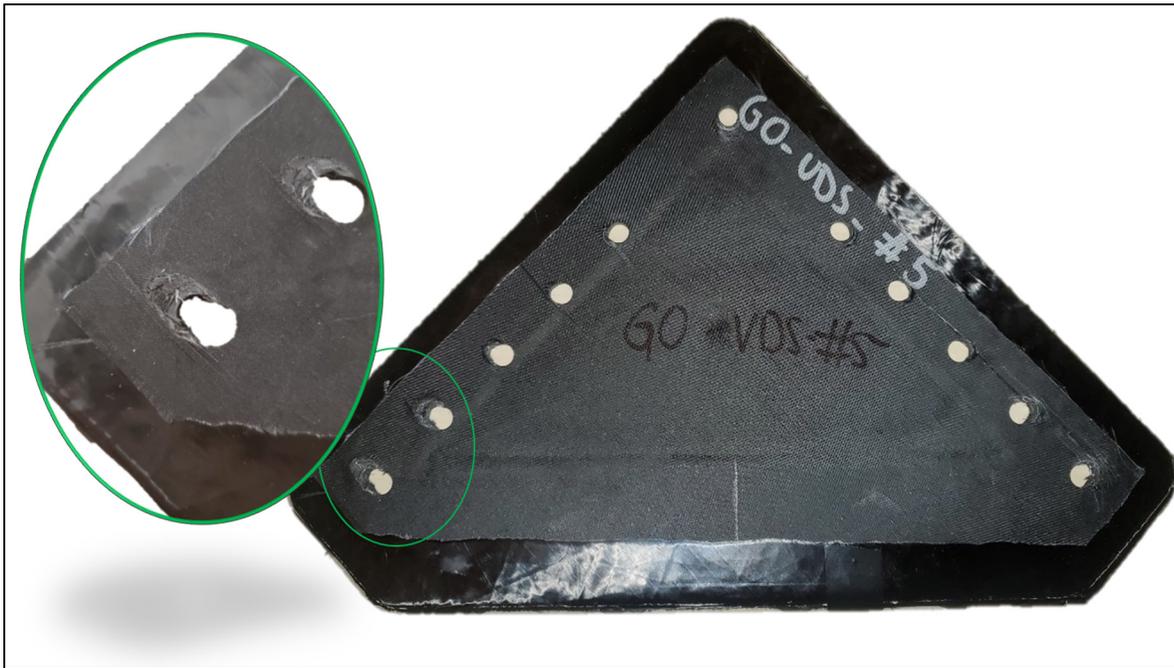


Figure 5.11 Photo du Gousset UD5 après test en traction, rupture par matage

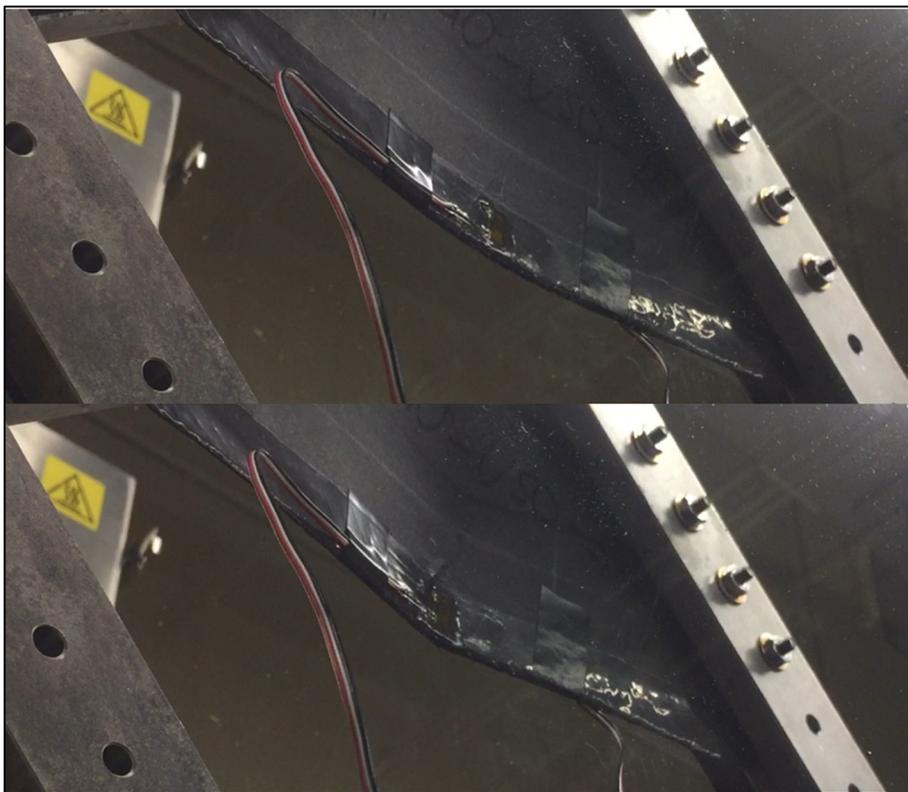


Figure 5.12 Test du gousset UD2 en compression, visualisation de la déformation pendant le test (en haut) et rupture en fin de test (en bas)

5.3 Comparaison des performances mécaniques entre différents goussets

La comparaison des performances mécaniques du gousset infusé et optimisé à celles des goussets en aluminium et en préimprégnés est présentée dans cette section.

5.3.1 Présentation des résultats expérimentaux entre les différents goussets

La Figure 5.13 et la Figure 5.14 présentent respectivement la comparaison de la performance mécanique des différents goussets testés en compression et en tension. Les tests en tension démontrent que le gousset infusé optimisé a une rigidité équivalente au gousset en aluminium pour le 2/3 de la masse. Le gousset infusé a une rigidité et une masse similaire au gousset en préimprégné 977-2/HTS, toutefois, le gousset en préimprégné démontre une meilleure résistance ultime en matage : on observe sur la seconde partie de courbe de la Figure 5.14 qu'après initiation de rupture en matage, la courbe force/déformation des préimprégnés augmente, donc une meilleure résistance en matage que celle de l'aluminium ou du matériau de l'étude.

En compression, le gousset infusé/optimisé a une rigidité similaire à ceux en préimprégné, mais ce dernier est nettement plus résistant en compression. Le gousset en aluminium est plus stable (rigide) que les goussets composites (infusés et préimprégnés), mais démontre une moins bonne capacité post-flambage que les goussets composites. En effet, comme le gousset en aluminium est parfaitement symétrique, il n'y a pas de déformation hors plan jusqu'à 1500N, passé ce cap, on observe le flambage du gousset en aluminium jusqu'à 3000N, qui a une déformation linéaire. À partir de 3000N, le gousset en aluminium n'a plus aucune résistance, on dépasse alors son domaine élastique, la déformation est irréversible comme le montre la Figure 5.15. Les goussets préimprégnés et infusés présentent ainsi plus d'intérêt de ce point de vue-là, car même s'ils subissent une lourde déformation, ils ne perdent pas en rigidité et ont de meilleures résistances post-flambage.

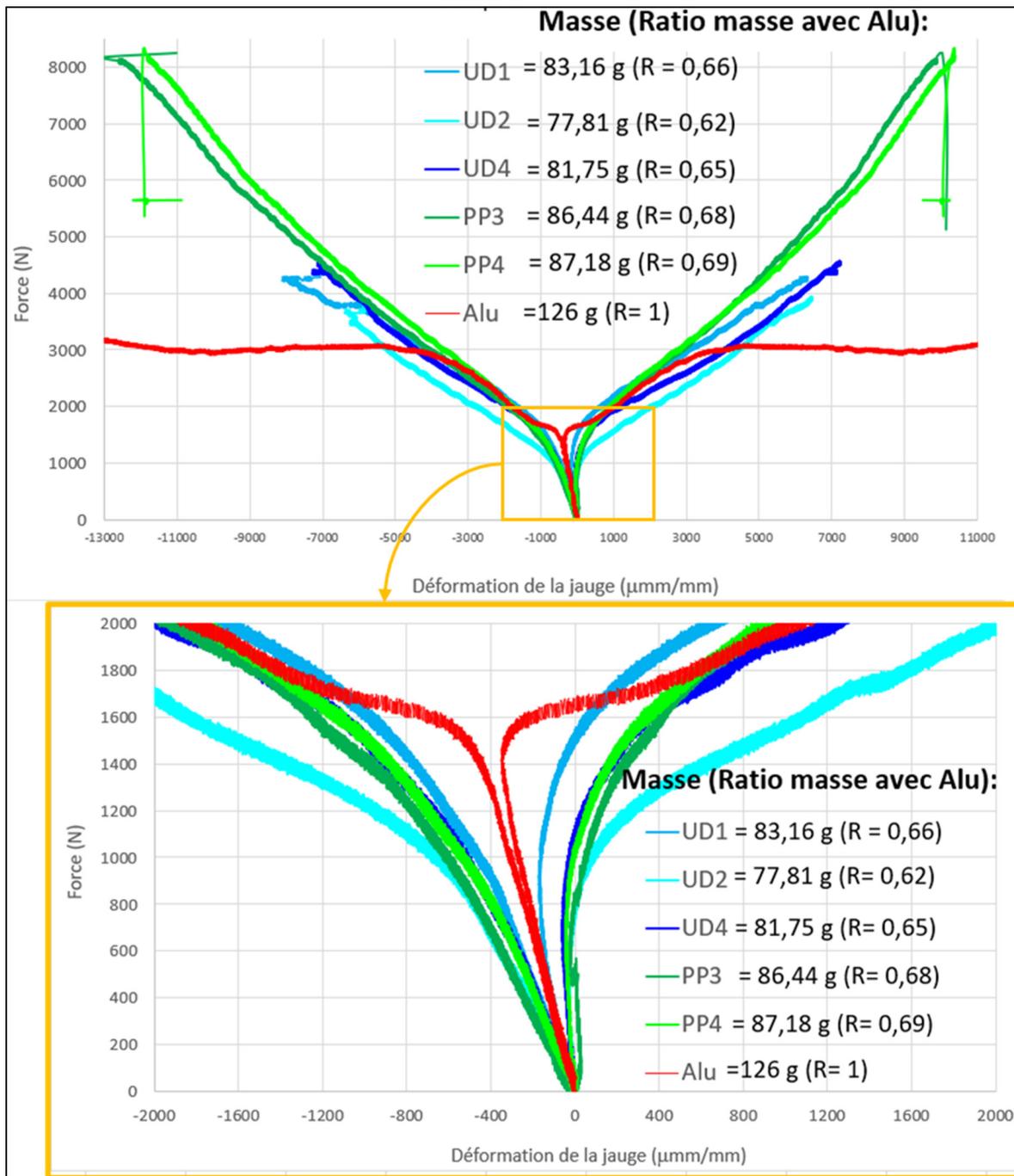


Figure 5.13 Comparaison de la performance mécanique (force-déformation) des différents goussets en compression

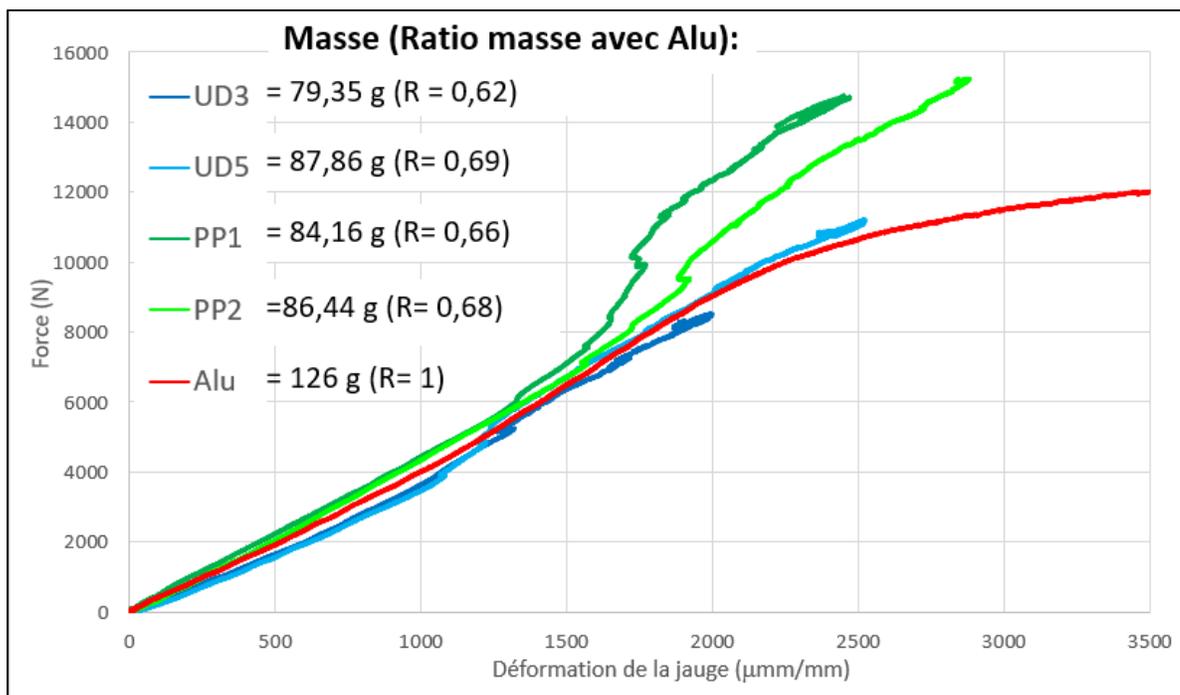


Figure 5.14 Comparaison de la performance mécanique (force-déformation) des différents goussets en tension



Figure 5.15 Gousset en aluminium, état post-flambage avec déformation irréversible

CONCLUSION

Les objectifs de ce projet étaient de développer un procédé d'infusion optimal pour les plis unidirectionnels secs minces, de caractériser le matériau obtenu, d'optimiser une pièce (un gousset) couramment utilisée dans l'assemblage de structures (aéronautiques ou non) et enfin de tester et valider l'optimisation.

La première étape du projet a ainsi permis de développer un montage d'infusion efficace, relativement simple de mise en œuvre. Le principe de fonctionnement du montage réside dans la compréhension du comportement du flux de résine au travers des différents éléments du montage pour pouvoir « guider » la résine dans la préforme, et à l'utilisation du chauffage de la préforme uniquement comme fluidifiant pour la résine. Les résultats de micrographie et de calcul de taux volumique de fibre confirment son efficacité. Cela nous a ainsi donné la possibilité de fabriquer d'abord des plaques de caractérisation mécanique, et plus tard des goussets d'assemblage.

La deuxième étape du projet consistait en la caractérisation mécanique du matériau obtenu. Comme une caractérisation mécanique complète avec série de tests et calcul de propriétés de type A-Basis ou B-Basis n'était pas envisageable, celle-ci a été à la fois supportée par des tests mécaniques, mais aussi par comparaison à la base de données ESAComp et calcul à l'aide de la théorie des stratifiés. Ces propriétés obtenues ont par la suite alimenté le modèle par éléments finis servant à l'optimisation du gousset d'assemblage.

L'intérêt des plis minces ne se porte pas uniquement sur l'amélioration générale des propriétés mécaniques, mais aussi sur la démultiplication des possibilités de design et d'allègement des structures par optimisation composite. De ce fait, la troisième étape a été l'optimisation d'un gousset d'assemblage, pièce de structure couramment utilisée. Les 3 phases de l'optimisation ont abouti à une séquence d'empilement optimale du gousset, lui permettant de répondre à des cas de chargements en traction et compression. Cette optimisation composite a conféré un

allègement théorique de 30% du gousset (comparativement à un gousset non optimisé, constitué d'autant de plis).

Enfin, ce gousset optimisé a été infusé et testé dans une machine de traction, sous un cas de chargement en traction et en compression. La rupture (attendue) en traction était une rupture aux joints boulonnés, et la rupture en compression était liée à une déformation hors plan, assimilée à du flambage. Une modélisation beaucoup plus fidèle aux tests a été réalisée afin de vérifier et valider le comportement du gousset. Celle-ci vient appuyer les résultats et correspond globalement au comportement réel du gousset ainsi qu'aux types de ruptures attendues. Par ailleurs, d'autres goussets ont été fabriqués et testés pour comparer l'efficacité d'un gousset en plis UD secs minces par rapport à celle d'un gousset optimisé en préimprégné et d'un gousset simple en aluminium. Pour une masse équivalente les goussets infusés ont un comportement mécanique similaire aux goussets en préimprégné. Les goussets en composite montrent un comportement post flambage bien plus intéressant que l'aluminium pour une masse inférieure.

RECOMMANDATIONS

Ce projet très intégrateur donnait une vue d'ensemble de la fabrication, à la validation d'une pièce. Dans le cadre de projets futurs plus focalisés sur une ou plusieurs parties de l'étude, de l'approfondissement et des améliorations sont nécessaires, selon les recommandations suivantes pour chacune des étapes :

- Étape 1 :

Le procédé d'infusion optimisé dans l'étude est efficace pour des plis UD secs minces, une résine de viscosité moyenne, et pour des préformes n'excédant pas 32 plis. Dans le cadre d'un projet portant uniquement sur l'infusion de plis minces, il serait bon d'évaluer les limites du procédé quant à des pièces plus grandes, plus complexes et éventuellement plus épaisses. Il serait intéressant aussi de vérifier que le procédé fonctionne pour d'autres couples de fibre/résine. Par ailleurs, il est important de mentionner que les dimensions des différents éléments du montage devraient être évalués en fonction de la perméabilité de chacun et de la viscosité de la résine, par exemple, pour un tissu d'arrachage moins perméable, il conviendrait d'augmenter la taille du média d'infusion.

- Étape 2 :

Pour le projet, une caractérisation exhaustive du stratifié n'était pas nécessaire, et certaines propriétés, considérées peu critiques ont été calculées et/ou estimées. Dans l'optique d'une comparaison complète avec des stratifiés faits de plis minces préimprégnés, ou de plis standards, qui eux sont entièrement caractérisés, il serait apprécié voire même requis de caractériser de la même façon des stratifiés de plis minces infusés et de proposer des valeurs de type « A-Basis » ou « B-Basis ».

- Étape 3 :

L'optimisation composite présentée n'est peut-être pas modélisée de la meilleure des façons, et mériterait d'être retravaillée pour correspondre de manière plus exhaustive au cas de test

final. Par ailleurs, d'autres cas de chargement pourraient aussi être considérés, comme des efforts hors plan, ou même du cisaillement. La prise en compte de la méthode de fabrication et ainsi du type de laminé ($z_0 = \text{BOTTOM}$) est aussi un facteur important, surtout si un calcul et des contraintes sur un cas en flexion sont ajoutées dans l'étude.

- Étape 4 :

Pour cette dernière étape, une acquisition vidéo avec suivi des déformations hors plan par analyse d'image aurait été plus adaptée, surtout pour les goussets optimisés, qui, dû à la non symétrie de la pièce dans l'épaisseur, ont eu un comportement de déformation hors plan (courbure) associée à du flambage. Par ailleurs, pour améliorer encore le modèle de simulation déjà proche du réel, il faudrait prendre en considération le jeu dans le montage et le transfert progressif du chargement par les boulons. Pour cela, une représentation par des éléments C-Bush (au lieu de C-Beam) des boulons permettrait d'ajouter une souplesse/rigidité dans le plan XY, modélisant le jeu du montage.

ANNEXE I

FICHE TECHNIQUE DE LA RÉSINE


Enriching lives through innovation

Advanced Materials

Araldite® LY 8601 / Aradur® 8602 System

EPOXY RESIN SYSTEM

DESCRIPTION:

Araldite® LY 8601 (Resin) / Aradur® 8602 (Hardener) 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®), or other infusion processes. The low-mixed viscosity and wet-out potential of Araldite® LY 8601 / Aradur® 8602 enhance processability parameters.

Araldite® LY 8601 / Aradur® 8602 has excellent toughness, and the increased reactivity allows for a faster ambient temperature cure and reduced de-mold time.

MIX RATIO:

By weight: 100 to 25 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
Viscosity, cP	Resin	D-2393	580
	Hardener		25
Gel Time, minutes	Mixed		175
	14 fl. oz.	D-2471	70

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

RECOMMENDED CURE SCHEDULE:

Temperature	Demold Time	Full Cure Time
77 °F (25 °C)	24 Hours	3 Days

Araldite® LY 8601 Aradur® 8602 System Page 1/4 October 2010

Distributed By
Freeman Manufacturing & Supply Co.
www.freemansupply.com 800-321-8811 

Figure-A I-1 Fiche technique du système de résine utilisé (a)

HUNTSMAN

Enriching lives through innovation

NEAT SYSTEM

TYPICAL CURED PROPERTIES:

Tested @ 77 °F (25 °C) and cured 7 days @ 77°F (25°C) unless otherwise noted.

Property	ASTM Test Method	Test Values ⁽¹⁾
Specific Gravity	D-792	1.12
Cubic inch per Pound	–	24.6
Hardness (Shore D)	D-2240	82
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	11,013
Flexural Modulus, psi	D-790	322,560
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	7,871
Tg by DMA, °F (°C)	D-4065	164 (73)
Linear Shrinkage, Mold 0 in/in	D-2566	0.001
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	15,410
Compressive Modulus, psi	–	305,432
% Elongation	D-638	6
Coefficient of Thermal Expansion, in/in/°F -22 to 86 °F (-30° to 30 °C)	D-3386	42 x 10 ⁻⁶
Izod Impact, Notched, ft.lb./in.	D-256	0.4116

NOTE : All properties are of neat product form (non-composite)

INFUSION PROCESS

TYPICAL CURED PROPERTIES:

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

Property	ASTM Test Method	Test Values ⁽¹⁾	Test Values ⁽²⁾
Hardness (Shore D)	D-2240	88	92
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	47,600	102,165
Flexural Modulus, psi	D-790	2.5 x 10 ⁶	6.9 x 10 ⁶
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	44,545	72,851
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	30,023	45,387
Compressive Modulus	D-695	3.6 x 10 ⁶	9.7 x 10 ⁶
% Elongation	D-638	1.6	1.0

LAY-UP PROCESS:

	Glass Laminate ⁽¹⁾	Graphite Laminate ⁽²⁾
Panel Type :	Approximately 2 ft. x 2 ft. flat panel	Approximately 2 ft. x 2 ft. flat panel
Cloth Type :	8 layer, Volan A 7500, 10oz	8 layer, 3K, 70P
Cloth Rotation :	0 degrees	0 degrees
Procedure :	VARTM, flat panel	VARTM, flat panel
Cure Schedule:	7 days @ 77°F	7days @ 77°F

CONDITIONING:

Stir well before use. This material will separate.

Figure-A I-2 Fiche technique du système de résine utilisé (b)

ANNEXE II

FICHE TECHNIQUE DE LA FIBRE



CST-The Composites Store, Inc.

Unidirectional Carbon

Item No. CF32x & CF33x

Non-woven, non-stitched unidirectional fibers eliminate resin pockets and print through while yielding high fiber density. They can be used with epoxy, polyester, vinyl ester or other matrix resins to produce high performance structural components. The fibers should be placed in the composite in the direction necessary to take the applied loads.

Typical carbon fiber data for CST item nos.

CF321 - CF323-B 2.4 oz.
CF331 - CF333-B 3.0 oz.

Fiber specification for Toray T700 SC

<u>Property</u>	<u>SI Units</u>
Tensile Strength	4900 MPa
Tensile Modulus	230 Gpa
Density	1.8 g/cc
Elongation at Break	1.8 %

Updated: May 2010

This information has been furnished by the manufacturer and is not guaranteed to be completely accurate. Users are advised to make their own tests to determine the safety and suitability of each product or product combinations for their purposes. Unless otherwise agreed in writing, we sell the products without warranty, loss or damage arising from handling and use of our products, whether used alone or in combination with other products.

Figure-A I-1 Fiche technique de la fibre utilisée

ANNEXE III

TRAITEMENT DES PLIS PHASE 2

Tableau -A III-1 Tableaux récapitulatif de l'interprétation et simplification des plis (a)

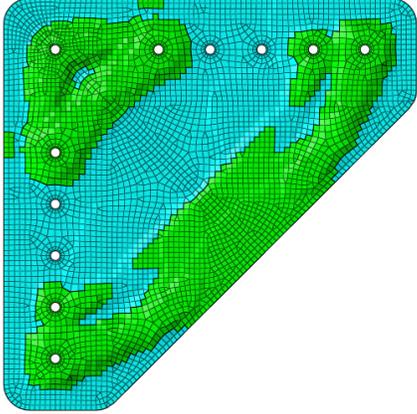
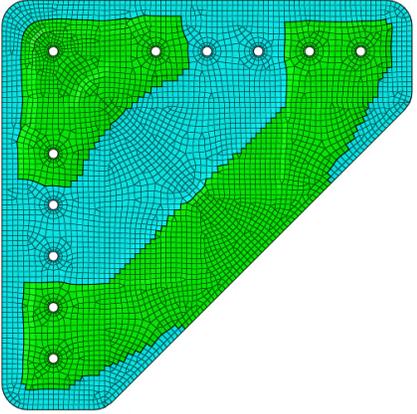
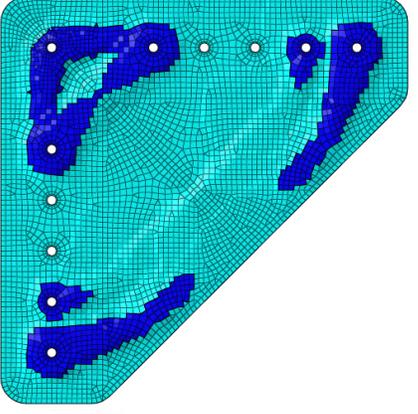
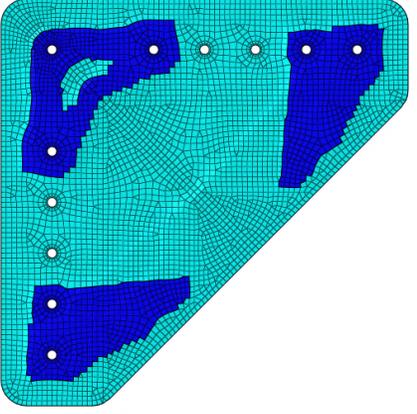
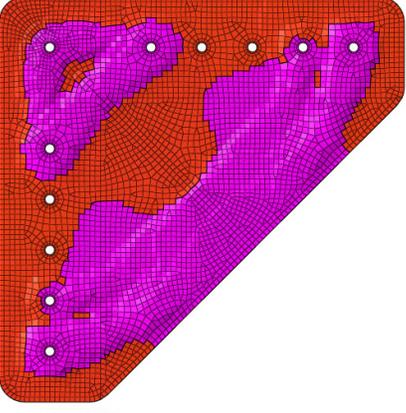
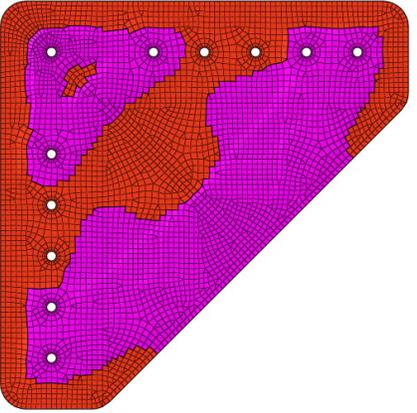
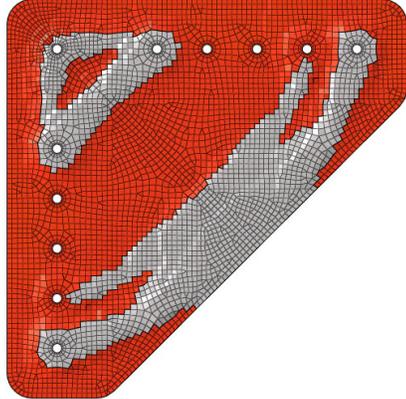
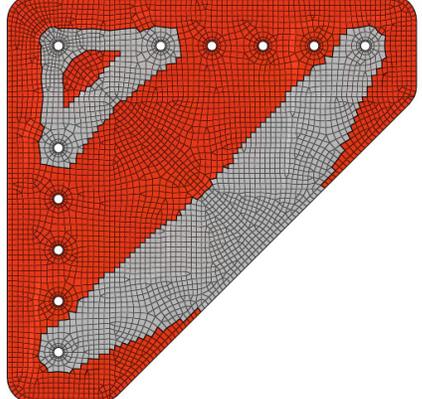
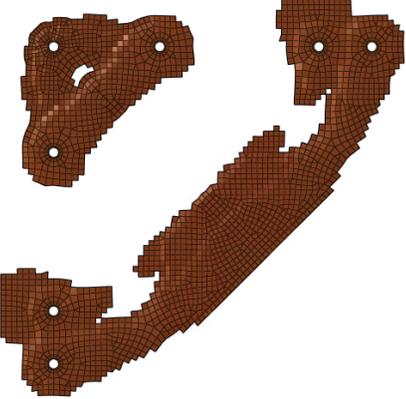
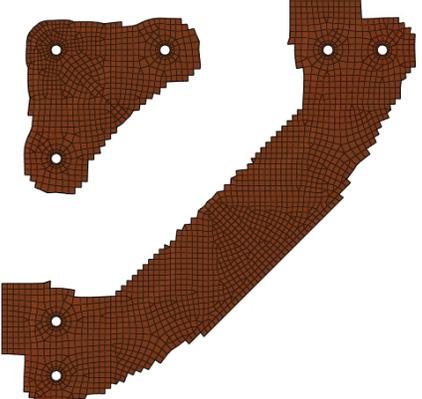
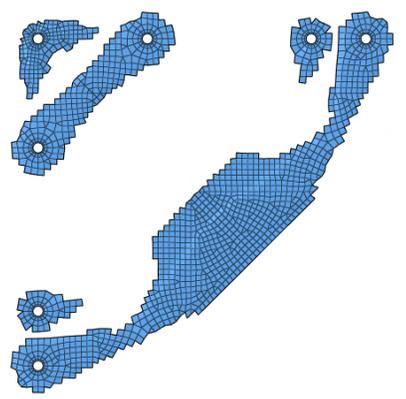
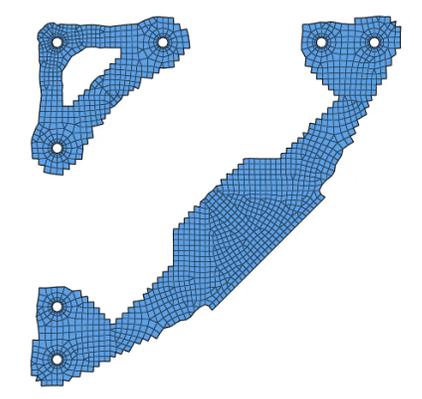
	Plis initiaux	Plis « transformés »
Plis 1200 et 2200	 A finite element mesh of a trapezoidal domain. The mesh is colored in shades of green and cyan. It shows a complex, irregular shape with several internal features and a dense mesh in the central region.	 The same finite element mesh as in the 'Plis initiaux' column, but with a simplified, smoother appearance. The internal features are less pronounced, and the mesh is more regular.
Plis 1300 et 2300	 A finite element mesh of a trapezoidal domain. The mesh is colored in shades of blue and cyan. It shows a complex, irregular shape with several internal features and a dense mesh in the central region.	 The same finite element mesh as in the 'Plis initiaux' column, but with a simplified, smoother appearance. The internal features are less pronounced, and the mesh is more regular.
Plis 3200	 A finite element mesh of a trapezoidal domain. The mesh is colored in shades of purple and red. It shows a complex, irregular shape with several internal features and a dense mesh in the central region.	 The same finite element mesh as in the 'Plis initiaux' column, but with a simplified, smoother appearance. The internal features are less pronounced, and the mesh is more regular.

Tableau -A III-2 Tableaux récapitulatif de l'interprétation et simplification des plis (b)

<p>Plis 3300</p>		
<p>Plis 4200</p>		
<p>Plis 4300</p>		

ANNEXE IV

DESSIN DES DIFFÉRENTS PLIS OPTIMISÉS

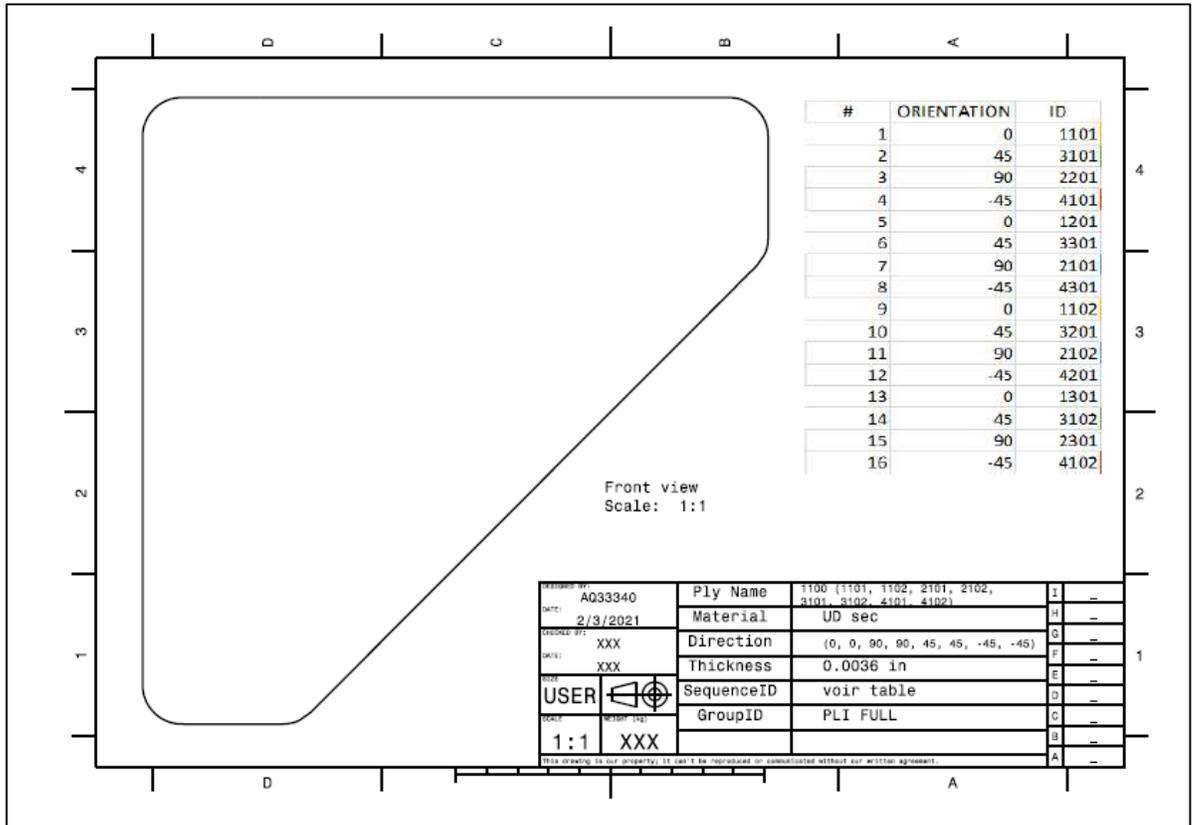


Figure -A IV-1 Dessin des plis 1100, 2100, 3100, 4100

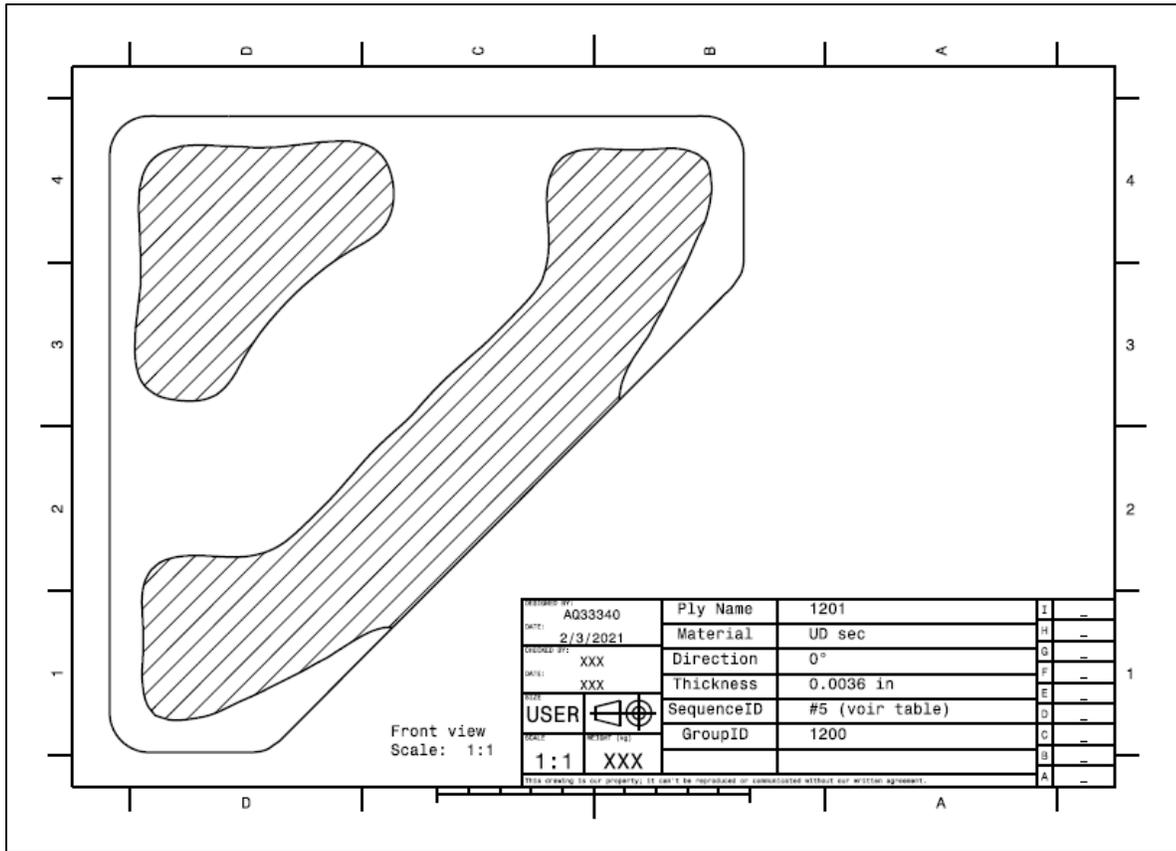


Figure -A IV-2 Dessin des plis 1200, 2200

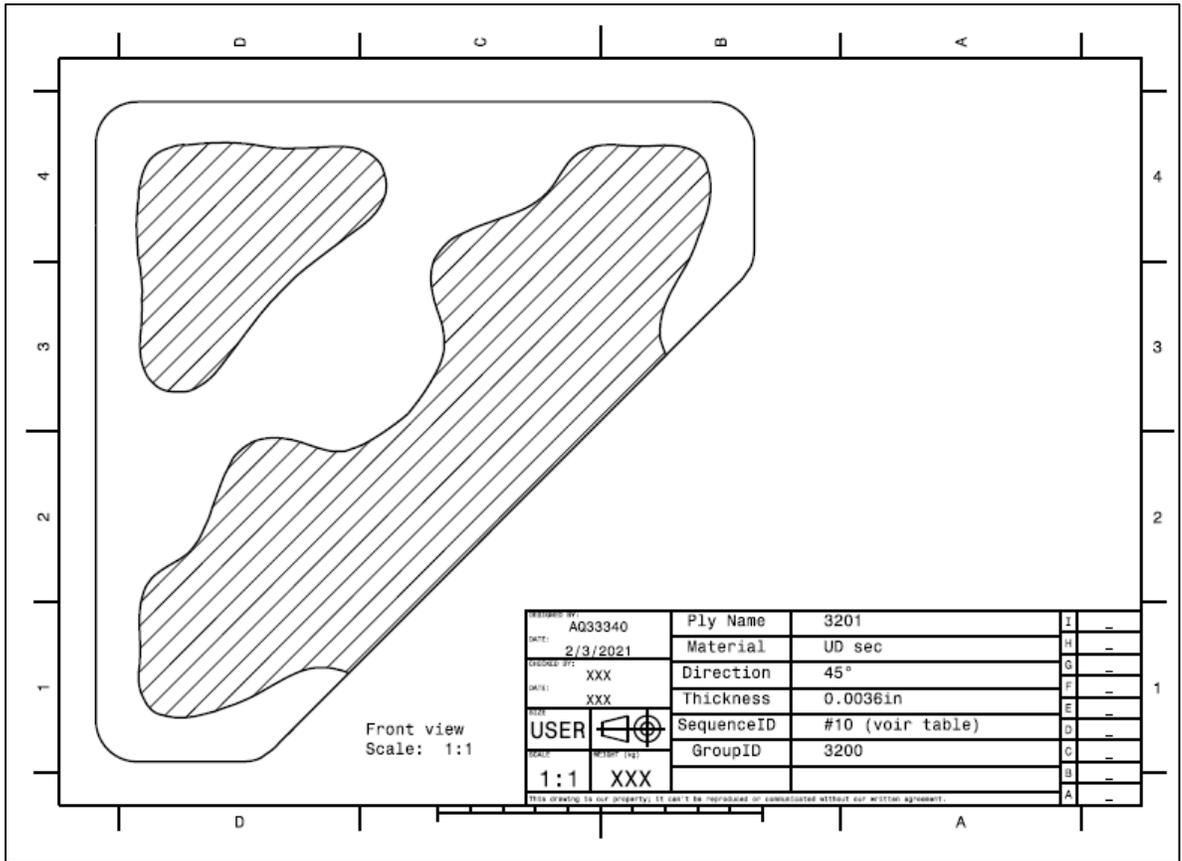


Figure -A IV-3 Dessin des plis 3200

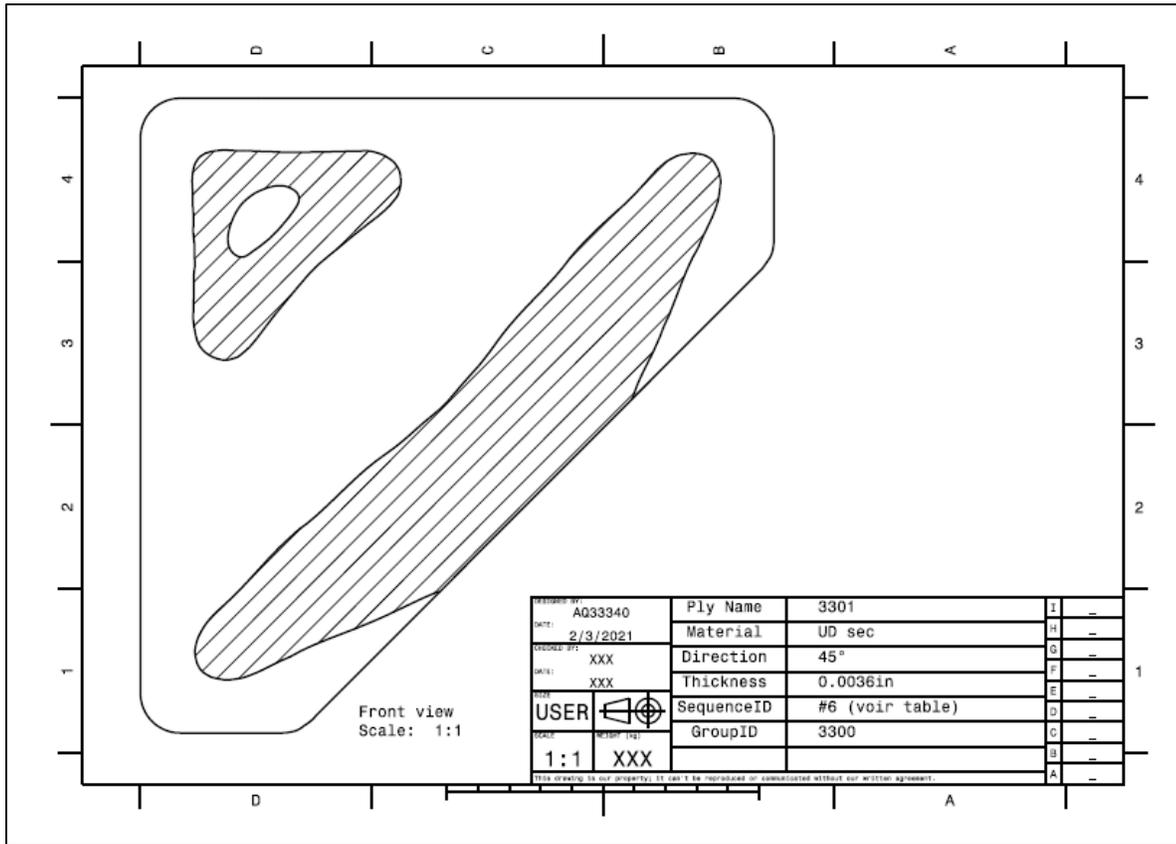


Figure -A IV-4 Dessin des plis 3300

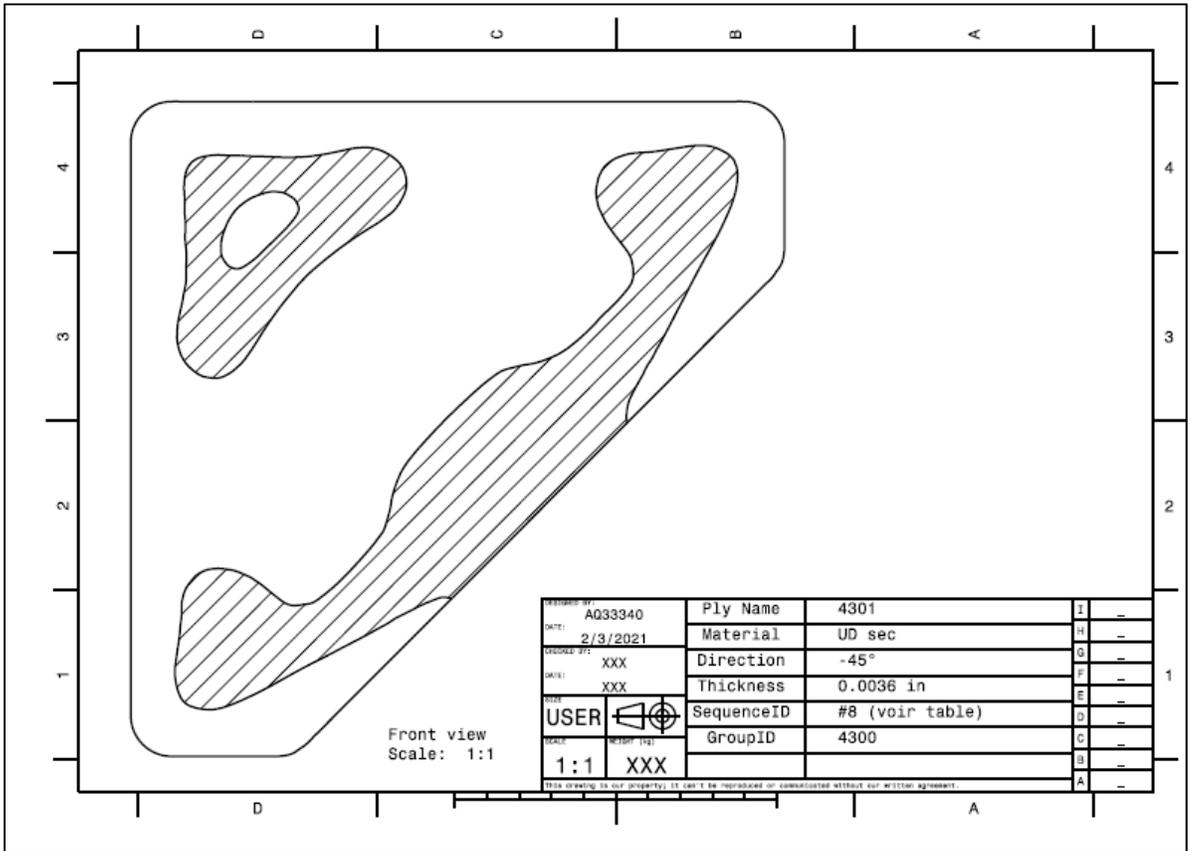


Figure -A IV-5 Dessin des plis 4300

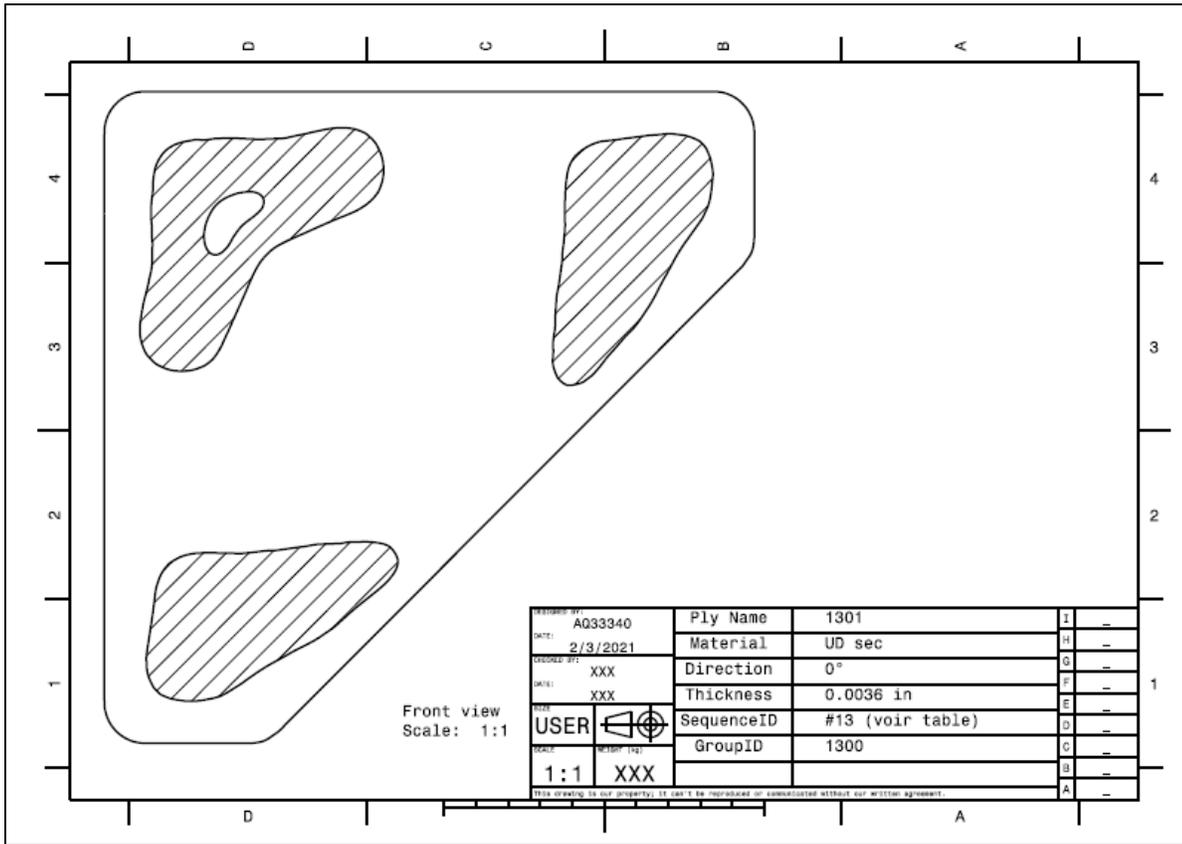


Figure -A IV-6 Dessin des plis 1300, 2300

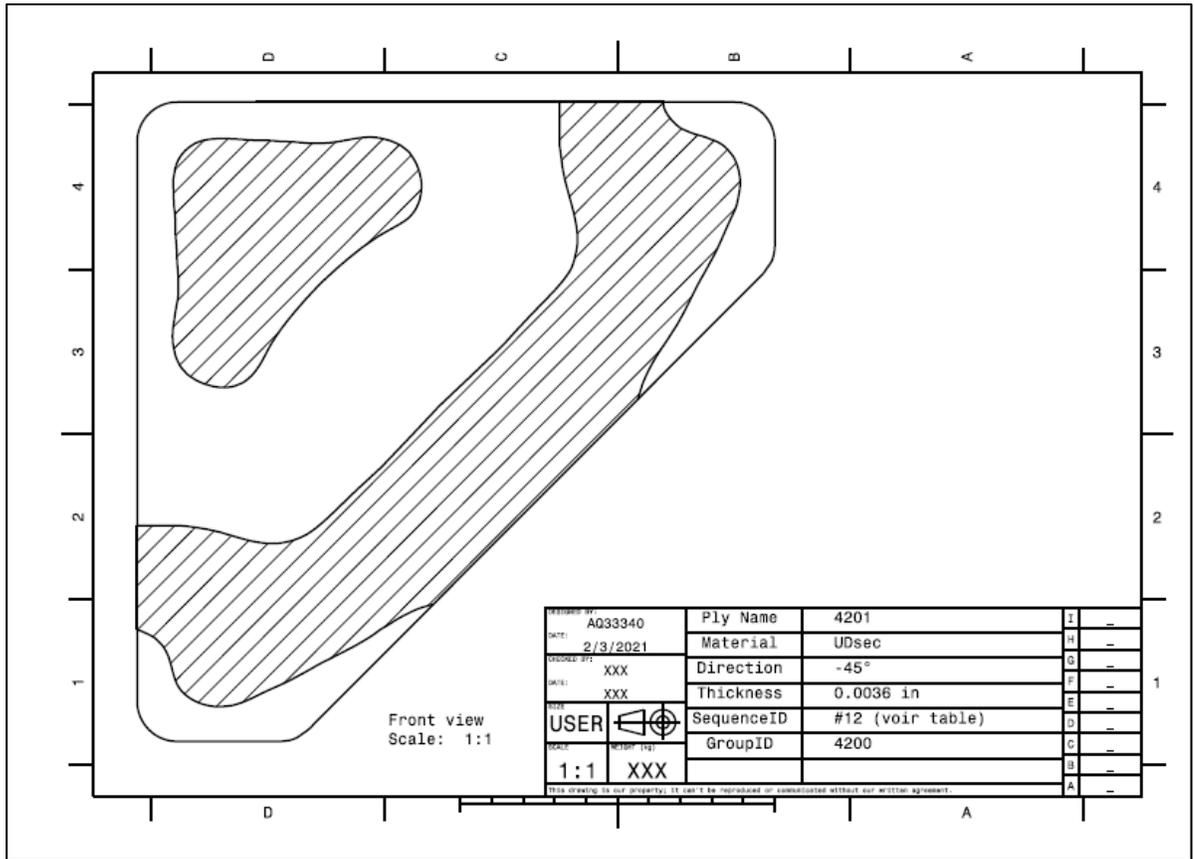


Figure -A IV-7 Dessin des plis 4200

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Altair. (2015). Computer Simulation's Role in Advancing Composite Aircraft Structures. *Altair Hyperworks Insider*. Repéré à <https://insider.altairhyperworks.com/featured-article-computer-simulations-role-advancing-composite-aircraft-structures/>
- Altair. (2016). *Altair University _OptiStruct for Composite Analysis _Optimization*. [Vidéo en ligne]. Repéré à <https://altair-2.wistia.com/medias/axrflzm45?wvideo=axrflzm45>
- Altair. (2020a). *Composite Optimization : three steps from concept to final design*. [Vidéo en ligne]. Repéré à <https://altair-2.wistia.com/medias/4a6uifhy05>
- Altair. (2020b). *Linear Buckling Analysis*. Repéré à https://2020.help.altair.com/2020/hwsolvers/os/topics/solvers/os/analysis_linear_buckling_c.htm
- Altair. (2020c). *PCOMPP Bulk Data Entry*. Repéré à https://2020.help.altair.com/2020/hwsolvers/os/topics/solvers/os/pcompp_bulk_r.htm
- Altair. (2020d). *Tutorial: Composite optimization of a skateboard with OptiStruct* (Issue March). Repéré à https://altairuniversity.com/wp-content/uploads/2013/07/Skateboard_tutorial_Prakash_MGJuly1.pdf
- ASTM. (2002). Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials. D790. *American Society for Testing and Materials*, 1–12. <https://doi.org/10.1520/D0790-17.2>
- ASTM. (2006). Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics 1 D638. *American Society for Testing and Materials, January 2004*, 1–15. <https://doi.org/10.1520/D0638-14.1>
- ASTM. (2008). Standard Test Methods for Density and Specific Gravity (Relative Density) of Plastics by Displacement D792. *American Society for Testing and Materials*, 6. <https://doi.org/10.1520/D0792-20.2>
- ASTM. (2010). Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics D695. *American Society for Testing and Materials*, 1–8. <https://doi.org/10.1520/D0695-15.2>
- ASTM. (2011). Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Matrix Composite Materials D2344. *American Society for Testing and Materials, 00(Reapproved 2006)*, 1–8. <https://doi.org/10.1520/D2344>
- ASTM. (2018). Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates. *ASTM Compass*, 1–31. <https://doi.org/10.1520/D5961>

- Alan Baker, Stuart Dutton, Donald Kelly. (2004). *Composite Materials for Aircraft Structures*. ISBN : 1563475405, 9781563475405
- BENDSØE, M. et SIGMUND, O. (2003). *Topology Optimization : Theory, Methods and Applications*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg.
- Bhudolia, S. K., Perrotey, P., & Joshi, S. C. (2017). Optimizing polymer infusion process for thin ply textile composites with novel matrix system. *Materials*, 10(3).
<https://doi.org/10.3390/ma10030293>
- Calder, M. (2011). *Robin Ultralight Project*. Repéré à <http://robinultralight.blogspot.com/2011/01/fuselage-construction.html>
- Chemistry Libretext. The Arrhenius Law - Arrhenius Plots. (2020, September 11).
<https://chem.libretexts.org/@go/page/1447>
- CHOMARAT. (n.d.). *C-PLY™*. Repéré à <https://composites.chomarat.com/marque/c-ply/>
- CREPIM. (n.d.). *Mesures des caractéristiques rhéologiques des polymères thermoplastiques Sommaire*. Repéré à https://www.crepim.com/docs/dvt_fr_plast_polymers_rheologie_formulations_complexes.pdf
- CTA; Cégep Edouard Montpetit. (n.d.). *Composites, chaire de recherche*. Repéré à <https://www.cegepmonpetit.ca/cta/services-et-equipement/composites#chaire-de-recherche>
- Daniel Gay. (1997). *Matériaux composites* (Hermès). ISBN: 2 86601 586 X
- Dias, W. (2011). Optimization of Laminate Composite Structures – Recent Advances and Applications. *Altair Hyperworks Insider*. Repéré à <https://insider.altairhyperworks.com/opt-laminate-composite/>
- Dima, G. (2015). The Influence of Corner Gussets over the Lightweight Tubular Latticed Beams. *Procedia Technology*, 19, 153–160.
<https://doi.org/10.1016/j.protcy.2015.02.023>
- DragonPlate. (2011). *Carbon Fiber Plate Gusset*. Repéré à <https://dragonplate.com/carbon-fiber-plate-gussets>
- Galos, J. (2020). Thin-ply composite laminates: a review. *Composite Structures*, 236(January). <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2020.111920>

- Guillamet, G., Turon, A., Costa, J., & Linde, P. (2016). A quick procedure to predict free-edge delamination in thin-ply laminates under tension. *Engineering Fracture Mechanics*, *168*, 28–39. <https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2016.01.019>
- Hart-Smith, L. J., & Troiani, E. (2017). Backing-out composite lamina strengths from cross-ply testing. *Comprehensive Composite Materials II*, 119–130. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-803581-8.03922-9>
- Huang, C., He, M., He, Y., Xiao, J., Zhang, J., Ju, S., & Jiang, D. (2018). Exploration relation between interlaminar shear properties of thin-ply laminates under short-beam bending and meso-structures. *Journal of Composite Materials*, *52*(17), 2375–2386. <https://doi.org/10.1177/0021998317745586>
- Kumar, B. M. (2017). Micromechanics of a Lamina. In *Composite Structures Design, Mechanics, Analysis, Manufacturing, and Testing (Composite)*. <https://doi.org/10.1201/9781315268057-3>
- North Thin Ply Technology. (2016). *The Thin Ply Advantage*. Repéré à <https://www.thinplytechnology.com/technology/thin-ply-advantage>
- Sihn, S., Kim, R. Y., Kawabe, K., & Tsai, S. W. (2007). Experimental studies of thin-ply laminated composites. *Composites Science and Technology*, *67*(6), 996–1008. <https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2006.06.008>